Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского

Выпуск 698

Научное рецензируемое издание

2025 г.

Выходит с 1942 года

Издатель:

Федеральное государственное бюджетное военное образовательное учреждение высшего образования «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского» Министерства обороны Российской Федерации

Редакционный совет

Председатель:

начальник Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского

доктор воен. наук **А. Н. Нестечук**

Члены редакционного совета:

С. В. Буг – *доктор пед. наук, проф.* (Михайловская военная артиллерийская академия);

В. П. Гаенко – *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации* (12 Центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации);

А. М. Гончаров – *доктор воен. наук, проф.* (Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»);

М. А. Еремеев – *доктор техн. наук, проф.* (Московский технологический университет);

А. В. Кузичкин – *доктор техн. наук, проф.* (Научно-исследовательский институт телевидения);

А. В. Сержантов – *доктор воен. наук, проф.* (Военная академия Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации);

Б. В. Соколов – *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки Российской Федерации* (Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук);

К. Г. Ставров – *доктор техн. наук, проф.* (Государственный научно-исследовательский навигационно-гидрографический институт)

Главный редактор:

доктор техн. наук, проф. **Ю. В. Кулешов**

Редколлегия:

председатель **Ю. В. Кулешов,** *доктор техн. наук, проф.;*

зам. председателя **И. В. Сахно,** *доктор техн. наук, проф.;*

ответственный секретарь **А. Л. Федер,** *доктор воен. наук, доц.;*

Н. Ф. Аверкиев, *доктор техн. наук, проф.;* **В. Ф. Алексеев,** *доктор техн. наук, проф.;*

Т. В. Алексеев, *доктор ист. наук, доц.;* **А. П. Алёшкин,** *доктор техн. наук, проф.;*

В. Н. Арсеньев, *доктор техн. наук, проф.;* **С. А. Багрецов**, *доктор техн. наук, доктор экон. наук, проф.*;

Е. В. Басотин, *доктор техн. наук, доц.*; **Д. Н. Бирюков,** *доктор техн. наук, проф.;*

И. А. Готюр, *доктор техн. наук, проф.;* **И. В. Грудинин**, *доктор воен. наук, проф.*;

А. П. Доронин, *доктор техн. наук, проф.;* **В. Л. Дорохов**, *доктор воен. наук, доц.;*

И. Ю. Еремеев, *доктор техн. наук, проф.;* **Б. Д. Казахов,** *доктор воен. наук, проф.;*

В. В. Клейменов, *доктор техн. наук, проф.;* **В. В. Козлов,** *доктор техн. наук, проф.;*

Н. С. Кужекин, *кандидат филос. наук, проф.;* **В. Н. Кузьмин,** *доктор воен. наук, проф.;*

Н. Б. Кунтурова, *доктор пед. наук, доц.;* **Е. Л. Лебедев,** *доктор техн. наук, проф.;*

А. Г. Ломако, *доктор техн. наук, проф.;* **А. И. Лоскутов,** *доктор техн. наук, проф.;*

Г. Н. Мальцев, *доктор техн. наук, проф.;* **Е. А. Новиков,** *доктор техн. наук, доц.;*

А. Н. Павлов, *доктор техн. наук, проф.;* **А. В. Паршуткин,** *доктор техн. наук, проф.;*

Д. М. Петров, *доктор экон. наук, доц.;* **С. В. Пилькевич,** *доктор техн. наук, доц.;*

Н. В. Радионов, *доктор экон. наук, проф.;* **Н. А. Репях,** *кандидат филос. наук, доц.;*

К. В. Семенов, *доктор техн. наук, доц.*; **Д. С. Сотник,** *доктор воен. наук;*

С. В. Федулов, *доктор ист. наук, доц.;* **И. В. Фоминов,** *доктор техн. наук, проф.;*

А. В. Чарушников, *доктор воен. наук, проф.*

ISSN 2218-5429

© Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 2025

Издание зарегистрировано
Управлением Федеральной службы по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзора).
Свидетельство о регистрации средства массовой информации
ПИ № ФС77-45867 от 20 июля 2011 г.
Издание включено в перечень рецензируемых научных изданий,
в которых должны быть опубликованы
основные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук,
на соискание ученой степени доктора наук (с 01 декабря 2015 г.).
Издание зарегистрировано в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ)

Ответственный за выпуск:
редактор **А. В. Головина**
Технический редактор
и компьютерная верстка: **Е. Е. Лавриенко**

Техническая поддержка:
К. И. Чувирова

Адрес:
197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13;
тел.: 8 (812) 347-97-05;
http://trudvka.ru

Подписано к печ. 19.12.2025.
Формат печатного листа 320 × 450/2.
Уч.-печ. л. 120,00. Уч.-изд. л. 60,00
Тираж 26 экз. Заказ 4279/141.
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А. Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

Волков В. Ф., Капитонов О. В., Мосин Д. А. Методика расчета вероятностно-временных характеристик процессов информационного взаимодействия между пунктами управления в многоуровневых иерархических системах 7

Галипанов Р. Н., Иконников О. В. Методика формирования временно создаваемых органов управления на основе системного анализа и многокритериальной оптимизации 16

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

Богачёв С. А., Власов С. А., Горланов Н. В. Оптимизация орбитальных структур систем космических аппаратов непрерывного обзора всей поверхности Земли, использующих полосы непрерывного обзора 24

Вознюк В. В., Маслик А. Г., Сиротин И. Н. Исследование погрешностей и применимости методов определения координат спутников-ретрансляторов при решении задач геопространственной локации 38

Ерунов А. А., Кадуков Е. П., Черкашин А. П. Аналитическая модель сигнала с модифицированной OFDM-модуляцией для реализации квазикодового разделения каналов сигналов Франка 52

Зайцев Д. О., Легков К. Е., Федонин В. В. Методика комплексного построения цифрового двойника объекта сложной геометрической формы для расчета статических радиолокационных характеристик 58

Казанцев А. А., Самородов Б. А., Сытенко К. А. Методика определения положения локальных центров рассеяния на основе оценки их треков на радиолокационной сингограмме с использованием обобщенного преобразования Хафа 70

Калюта А. Н., Коробченко И. П., Логунов С. В., Мальцев Г. Н. Методический подход к анализу достоверности распознавания нештатных ситуаций на борту космического аппарата по фотометрической информации дистанционных наблюдений 83

Калюта А. Н., Логунов С. В., Мальцев Г. Н. Обработка некоординатной информации о космических аппаратах для оценки их состояния по данным дистанционных наблюдений наземными оптико-электронными системами 92

Косырев А. В. Методика диагностирования военной техники связи при множественных отказах, вызванных коротким замыканием в цепи питания 99

Маслик А. Г., Семенюк С. С., Сиротин И. Н. Исследование влияния суточной эволюции пространственной конфигурации спутниковых ретрансляторов на геостационарной орбите на точность определения местоположения источников непреднамеренных помех разностно-дальномерным методом 112

СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

Алёхин С. Г., Калмычков И. Е., Худас А. И. Оценивание эффективности формирования многоспутниковых группировок малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли 124

Андрейченко М. И., Еремеев И. Ю., Семенюк С. С. Метод определения координат абонентских терминалов спутниковых систем связи с использованием двух движущихся радиоприемных устройств на основе расчета пространственной взаимной функции неопределенности 136

Бирюков Д. М., Новиков А. В., Тимощук А. С. Применение данных гидродинамических моделей атмосферы в задачах прогнозирования гололедных явлений 146

Богданов А. В., Еремеев И. Ю., Овчаренко Л. А. Обнаружение синхропоследовательностей Задова – Чу в групповом сигнале с ортогональным частотным мультиплексированием данных в условиях неопределенности корневого индекса и циклического сдвига 161

Борисов А. А., Маков А. Б., Чернышев С. В. Оценивание гидрометеорологической опасности района космодрома «Восточный», связанной с грозовой деятельностью, при решении задач подготовки и запуска ракет космического назначения 171

Доронин А. П., Козлова Н. А., Петроченко В. М. К вопросу о непригодности к модифицированию переохлажденных облаков неконвективных форм 179

Козлов Н. Г., Маков А. Б., Филиппёнок В. В., Яременко И. А. Теоретическое обоснование решения задачи раннего обнаружения и идентифицирования арктических мезовихрей по данным спутников серии «Арктика-М» при обеспечении безопасности морского судоходства 188

Шемелов В. А., Буланов Д. А. Метод оптимального размещения станций зондирования атмосферы в задаче восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдений 200

Шемелов В. А., Ефременко А. Н. Исследование влияния волн тепла на функционирование высокопотенциальных радиолокационных станций в условиях меняющегося климата 209

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Андрушкевич С. С., Петренко А. С. Применение оптимизированного AQFT-преобразования для решения задач криптоанализа 222

Богданов В. С., Лазарев А. А., Паршунин Д. Ю. Анализ подходов к оценке эффективности формируемой структуры системы обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак и выбора ее рационального варианта 230

Бухаров Е. О., Лазарев А. А., Паршунин Д. Ю. Методика обоснования структуры обнаружения, предупреждения и ликвидации компьютерных атак на комплексы средств автоматизации пунктов управления группировкой войск (сил) в районе военных действий 237

Неаскин С. Р., Соловьев И. А. Математическая модель управления конфигурацией безопасности автоматизированной системы в условиях деструктивных воздействий 245

Соловьев И. А., Стельмах С. Ф. Методический подход к оцениванию комплексного показателя текущего состояния защиты информации и обеспечения безопасности объектов информационной инфраструктуры (информатизации) 259

РАЗРАБОТКА, ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВООРУЖЕНИЯ И ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ. ВОЕННАЯ МЕТРОЛОГИЯ

Абдурахимов А. А., Вилисов Д. В., Матвеев Г. А., Соя Г. А. Методика выбора мероприятий оперативного парирования нарушений функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата в условиях деградации терморегулирующих покрытий 269

Арсеньев В. Н., Колосов Е. В., Слатова Е. В. Методика планирования измерений частных признаков наблюдаемых объектов орбитальным средством контроля космического пространства для обеспечения заданного качества выбора целевого объекта 279

Бабин А. М., Житный М. В., Копейка А. Л., Мартынов В. В. Разработка и испытания экспериментального образца газодинамической пневматической установки 288

Басотин Е. В., Вивчарь Р. М., Кривоносов А. В. Сааль И. Е. Модель эксплуатации сложной военно-технической системы в условиях прогрессирующего морального устаревания элементной базы 295

Белянкин А. В., Васильев Г. С., Уханов И. Г. Математическая модель силового привода с эффектом памяти формы для раскрытия элементов конструкций космических аппаратов..... 309

Гнатюк А. И., Крупский К. А., Шавин А. С. Модель функционирования бортового оптико-электронного средства мониторинга техногенной космической обстановки в условиях микровибраций 319

Гоголевский А. С., Трепков Р. Е. Методика формирования системы показателей живучести распределенной системы энергообеспечения 330

Загорный С. В., Казимиров А. В., Лашко Р. О. Вероятностная модель взрыва при эксплуатации комплекса заправки ракет-носителей сжиженным природным газом 337

Загорный С. В., Казимиров А. В., Лашко Р. О. Методика экспериментального исследования влияния условий внешней среды на равновесную температуру поверхности элементов гидравлической системы комплекса заправки ракет-носителей СПГ и стенд для проведения эксперимента 347

Иванов С. В., Иваню А. Ю., Красичков А. С., Лоскутов А. И., Шиян А. Н. Концепция проактивного мониторинга состояния сложных объектов с восстановлением их работоспособности при аварийных ситуациях в применении к техническим, социальным и биологическим системам 359

Иваню А. Ю., Лоскутов А. И., Мищенко В. И., Столяров А. В., Шиян А. Н. Методика эксплуатации бортовой аппаратуры космических аппаратов в условиях автономного выполнения задач на основе распределённого анализа технического состояния подсистем в различных режимах 369

Карагодин В. В., Панфилов И. О., Хомич И. В. Нелинейная модель бесщеточного синхронного генератора в переменных состояния 381

Копкин Е. В., Чикуров В. А. Оптимальная по достоверности гибкая программа диагностирования объекта при использовании интервальных диагностических признаков 396

Унрау Д. С. Модель выработки ресурса камеры жидкостного ракетного двигателя ракетного блока с ракетодинамической системой спасения 414

ПРОБЛЕМЫ ВОЕННОГО ОБРАЗОВАНИЯ, ВОИНСКОГО ОБУЧЕНИЯ И ВОСПИТАНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ ПОВСЕДНЕВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ВОЙСК

Буриков С. В., Кужекин И. Н. Пути повышения эффективности системы мотивации и стимулирования офицеров курсового звена к достижению высоких результатов в воспитании и организации повседневной деятельности курсантских коллективов 424

Гришин В. В., Коновальчик М. С., Мержвинская Л. В. Личностно-компетентностный подход к формированию и анализу служебных отзывов на выпускников вузов Минобороны России 432

Кириллов И. Г., Севереико А. В., Фалеев П. А. Анализ эффективности использования вооружения военно-тактических игр при проведении технических тренировок по огневой подготовке 438

ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

Огородников В. П. Диалектика необходимости и случайности в объективном мире и в его познании 448

Рефераты статей 458

Сведения об авторах 471

Сведения о рецензентах 478

В. Ф. Волков,
доктор военных наук, профессор;
О. В. Капитонов;
Д. А. Мосин,
доктор военных наук, доцент

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВЕРОЯТНОСТНО-ВРЕМЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЦЕССОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МЕЖДУ ПУНКТАМИ УПРАВЛЕНИЯ В МНОГОУРОВНЕВЫХ ИЕРАРХИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

Разработана методика оценивания вероятностно-временных характеристик потока командно-программной информации в многоуровневых иерархических системах управления. При моделировании прохождения сигналов учитываются ограничения, обусловленные цикличностью движения потребителей целевой информации. Разработанная методика включает реализацию имитационных циклов и требования к вероятности предотвращения несанкционированного доступа в автоматизированные системы управления (АСУ).

Ключевые слова: вероятностно-временные характеристики, иерархическая система управления, действия операторов, перемаршрутизация, ошибки первого и второго рода.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящие время в связи с возрастанием киберугроз резко возросла значимость создания дополнительных программно-аппаратных средств, обеспечивающих информационную безопасность производственных, финансовых и управленческих структур. Так как в условиях интенсивной цифровизации всех организационных уровней обоснование управленческих решений зависит от достоверности входных и выходных данных, то возникает необходимость разработки научно-методического аппарата для расчета вероятностно-временных характеристик соответствующих автоматизированных систем управления (АСУ). Вопросы оптимизации сетевой структуры АСУ рассматривались во многих работах, посвященных учету пропускной способности сети, топологии узлов, организации направленного перебора с отбрасыванием неэффективных вариантов [1–5]. Однако при этом не решалась задача обоснования облика подсистемы, дополнительно включаемой в структуру АСУ с целью расчета вероятностно-временных характеристик потока командно-программной информации в многоуровневых иерархических системах управления (МИСУ).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим функционирование некоторой иерархической системы управления с числом уровней не менее трех (рис. 1).

Наиболее распространенным частным показателем эффективности функционирования АСУ такого типа является вероятность доведения управляющего сигнала до потребителей за заданное или минимальное время [6–10]. Будем полагать, что предварительное распределение управляемых объектов (третий уровень) между пунктами управления второго уровня произведено. Задача маршрутизации может рассматриваться в двух вариантах:

1) передача информации, включая управляющий сигнал, осуществляется через общую сеть Министерства связи;

2) исследуемая МИСУ имеет собственную систему передачи данных (СПД).

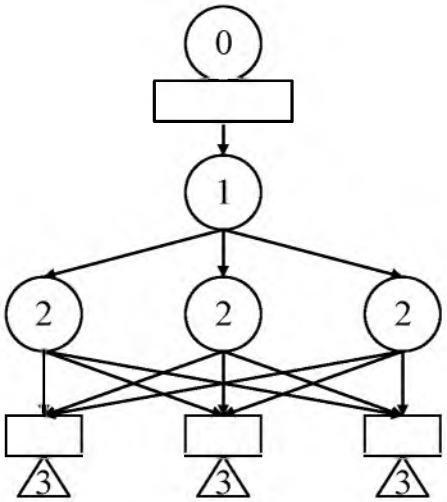


Рис. 1. Общая схема доведения информации до исполнительного уровня: 0 – центр принятия концептуальных решений; 1 – уровень решения задачи распределения маршрутов по информационным направлениям; 2 – уровень выработки управляющего сигнала для назначенного объекта; 3 – уровень доведения и реализации управляющего сигнала

Для первого варианта целесообразно использовать общеизвестные [5, 7, 8] алгоритмы управления коммуникациями с возможной доработкой в целях корректировки распределения сигналов в случае сбоев или информационно-технического воздействия (ИТВ). Для второго варианта вследствие однозначности подключения контролируемой информационной линии при расчетных условиях обстановки первоначально решение задачи выбора для каждого пункта управления не требуется (ниже будет показано, что это упрощение касается только прохождения информации через первый уровень).

Таким образом, для любого варианта облика МИСУ, функционирующей в условиях потенциальной деградации сети, возникает задача минимизации времени доведения управляющего сигнала при обеспечении требуемой вероятности его доведения. Решение данной задачи, после ее декомпозиции, может быть получено путем обоснования облика дополнительных защитных подсистем (ДЗП), определения уровня размещения ДЗП в структуре АСУ и разработки алгоритма адаптивной маршрутизации, ориентированного на возможную реконфигурацию сети после воздействия на нее противником. Предварительные исследования показали, что наиболее целесообразным может быть вариант установки ДЗП на верхнем и нижнем уровнях АСУ для блокирования несанкционированных входных сигналов и обеспечения прохождения санкционированных сигналов. Соответствующий алгоритм перемаршрутизации должен быть включен в состав специального математического обеспечения системы взаимосвязанных ДЗП.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОХОЖДЕНИЯ КОМАНДНО-ПРОГРАММНОЙ ИНФОРМАЦИИ В МНОГОУРОВНЕВЫХ ИЕРАРХИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ МЕТОДА МОНТЕ-КАРЛО

Примем допущение, что предварительное распределение обслуживаемых объектов между пунктами управления произведено. Для несимметричных многоуровневых структур универсальных выражений расчета вероятности доведения сигнала не существует, так как при изменении обстановки и, как следствие, при переходе к новой сетевой структуре необходимо получение новой системы выражений. Аналитическое решение такой задачи потребует до-

полнительных временных затрат, обусловленных необходимостью вычисления характеристик распределения смешанных случайных величин, что создает риск срыва своевременной подготовки предложений для корректировки первоначального плана подготовки применения. Для устранения этого недостатка представляется целесообразным применение метода статистических испытаний. Логика его применения заключается в следующем. Разыгрывается прохождение сигналов на первом уровне. При положительном исходе розыгрыша (удовлетворяются вероятностные условия эквивалентности по надежности [2, 11] и выполняются временные ограничения, а также ограничения по моделированию потока входных сигналов и потока ИТВ, соответствующие данному уровню) осуществляется переход к следующему уровню АСУ. При отрицательном исходе данное статистическое испытание считается неудачным, в вычислительном эксперименте организуется новая попытка.

При имитации временных затрат для иерархических систем, предназначенных для доведения информации до подвижных объектов (ПО), описанная процедура усложняется, так как в сегментах движения модельного времени необходимо учесть возможный уход ПО из зон досягаемости передаваемой информации (географическая недоступность, геофизические факторы, односторонняя блокировка) [12–15]. Закон распределения участков разрыва информационного взаимодействия может быть определен численным методом для конкретных исходных данных (по структуре АСУ и по перемещениям обслуживаемых объектов). Правой границей проверяемого при моделировании интервала является величина $\mu_1 * t_1$ (где μ_1 – коэффициент допустимого отклонения).

После завершения работы программы моделирования рассчитываются статистическая оценка вероятности доведения управляющего сигнала, математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение времени доведения, а также соответствующие доверительный интервал и доверительная вероятность.

Алгоритм моделирования процесса прохождения потока командно-программной информации (КПИ) рассмотрим на примере линейной двухуровневой структуры. На рис. 2 представлен фрагмент алгоритма, где использованы следующие обозначения:

p_1 – вероятность успешной обработки входной информации на первом уровне;

p_2 – вероятность успешной обработки входной информации на втором уровне;

m – число успешных испытаний;

n – индекс (номер) текущего испытания;

N – объем вычислительного эксперимента.

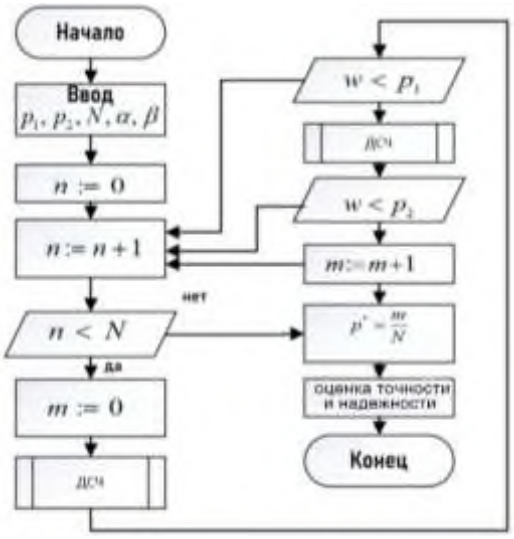


Рис. 2. Алгоритм моделирования процесса прохождения командно-программной информации

Приведенный алгоритм соответствует варианту передачи информации при использовании собственной сети. При этом правая часть первичного временного ограничения определяется характеристиками, указанными в технической документации.

При использовании общей СПД в алгоритме моделирования необходимо учесть деградацию результатов решения задач маршрутизации, основанных, например, на методе Беллмана – Мура [1, 10, 16]. Причинами могут быть не только воздействия конкурентов, но и «некорректные» действия операторов. Как правило, доведение сигналов управления от уровня к уровню осуществляется с использованием кода подтверждения фактического доведения корректного сигнала. Время ожидания «обратной квитанции» ограничено и, если по истечению времени квитанция о доставке не получена, то сигнал управления считается утерянным. Такой стандартный способ доведения сигнала позволяет осуществлять контроль передачи управляющей информации и повысить вероятность его успешного получения следующим звеном, однако время доставки управляющего сигнала в этом случае увеличивается.

В момент ИТВ на элементы СПД сигналы управления целевыми объектами подвергаются искажению, в этих случаях сигнал немедленно уточняется оператором и сравнивается с сигналом, полученным по другим каналам связи повторным запросом у вышестоящего пункта управления, что также приводит к увеличению времени цикла доставки сигнала и срыву выполнения информационной задачи. Описанная структурная схема доведения сигналов представлена на рис. 3, где показан процесс доведения при использовании алгоритма уточнения через другие каналы связи в случае его замены и реализации алгоритма зонирования для поиска звеньев, способных выдержать увеличившуюся нагрузку (рис. 4, 5).

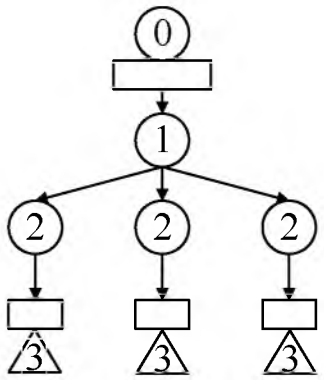


Рис. 3. Схема штатного распределения сетевой нагрузки

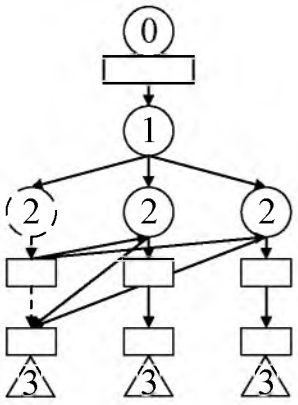


Рис. 4. Схема переключения сетевой нагрузки вследствие возможной деградации одного информационного направления после «квитирования»

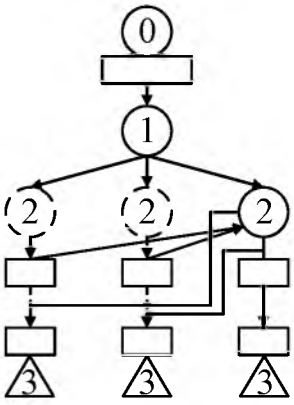


Рис. 5. Схема переключения сетевой нагрузки вследствие возможной деградации двух информационных направлений после «квитирования»

Таким образом, в перечень функций, выполняемых ДЗП, необходимо включить функцию обеспечения обратной связи и реализации процедуры переназначения вследствие «квитирования» или «затухания» сигнала. Вышеописанная ситуация вызывает необходимость перемаршрутизации с учетом степени загрузки комплекса средств автоматизации каждого пункта управления.

УЧЕТ ВЕРОЯТНОСТНО-ВРЕМЕННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ИМИТАЦИЮ ПРОХОЖДЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ СИГНАЛОВ

Рассмотрим подробнее факторы, влияющие на основные значения временных ограничений Δt. Выше отмечалось, что минимальная величина Δt определяется конструктивными особенностями, но сумма требуемых значений должна уложиться в интервал, обеспечивающий своевременное функционирование управляемой системы. На рис. 6 представлено соотношение моментов прохождения сигнала от времени подачи команды T_k до момента начала планового функционирования потребителя $T_{\text{птр}}^{\text{пл}}$ с учетом планового завершения обработки и передачи информации на *i*-м уровне $t_i^{\text{тр}}$:

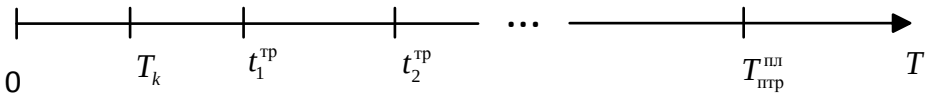


Рис. 6. Соотношение моментов прохождения сигнала

Величина $T_{\text{птр}}^{\text{пл}}$ определяется требованиями высших органов управления и должна учитывать не только технологические особенности применения конкретных объектов, но и специфику распорядительной информации государственных органов и технологических параметров АСУ. Например, для активных подвижных объектов (АПО), функционирующих в циклическом режиме [12–13], возможно технологическое смещение момента $T_{\text{птр}}^{\text{пл}}$, обусловленное физическими факторами и зависящее от начального момента T_k функционирования АСУ. Поэтому в более общей постановке величина $T_{\text{птр}}^{\text{пл}}$ должна рассматриваться как функция случайного аргумента T_k (например, распределенного по бета-закону на интервале порядка несколько суток вперед). При таком подходе при обосновании решений необходимо рассматривать новый, дополнительный показатель – гарантированную вероятность $P(P(T < T^{\text{пл}}) > P^{\text{тр}})$ выполнения задачи доведения сигнала управления за заданное (или минимальное) время с требуемой вероятностью. Кроме того, возможен вариант рассмотрения другого дополнительного показателя $P(P(T < T^{\text{пл}}) > P^{\text{пл}})$ – гарантированной вероятности выполнения задачи доведения сигнала управления с требуемой вероятностью при нечетком временном интервале $T^{\text{пл}}$. Например, если доведение сигнала должно быть завершено не позднее директивного момента времени $T^{\text{пл}}$, а тактико-технические характеристики (ТТХ) АСУ позволяют довести команду за время T, то при распределении величин $T^{\text{пл}}$ и T по смещенным показательным законам с параметрами $\mu = 0,5$; $a = I$ и $\nu = I$; $c = 0,2$ после проведения расчетов по алгоритмам теории функционирования сложных систем получим $P^{\text{г}} = 0,424$ для уровня гарантии $P^{\text{пл}} = 0,9$.

Таким образом, при рандомизации процесса прохождения управляющего сигнала необходимо учитывать дискретность модельного времени, обусловленную цикличностью смещения интервалов взаимодействия пунктов управления с обслуживаемыми объектами. Число циклов различных типов в разработанной имитационной модели должно составлять не менее значения величины $R = 4k + 1$, где k – число уровней. При этом число замкнутых последовательностей в каждом цикле (вероятностном, оперативно-временном, цикле проверки риска должностным лицом органа управления старшего уровня и нижнего уровня) является случайной величиной.

Следует отметить также, что последовательная адаптация параметров облика ДЗП в варианте планирования применения АСУ на продолжительные сроки должна учитывать увеличение числа рандомизированных циклов, обусловленное дополнительными вероятностно-временными ограничениями.

Кроме вышеописанных логических циклов, при дооснащении АСУ подсистемами ДЗП, возникает необходимость учета вероятностей ошибок первого и второго рода, непосредственно характеризующих риски пропуска несанкционированных сигналов и блокирования штатных сигналов.

Введем следующие обозначения:

x – действительное значение сигнала;

z – зафиксированная величина полученного сигнала (измеряемого параметра);

y – погрешность измерений.

Так как вследствие ИТВ будет определено не действительное значение параметра, а искаженное, то имеет место равенство $z = x + y$.

Закон распределения случайной величины z можно найти с помощью композиции законов распределения. На рис. 7 пунктирной линией показана кривая распределения $\varphi_z(z)$ случайной величины z.

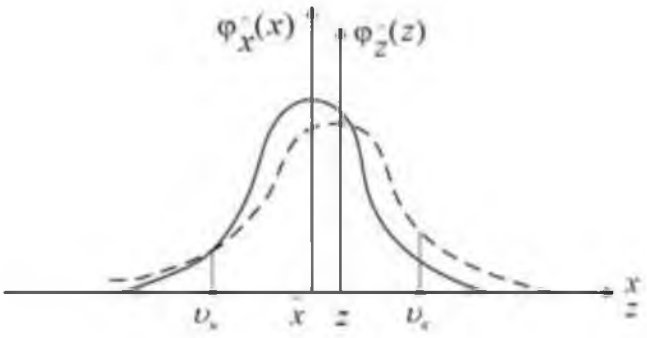


Рис. 7. Деформация кривой распределения параметров сигнала

Ошибки измерения приводят к деформации кривой распределения (кривая растягивается) и к ее смещению (если $y \neq 0$). Вследствие этого появляется возможность забраковать годный сигнал (ошибка первого рода) или пропустить ложный сигнал (ошибка второго рода).

Выясним физический смысл ошибок первого и второго рода применительно к рассматриваемой задаче. Изобразим кривую распределения $\varphi_x(x)$ входного параметра (рис. 8). Пусть выходной параметр в данном измерении принял значение x_1, находящееся в поле допуска (т. е. сигнал является штатным) вблизи верхней границы допуска $\upsilon_в$. Это значение будет зафиксировано с ошибкой. Кривая распределения погрешностей измерения $\varphi_y(y)$ расположится симметрично относительно значения x_1 (погрешность измерения может быть допущена как в большую, так и в меньшую сторону, систематическими ошибками мы пренебрегаем).

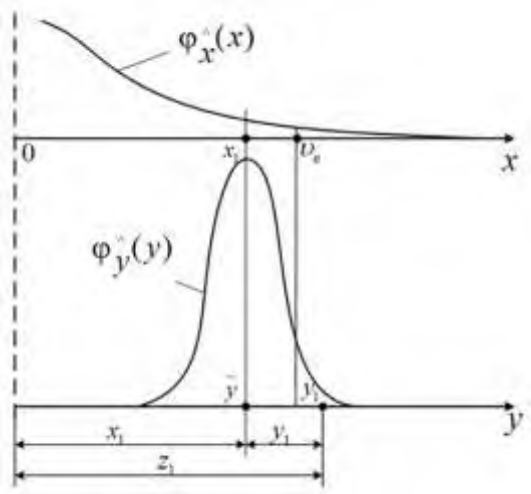


Рис. 8. Ошибочная идентификация правильного сигнала

Пусть погрешность измерения в этом конкретном случае равна y_1. Тогда значения измеренного z_1 будут находиться вне поля допуска и правильный сигнал будет забракован (так как $z_1 = x_1 + y_1$).

Такую же картину можно изобразить и для случая, когда значение выходного параметра x_2 окажется вблизи нижней границы допуска $\upsilon_н$.

Таким образом, риск «ложной тревоги» α представляет собой вероятность события $(z < \upsilon_н)$ или $(z < \upsilon_в)$ при $(\upsilon_н \le x \le \upsilon_в)$:

$$\alpha = P\left(\left[(z < \upsilon_н) \cup (z < \upsilon_в)\right]\right) | (\upsilon_н \le x \le \upsilon_в). \quad (1)$$

Аналогично можно найти выражение для риска «пропуска несанкционированного сигнала» β. Он представляет собой вероятность события $(\upsilon_н \le x \le \upsilon_в)$ при $x < \upsilon_н$ или при $x > \upsilon_b$, т. е.

$$\beta = P\left((\upsilon_н \le z \le \upsilon_в) | \left[\left(x < \upsilon_н\right) \cup (x > \upsilon_в)\right)\right]. \quad (2)$$

Величина этих рисков зависит от степени сложности передаваемого сигнала, процесса, параметров целенаправленных помех, точностных характеристик метода измерения и измерительных приборов (в том числе ДЗП), от величины поля допуска [17]. Для учета риска «пропуска несанкционированного сигнала» и риска «ложной тревоги» в алгоритме моделирования процесса прохождения командно-программной информации должны быть предусмотрены блок имитации входного потока, блок имитации массива погрешностей измерений и организованы циклы проверки выполнения неравенств $\alpha < \alpha^{тр}$ и $\beta < \beta^{тр}$. Требуемые значения $P^{тр}$, $\alpha^{тр}$, $\beta^{тр}$ задаются в руководящих документах [14, 15], а величины α и β – либо определяются методом, основанным на использовании условных законов распределения, либо определяются методом, основанным на использовании теоремы умножения вероятностей [2, 6, 7].

При моделировании процессов управления в интересах планирования на продолжительные сроки представляется целесообразным, исходя из технологии функционирования мобильных управляемых объектов, иметь в виду увеличение числа рандомизированных циклов, обусловленное учетом дополнительных вероятностно-временных ограничений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный методический аппарат целесообразно применять в ходе военно-научного сопровождения реализации составных элементов разрабатываемой системы ситуационной осведомленности должностных лиц, включая компоненты технологической инфраструктуры и математического обеспечения.

Для решения задачи предотвращения несанкционированного доступа в структуру АСУ должны быть включены ДЗП, не только блокирующие прохождение ложных сигналов, но и обеспечивающие организацию обратной связи и перемаршрутизацию санкционированных сигналов.

При моделировании в интересах планирования на продолжительные сроки представляется целесообразным, исходя из физики функционирования мобильных объектов управления, осуществляющих взаимодействие (информационное, вещественное, энергетическое) с множеством управляющих объектов (информационное, вещественное, энергетическое), поэтапно учитывать вероятностно-временные ограничения на каждом уровне АСУ.

Процесс имитации прохождения сигналов через первый уровень включает следующие этапы: ввод данных для моделирования входного сигнала; ввод данных для моделирования ИТВ; моделирование события $\alpha < \alpha^{\text{тр}}$; моделирование события $\beta < \beta^{\text{тр}}$; моделирование события $w < P_1$; моделирование события $\Delta t < t_1^{\text{тр}}$.

Содержание этапов для второго уровня, при условии продолжения воздействий противника, аналогично содержанию этапов первого уровня.

Число циклов при имитации адаптационного доведения сигналов должно составлять не менее величины $4k+1$, где k – число уровней АСУ. Однако объем циклов может увеличиться при рандомизации параметров оперативных требований, например, при пересчете координат зон информационного взаимодействия, обусловленного мобильностью обслуживаемых объектов. В этом случае используется теория стохастической индикации [6].

Список использованных источников

1. *Чумичкин А. А.* Моделирование автоматизированных систем управления сложными ОТС-Воронеж // I-methds. – 2020. – Т. 12, вып. 1. – С. 2–14.

2. Надежность изделий и систем: учеб. пособие / З. А. Велеулов [и др.]. – СПб. : Ун-т ИТМО, 2023. – 184 с.

3. Исследование потенциальных возможностей системы управления движением и навигации МКА в условиях существенной неопределенности реализации режимов ориентации / А. Н. Павлов [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. – 2023. – № 8. – С. 23–37.

4. *Басов О. О., Бачурин С. С.* Концептуальные основы обеспечения безопасности критически важных объектов // Экономика. Информатика. – 2020. – № 47 (1). – С. 154–163.

5. *Мосин Д. А., Паршиков А. А.* Модель оценивания целевых возможностей наземного комплекса управления КА транспортного слоя многоспутниковой интегрированной космической сети // Известия ТГУ. Технические науки. – 2024. – Вып. 11. – С. 318–321.

6. *Петухов Г. Б., Якунин В. И.* Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М. : АСТ, 2006. – 504 с.

7. *Медведев А. А.* Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективности : моногр. – Королев : Изд-во ДСиК, 2020. – 400 с.

8. *Юсупов Р. М., Мусаев А. А.* Особенности оценивания эффективности информационных систем и технологий // Труды СПИИРАН. – 2017. – № 51. – С. 5–34.

9. *Грудинин И. В., Суровикин С. В.* Управление ресурсами информационно-управляющей подсистемы АСУ огнем в интересах обеспечения ее живучести // Известия Института инженерной физики. – 2016. – № 3 (41). – С. 57–62.

10. *Макаренко С. И.* Интероперабельность человеко-машинных интерфейсов : моногр. – СПб. : Наукоемкие технологии, 2023. – 185 с.

11. *Цимбал В. А., Москвин А. А.* Математическое моделирование нахождения вероятностно-временных характеристик информационного обмена для протоколов типа X.25 // Материалы XX международной конференции «Цифровая обработка сигналов и ее применение». – 2018. – Т. 1. – С. 131–136.

12. *Аверкиев Н. Ф., Рожковский С. Л., Хасанов А. Ю.* Определение длительности развертывания многоспутниковой орбитальной группировки космических аппаратов с нестабильной баллистической структурой // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 222–227.

13. Определение наибольшего разрыва во времени наблюдения при различных вариантах баллистических структур орбитальных группировок космических аппаратов глобального периодического обзора поверхности Земли / Р. А. Винокуров [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 161–172.

14. Автоматизированные системы. Защита от несанкционированного доступа к информации. Классификация автоматизированных систем и требования по защите информации : руководящий док. : [утв. решением председателя Гостехкомиссии от 30 марта 1992 г.]. – URL : http//files/stroyinf.ru/Data2/1/4293809/4293809157.pdf (дата обращения: 03.12.2025).

15. ГОСТ 34100.3-2017 Неопределенность измерения. Ч. 3 : Руководство по выражению неопределенности измерения : [утв. и введ. в действие Фед. агентством по техн. регулированию и метрологии 12.09.2017 г. № 1065-ст] : введ. 01.09.2018. – URL : https://base.garant.ru/71910770 (дата обращения: 03.12.2025).

16. Метод отказоустойчивой параллельной обработки информации в бортовых вычислительных системах летательных аппаратов на основе временной избыточности вычислительного процесса / А. Г. Басыров [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. – 2023. – Вып. 6. – С. 33–39.

17. *Калюта А. Н., Мальцев Г. Н., Склемин Д. В.* Достоверность технического диагностирования сложных технических систем с использованием диагностических моделей // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 211–220.

Р. Н. Галипанов;
О. В. Иконников,
кандидат военных наук, доцент

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ВРЕМЕННО СОЗДАВАЕМЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ СИСТЕМНОГО АНАЛИЗА И МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

В условиях трансформации подходов к управлению современными организационно-техническими системами задача формирования временно создаваемых органов управления для решения сложных, внезапно возникающих и нетривиальных задач, выполняемых организационно-техническими системами с требуемым качеством управления ими, при одновременной минимизации затрачиваемых ресурсов, времени и количества привлекаемых должностных лиц, приобретает все большую актуальность.

Предложенная в статье методика позволяет получить практически реализуемые рекомендации по формированию временно создаваемых органов управления, минимизировав рассогласование по наиболее важным задачам.

Ключевые слова: временно создаваемый орган управления, эвристическая методика формирования временно создаваемых органов управления.

ВВЕДЕНИЕ

Современное развитие теории практики управления сложными организационно-техническими системами характеризуется ускоренной трансформацией подходов к этому процессу. Эта трансформация обусловлена научно-техническим прогрессом в сфере управления деятельностью организационно-технических систем (ОТС), развитием технических и информационно-вычислительных средств, расширением спектра выполняемых ОТС функций, а также глубоким проникновением процессов цифровизации, автоматизации и внедрения систем поддержки принятия решений в управление организационно-техническими системами [1, 2].

Указанные процессы существенно увеличивают сложность учета, анализа и прогнозирования факторов выполнения задач, предъявляя повышенные требования к компетентности должностных лиц органов управления (ДЛОУ) и лиц, принимающих решения [3]. В этих условиях особую актуальность приобретает проблема научно-методического обоснования формирования органов управления, способных оперативно адаптироваться к динамично меняющейся обстановке.

Предлагаемый в статье подход фокусируется на методике формирования временно создаваемых органов управления (ВСОУ), необходимость в которых возникает при выполнении разовых задач, временных проектов или в условиях значительной трансформации поставленных задач, нивелируемой со временем. Актуальность данной проблемы подтверждается практикой управления организационно-техническими системами, где традиционные подходы к формированию ВСОУ демонстрируют системные недостатки.

Ключевым противоречием является необходимость обеспечения требуемого качества управления при одновременной минимизации затрачиваемых ресурсов: времени, материальных средств и, что особенно критично, количества привлекаемых должностных лиц в условиях их ограниченной доступности [4, 5]. Разрешение этого противоречия требует разработки формализованной методики, основанной на принципах системного анализа и современных методах оптимизации.

СИСТЕМНО-КИБЕРНЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВАНИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ВРЕМЕННО-СОЗДАВАЕМЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

В настоящее время ОТС характеризуются следующими ключевыми признаками: децентрализованностью управления, наличием множественных обратных связей, способностью к самоорганизации, эмерджентностью поведения (возникновением новых качеств, не свойственных отдельным элементам) и резильентностью (способностью сохранять функциональность при внешних возмущениях, включая частичную или полную потерю отдельных элементов) по отношению к внешним возмущениям. Органы управления оперативного и тактического уровня, реализующие управляющие функции ОТС в современных условиях, должны полностью соответствовать этой модели.

Для решения внезапно возникающих и нетривиальных задач, когда возникающие новые качества, несвойственные отдельным элементам ОТС, недостаточно изучены, возникают «спонтанно», непосредственно в ходе применения с ВСОУ тактического, а тем более оперативного уровней, не снимается ответственность за управление ОТС, цель которого в данном случае не только не позволить системе выйти из состояния «равновесия», но и адекватно сформировать когнитивную карту выполнения задач в соответствии с динамической структурой событий. Кибернетика, как наука об управлении, связи и переработке информации в сложных системах [7], предоставляет фундаментальные принципы для моделирования таких ВСОУ. Центральным среди них является принцип необходимого разнообразия (закон Эшби) [8], согласно которому разнообразие управляющей системы (в данном случае ВСОУ) должно быть не меньше разнообразия управляемой среды (обстановки) или возмущений, действующих на нее. Это означает, что структура и состав ВСОУ должны обладать достаточной гибкостью и адаптивностью, чтобы адекватно реагировать на спектр потенциальных задач и условий их выполнения. С кибернетической точки зрения, ВСОУ функционируют как системы переработки информации с последующей выдачей управленческих воздействий [9]. Входными данными служат сведения об обстановке, поставленные задачи и ресурсные ограничения. Эти данные преобразуются через процессы анализа, планирования и контроля (функции ВСОУ) в выходные управленческие воздействия – решения, распоряжения, планы. Неотъемлемым элементом является контур обратной связи, обеспечивающий корректировку действий на основе мониторинга результатов выполнения задач и изменений обстановки [10].

В рассматриваемом случае энтропия управляющих воздействий, как мера неопределенности и хаоса в системе управления, будет отражать степень беспорядка, неизбежно возникающего из-за неэффективных, противоречивых или недостаточных управляющих воздействий, обусловленных «спонтанно» возникающими (непредсказуемыми отклонениями) новыми качествами ОТС непосредственно в ходе выполнения ими задач по предназначению. При этом управляющие воздействия не полностью преобразуются в «полезную работу» – происходит (по аналогии с электроникой, механикой, термодинамикой) диссипация энергии управления. Например, в механике этот процесс происходит из-за сил сопротивления (например, трения) и является неотъемлемой частью работы любой управляющей системы, а в практике управления ОТС целенаправленная деятельность органов управления по руководству выполнением модифицированных, несвойственных ранее и нетривиальных для ОТС задач, зачастую воспринимается управляемыми элементами системы, как излишняя нагрузка. Под диссипацией информации управления ВСОУ или ОТС предлагается понимать рассеивание (преобразование) части информации, необходимой для осуществления управления, в невостребованные «неупорядоченные» варианты управленческих действий. Этот процесс может происходить из-за неопределенности множества компетенций, которыми должны обладать должностные лица органов управления (ДЛОУ), например, для формирования распоряжений и планов по ранее не известным, возникающим «спонтанно» решаемым ОТС задачам.

Фундаментальное противоречие, выявленное системным анализом, заключается в том, что усложнение среды выполнения задач закономерно повышает потребность в специализированных временных структурах, но одновременно затрудняет их оперативное формирование. Разрешение этого конфликта требует переосмысления природы временно создаваемых органов управления через призму кибернетики, как систем, обладающих свойствами гомеостаза и адаптивности. Учет перечисленных системно-кибернетических принципов позволит проектировать ВСОУ, способные поддерживать управляемость ОТС в динамичных условиях при ограниченных ресурсах. Формирование ВСОУ должно быть направлено на обеспечение необходимого уровня разнообразия реакций системы управления для парирования различных воздействий внешней среды, минимизацию энтропии (неопределенности) в процессе переработки информации и обеспечение устойчивой обратной связи для своевременной адаптации [11].

КРИТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ПРАКТИК ФОРМИРОВАНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Сложившаяся практика формирования ВСОУ имеет ряд системных недостатков, выявленных в ходе анализа научной литературы [5, 12], нормативных документов [3] и аналитических отчетов, где традиционные подходы к формированию ВСОУ демонстрируют негативные аспекты, представленные в табл. 1.

Таблица 1

Негативные аспекты, проявляющиеся при решении внезапно возникающих и нетривиальных задач

Традиционные подходы к формированию ВСОУ	Негативные аспекты, проявляющиеся при решении внезапно возникающих и нетривиальных задач	
	Тактический уровень	Оперативный уровень
Единообразие структур	Снижение адаптивности	Нарушение закона необходимого разнообразия Эшби
Субъективный подбор кадров	Неоптимальное распределение компетенций	Сбои в канале «решение → исполнение»
Фиксированная штатная структура	Ресурсные дисбалансы	Диссипация информации управления
Неспецифицированность задач	Нечеткость целеполагания	Энтропия управляющих воздействий

Преобладает подход, основанный на единообразии и прямых аналогиях с существующими постоянными структурами или историческими образцами. Такой подход, регламентированный организационными и распорядительными документами, не всегда соответствует уникальным требованиям конкретной задачи или специфике обстановки, нарушая принцип необходимого разнообразия.

Значительную роль играет субъективный фактор при определении структуры, численности и персонального состава ВСОУ. Выбор часто зависит от профессионального опыта и предпочтений должностных лиц, осуществляющих формирование, что может приводить к неоптимальному распределению компетенций и игнорированию объективных критериев пригодности. Эта проблема усугубляется отсутствием формализованных методик оценки требуемых компетенций для конкретных задач ВСОУ.

Другим существенным ограничением является жесткая ориентация на фиксированные организационно-штатные структуры с установленной численностью и функционалом должно-

стей. Выделение людских ресурсов для формирования ВСОУ из таких структур неизбежно создает проблемы перераспределения нагрузки, так как оставшимся должностным лицам приходится выполнять дополнительные функции, что может привести к снижению эффективности управления как в ВСОУ, так и в основном органе управления [10, 12].

При постановке задач ВСОУ часто используются обобщенные, недостаточно конкретизированные формулировки («организовать», «обеспечить», «контролировать») без четкого указания их относительной важности, ожидаемых результатов, объема и характера требуемой управленческой деятельности. При этом внимание акцентируется на разработке нормативных и распорядительных документов, документов планирования, контрольных материалов. Это затрудняет точную оценку необходимых ресурсов, временных затрат и требуемого уровня компетенций ДЛОУ, а также последующий объективный контроль исполнения. Совокупность указанных недостатков приводит к тому, что существующие методы не обеспечивают надежного разрешения ключевого противоречия: достижение требуемого качества управления при минимальных затратах ресурсов и численности ДЛОУ. Часто формируется либо избыточный состав ВСОУ, ведущий к неоправданным затратам, либо недостаточный, неспособный обеспечить эффективное решение поставленных, а тем более внезапно возникающих задач [5].

Системный анализ показывает, что ключевая проблема – отсутствие формализованной связи между множеством задач, решаемых ОТС, множеством ДЛОУ и множеством компетенций, которыми они обладают, при необходимости обеспечения требуемого качества управления и одновременной минимизации затрачиваемых ресурсов: времени, материальных средств и, что особенно критично, количества привлекаемых должностных лиц в условиях их ограниченной доступности [4, 5] – требует разработки методики формирования временно создаваемых органов управления оперативного и тактического уровня.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КАК ОСНОВА МЕТОДИКИ

Для преодоления выявленных недостатков и формализации процесса формирования ВСОУ предлагается математическая модель, основанная на модифицированной многокритериальной задаче о назначениях (МЗН) [11]. Цель модели – установить оптимальное соответствие между множеством задач $Z = \{Z_1, Z_2, \ldots, Z_i, \ldots, Z_n\}$, где n – количество задач, подлежащих решению ВСОУ, множеством потенциальных должностных лиц $DL = \{DL_1, DL_2, \ldots, DL_j, \ldots, DL_m\}$, где m – количество ДЛОУ, и множеством релевантных критериев требований (K) $KZ_i = \{kz_{i1}, kz_{i2}, \ldots, kz_{ig}\}$. Критерии должны объективно характеризовать как требования задач, так и возможности (компетенции) ДЛОУ. Базой для определения критериев могут служить показатели системы оценки органов управления, регламентированные нормативными документами, такие как готовность ДЛОУ к исполнению специальных обязанностей, опыт работы, уровень подготовки, психофизиологические характеристики, способность принятия нестандартных решений в сложных (противоречивых) условиях обстановки.

Ключевым элементом модели является многокритериальная мера соответствия (MMS_{ij}), количественно оценивающая степень пригодности i-го ДЛОУ DL_j для эффективного решения -й задачи Z_i. Для обеспечения сопоставимости разнородных критериев компетенций ДЛОУ [(Kom) $KomDL_j = \{komdl_{j1}, komdl_{j2}, \ldots, komdl_{jg}\}$ – значение g-го критерия для j-го ДЛОУ] проводится их стандартизация. Рекомендуется использовать известное преобразование (стандартизацию) [12]:

$$U_{jg} = \frac{kom_{jg} - \overline{kom_g}}{\delta_{kom_g}}, \quad (1)$$

где U_{jg} – стандартизированное значение j-го критерия Kom j-го ДЛОУ kom_{jg};
$\overline{kom_g}$ – среднее арифметическое значение j-го критерия Kom для всех DL_j, $j = 1,2,\ldots,m$;
δ_{kom_g} – среднеквадратическое (стандартное) отклонение значения j-го критерия Kom для всех DL_j, $j = 1,2,\ldots,m$.

Эта процедура переводит абсолютные значения критериев в безразмерные величины, показывающие на сколько стандартных отклонений значение компетенции конкретного ДЛОУ отклоняется от среднего значения по группе.

Стандартизированные значения U_{jg} затем преобразуются в унифицированную шкалу (условные K-баллы) для удобства интерпретации и сопоставления с требованиями задач:

$$Kom'_{jg} = 10 \times U_{jg} + \sum Z_i.$$

Данная шкала позволяет классифицировать уровень компетенций: менее 40 баллов – «неудовлетворительно»; 40–60 – «удовлетворительно»; 60–80 – «хорошо»; более 80 – «отлично» [12], хотя пороговые значения могут корректироваться в зависимости от конкретных требований.

Величина MMS_{ij} рассчитывается как взвешенное евклидово расстояние между вектором нормативных требований задачи $KZ_i = \{kz_{i1}, kz_{i2}, \ldots, kz_{ig}\}$ и вектором скорректированных компетенций ДЛОУ $KomDL_j = \{komdl_{j1}, komdl_{j2}, \ldots, komdl_{jg}\}$ в n-мерном пространстве критериев:

$$MMS_{ij}(KZ_{ij}, Kom_{ij}) = \sqrt{\sum_{k=1}^{g} W_g \times (KZ_{ij_g} - Kom'_{ij_g})^2}, \quad (2)$$

где KZ_{ij_g} – требуемый уровень (в K-баллах) критерия g;
Kom'_{ij_g} – уровень компетенции g ДЛОУ в K-баллах;
W_g – весовой коэффициент -го критерия, принимающий значения $0 < W_g \leq 1$.

Чем меньше значение MMS_{ij}, тем выше соответствие компетенций ДЛОУ требованиям задачи.

Целевая функция модели минимизирует суммарное рассогласование по всем назначениям:

$$F(T) = \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{m} MMS_{ij} x_{ij} \rightarrow \min, \quad (3)$$

где x_{ij} – бинарная переменная назначения (принимает значение 1, если i задача назначена ДЛОУ j, и 0 в противном случае).

Модель имеет следующие ограничения:

1) каждая задача должна быть назначена ровно одному ДЛОУ:

$$\sum_{i=1}^{n} x_{ij} = 1, i = 1,2,\ldots,n; \quad (4)$$

2) нагрузка на каждого ДЛОУ не должна превышать его максимально допустимую загруженность:

$$\sum_{j=1}^{m} x_{ij} = 1, j = 1,2,\ldots,m; \quad (5)$$

3) бинарность переменных назначения

$$x_{ij} = \begin{cases} 0, \\ 1, \end{cases} (i = 1,2,\ldots,n;\ j = 1,2,\ldots,m). \quad (6)$$

Дополнительно может вводиться ограничение на максимально допустимый уровень суммарного рассогласования для обеспечения минимального качества управления:

$$F(T) = \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{m} MMS_{ij} x_{ij} \rightarrow \min. \quad (7)$$

Вводимое дополнительное ограничение

$$F \sum_{i=1}^{n} MMS_{ij} x_{ij} \leq MMS_{ij}{}^{\max}, \; i = 1, 2, \ldots, n \quad (8)$$

устанавливает «управленческий горизонт» – порог приемлемой энтропии, за которым система теряет устойчивость. Этот параметр аналогичен критическому уровню диссипации в термодинамических системах, определяющему точку фазового перехода.

Вычислительная сложность задачи потребовала разработки эвристического метода формирования ВСОУ, который можно рассматривать как кибернетический механизм адаптации. Его последовательная архитектура имитирует работу нейронных сетей, где локальные оптимизации формируют глобально приемлемое решение. Этот подход реализует принцип «ограниченной рациональности» Саймона.

Интерпретация результатов модели раскрывает ее кибернетическую сущность через коэффициент управленческой эффективности

$$K_{\text{эф}} = 1 - \frac{F(T)_{\text{факт}}}{F(T)_{\max}}. \quad (9)$$

Эта производная величина аналогична показателям качества регулирования в технических системах и количественно выражает степень приближения к идеальному состоянию гомеостаза. Практические расчеты в технических системах, которые предлагается принять и для показателя эффективности ВСОУ, показывают, что значение $K_{\text{эф}} \geq 0{,}75$ соответствует уровню устойчивой управляемости, если $0{,}75 < K_{\text{эф}} > 0{,}4$, то устойчивая управляемость обеспечивается вмешательством в решение задач ДЛОУ руководством ВСОУ, тогда как падение ниже $K_{\text{эф}} < 0{,}4$ сигнализирует о предкризисном состоянии системы управления.

ЭВРИСТИЧЕСКАЯ МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ВРЕМЕННО СОЗДАВАЕМЫХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Практическое решение полной многокритериальной задачи о назначениях ДЛОУ для формирования ВСОУ в реальных условиях (при больших n, m, g) может быть затруднено вычислительной сложностью точных алгоритмов (например, венгерского метода), особенно при необходимости оперативного формирования органа управления [13]. Для преодоления этого ограничения предлагается эвристическая методика формирования ВСОУ, обеспечивающая получение практически реализуемого решения с приемлемыми вычислительными затратами.

Методика предполагает следующий порядок действий.

1. **Подготовка исходных данных.**

Формируется полный перечень задач $Z = \{Z_1, Z_2, \ldots, Z_i, \ldots, Z_n\}$, подлежащих выполнению должностными лицами ВСОУ. Для каждой задачи Z_i определяется ее приоритет (ранг), детальный перечень требуемых требований $KZ_i = \{kz_{i1}, kz_{i2}, \ldots, kz_{ig}\}$ с указанием их нормативного уровня (в *K*-баллах) и весов важности W_g. Формируется список всех потенциально доступных ДЛОУ $DL = \{DL_1, DL_2, \ldots, DL_j, \ldots, DL_m\}$. Для каждого ДЛОУ DL_j определяются актуальные значения его компетенций $KomDL_j = \{komdl_{j1}, komdl_{j2}, \ldots, komdl_{jg}\}$ и максимальная нагрузка $\sum_{j=1}^{m} x_{ij}$ (обычно до 1, но может быть равна 1 для ключевых специалистов или руководителей). Компетенции ДЛОУ стандартизируются и переводятся в *K*-баллы (Kom'_{ij}).

2. **Обработка задач с множественными исполнителями.**

Если задача Z_i требует участия нескольких ДЛОУ, она дублируется в списке задач n-е количество раз ($\{Z_{i1}, Z_{i2}, \ldots, Z_{in}\}$,). Каждой копии задачи Z_{in} ставятся в соответствие *уникальные* поднаборы требований kz_{ig} и $KomDL_j$, отражающих специфику роли конкретного исполнителя в рамках данной задачи. Приоритет всех копий задачи сохраняется одинаковым.

3. **Ранжирование задач.**

Сформированный (возможно, расширенный в п. 2 список задач $Z'(W_g)$ упорядочивается по убыванию приоритета (важности). Задачи с одинаковым приоритетом могут упорядочиваться произвольно или по дополнительным критериям (например, срочности).

4. **Инициализация.**

Создается исходный список назначений. Все ДЛОУ помечаются как доступные с текущей нагрузкой $\sum_{i=1}^{m} x_{ij} \approx 0$.

5. **Последовательное назначение.**

Для каждой задачи Z'_i в порядке их приоритета из списка выполняются следующие действия:

а) формируется подмножество доступных ДЛОУ $D'L$, при выполнении условия

$$DL_j(Z'_i) \approx 0; \tag{10}$$

б) для всех ДЛОУ из $D'L$ вычисляется мера соответствия MMS_{ij} для текущей задачи Z'_i;

в) из $D'L$ выбирается ДЛОУ $D'L_j$ с наименьшим значением MMS_{ij} (наилучшее соответствие требованиям задачи);

г) $D'L_j$ назначается для выполнения задача Z'_i;

д) текущая нагрузка ДЛОУ $\sum_{i=1}^{m} x_{ij}$ увеличивается по формуле

$$\sum_{i=1}^{m} x_{ij} = \sum_{j=1}^{m} (x_{ij} + (1/W_g); \tag{11}$$

е) если $\sum_{i=1}^{m} x_{ij}$=1, то ДЛОУ $D'L_j$ помечается как недоступный для дальнейших назначений;

ж) задача Z_i удаляется из списка.

6. **Формирование ВСОУ.**

После обработки всего перечня задач и списка назначений определяется персональный состав ВСОУ и проводится распределение задач между его членами.

7. **Оценка качества.**

Вычисляется суммарное рассогласование $F(T)$ в соответствии с выражением (7) по всем сделанным назначениям и сравнивается с порогом $MMS_{ij}^{\max}$ или с оценкой, полученной другими методами.

Этапность и локальная оптимизация (выбор наилучшего доступного исполнителя для каждой задачи в порядке приоритета) позволяют получить практически реализуемое решение за время, пропорциональное $n \times m$, что значительно эффективнее полного перебора или точных методов для больших задач. Хотя гарантии глобальной оптимальности нет, эвристика стремится в первую очередь минимизировать рассогласование по наиболее важным задачам.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика формирования временно создаваемых органов управления представляет собой научно обоснованный и практико-ориентированный подход к решению актуальной проблемы обеспечения эффективного управления ОТС в динамично меняющихся условиях обстановки с учетом ограниченных ресурсов. Основу методики составляет синтез принципов системного анализа, кибернетики и методов многокритериальной оптимизации.

В статье проведен критический анализ существующих практик формирования ВСОУ оперативного и тактического уровня, выявлены системные недостатки (единообразие структур, субъективизм подбора, ориентация на фиксированные штаты, неконкретность задач) и сформулировано основное противоречие между требованиями к качеству управления и минимизацией ресурсов.

Описана математическая модель формирования ВСОУ как модифицированной многокритериальной задачи о назначениях. Введена и обоснована многокритериальная мера соответствия MMS. Формализованы целевая функция (минимизация суммарного рассогласования) и система ограничений (полнота назначений, ограниченная нагрузка ДЛОУ).

Разработана эвристическая методика формирования ВСОУ, обеспечивающая получение практической реализации решения задачи за счет последовательного назначения наилучших доступных исполнителей на задачи в порядке их приоритета.

Применение предлагаемой методики направлено на оптимальный подбор состава ВСОУ в соответствии с решаемыми задачами и с учетом уровня компетенций ДЛОУ. Одновременно методика способствует минимизации затрачиваемых ресурсов (времени на формирование, количества привлекаемых ДЛОУ, материальных издержек) за счет обоснованного определения необходимой численности и структуры.

Внедрение предложенной методики в практику управления ОТС позволит перейти от субъективных и интуитивных подходов к формированию ВСОУ к научно обоснованным и формализованным процедурам, повысив тем самым качество управления ОТС в сложных динамических условиях.

Список использованных источников

1. *Сидоров И. Н., Козлов М. П.* Автоматизированные системы поддержки принятия решений в военном деле. – СПб. : ВАС, 2021. – 245 с.

2. Управление в военных организациях: теория и практика / под ред. В. Г. Смирнова. – М. : Воениздат, 2020. – 415 с.

3. Устав внутренней службы Вооруженных Сил Российской Федерации [Утв. Указом Президента РФ от 10.11.2007 № 1495]. – Ростов н/Д : Феникс, 2016. – 717 с.

4. *Васильев С. Л.* Теория и практика управления в военной сфере. – М. : Воениздат, 2018. – 415 с.

5. *Клир Дж.* Системология. Автоматизация решения системных задач. – М. : Радио и связь, 1990. – 544 с.

6. *Винер Н.* Кибернетика или управление и связь в животном и машине. – 2-е изд. – М. : Наука, 1983. – 344 с.

7. *Эшби У. Р.* Введение в кибернетику. – М. : Изд-во иностранной литературы, 1959. – 432 с.

8. *Форрестер Дж.* Основы кибернетики предприятия (индустриальная динамика). – М. : Прогресс, 1971. – 340 с.

9. *Месарович М., Мако Д., Такахара И.* Теория иерархических многоуровневых систем. – М. : Мир, 1973. – 344 с.

10. Оптимальные решения в управлении войсками / под ред. Д. Я. Иванова. – М. : ВАГШ, 2019. – 288 с.

11. *Podinovski V. V.* Multi-criteria assignment problem // Journal of Multi-Criteria Decision Analysis. – 1994. – Vol. 3. – P. 169–180.

12. Методы оценки персонала в силовых структурах / под ред. В. П. Семенова. – М. : ВУ, 2015. – 175 с.

13. *Kuhn H. W.* The Hungarian method for the assignment problem // Naval Research Logistics Quarterly. – 1955. – № 2(1-2). – P. 83–97.

С. А. Богачёв,
кандидат технических наук, доцент;
С. А. Власов,
кандидат технических наук, доцент;
Н. В. Горланов

ОПТИМИЗАЦИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТРУКТУР СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НЕПРЕРЫВНОГО ОБЗОРА ВСЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ ПОЛОСЫ НЕПРЕРЫВНОГО ОБЗОРА

Приведено описание отличия плоскостного построения систем космических аппаратов (КА) в варианте «цепочек» от варианта кинематически правильных систем, уточнены условия непрерывности глобального обзора этими системами на полярных орбитах. Проведено сравнение характеристик этих систем на околополярных орбитах, прежде всего по требуемому минимальному углу обзора.

Ключевые слова: система КА, полоса непрерывного обзора, угол обзора, синхронизированные цепочки, кинематически правильные спутниковые системы.

ВВЕДЕНИЕ

В практике создания и применения спутниковых систем непрерывного наблюдения всей поверхности Земли все большее внимание уделяется малым КА. Их применение позволяет создавать системы с большим количеством КА, используя пакетное выведение нескольких КА. В этом случае преимущество получают структуры систем КА, использующие плоскостное построение.

Исследования в направлении обоснования структуры систем непрерывного наблюдения всей поверхности Земли начались в 60-х годах прошлого века с изучения вопросов оптимизации орбитального построения спутниковых систем непрерывного однократного глобального землеобзора. Л. Варго для оптимизации орбитального построения таких систем предложил использовать метод *спутниковых цепочек* [1]. В основу данного метода был положен принцип формирования систем КА из спутниковых «цепочек» – спутников, движущихся по одной круговой орбите на равном удалении друг от друга. Каждой такой цепочке ставится в соответствие полоса непрерывного обзора, наблюдаемая ее спутниками на «неподвижной» Земле. Границами полосы являются малые круги, проходящие через точки пересечения зон обзора отдельных спутников с одной и другой стороны от плоскости орбиты спутника.

Дж. Уолкер, занимаясь вопросами непрерывного одно- и двукратного обзора, открыл так называемые «*дельта-системы*» [2, 3]. Дельта-системы строятся на круговых орбитах одинакового радиуса и наклонения, имеют одинаковое количество спутников в орбитальных плоскостях, характеризуются равномерным распределением спутников вдоль орбиты и равномерным распределением восходящих узлов орбит вдоль экватора. При этом спутники, находящиеся в соседних орбитальных плоскостях, либо одновременно пересекают экватор, либо делают это с определенным сдвигом по времени – с «расфазировкой». В дальнейшем дельта-системы вошли в более широкий класс систем, разработанный Г. В. Можаевым [4], так называемые кинематически правильные системы (КПС).

В работах Г. В. Можаева [5], Ю. П. Улыбышева [6] на основе многочисленных вычислений проведены анализ и сравнение большого количества спутниковых систем, оптимальных в своем классе. Среди оптимальных систем преобладают системы, в которых располагается малое число спутников (часто до одного) в одной плоскости. В данной работе остановимся на рассмотрении части спутниковых систем, имеющих плоскостное построение. К ним мож-

но отнести системы из спутниковых цепочек и некоторые дельта-системы при условии использования в них расположения нескольких спутников в каждой плоскости с пересекающимися зонами обзора.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Под обзором поверхности Земли будем понимать наблюдение поверхности Земли с помощью фото-, радио-, телевизионной, инфракрасной и другой аппаратуры, установленной на борту КА. Условия наблюдения задаются либо углом обзора бортовой аппаратуры γ, либо минимальным углом δ возвышения над горизонтом КА для наблюдателя, находящегося на поверхности Земли.

Предположим, что орбиты КА круговые, одинаковых радиусов r и наклонений i, углы обзора бортовой аппаратуры $\varphi_3 = \arccos\left(\frac{R}{r}\cos\delta\right) - \delta$ у всех КА одинаковые, Земля имеет форму шара, гравитационное поле Земли центральное.

Проведем сравнение вариантов орбитального построения систем КА, использующих расположение нескольких КА в каждой плоскости, при обеспечении непрерывного обзора всей поверхности Земли. К таким системам относятся системы, состоящие из спутниковых цепочек, и некоторые дельта-системы с расположением n КА в каждой из m плоскостей.

В числе основных показателей оптимальности построения систем КА рассматривается угол обзора $\varphi_{3\min}$ с минимальным значением, обеспечивающим глобальность и непрерывность обзора. Для сравнения необходимо, по возможности, вывести аналитические зависимости для вычисления этого угла для двух указанных вариантов построения систем $\varphi_{3\min}^{\text{Цепочка}} = f^{\text{Цепочка}}(m,n,i)$ и $\varphi_{3\min}^{\text{КПС}} = f^{\text{КПС}}(m,n,i,k,l)$ [1], а также провести сопоставление результатов численных расчетов для ряда исходных данных.

ПОСТРОЕНИЕ ПЛОСКОСТНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ НЕПРЕРЫВНОГО ОБЗОРА ВСЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Построение «цепочек». Расположим n КА в одной плоскости равномерно на угловом расстоянии $2a = 2\pi/n \le 2\varphi_3$. На поверхности Земли получим так называемую полосу непрерывного обзора (ПНО) шириной $2b$, $b = \arccos\left(\frac{\cos\varphi_3}{\cos a}\right)$.

При наклонении $i = \pi/2$, расположив $m = \lceil \pi/(2b) \rceil$ [2] полос непрерывного обзора встык на экваторе, получим систему КА непрерывного обзора поверхности Земли из $N = m \cdot n$ КА.

При использовании синхронизации КА в соседних плоскостях количество полос непрерывного обзора может уменьшиться:

$$m = \left\lceil \frac{\pi - 2b}{b + \varphi_3} \right\rceil + 1.$$

При построении систем на наклонных орбитах $i \in [90° - b,\ 90° + b]$ без синхронизации дуги между восходящими узлами плоскостей орбит с одинаковым направлением движения λ_1 не будут равны дугам λ_2 между узлами с разным направлением движения в плоскостях. При этом

[1] Параметры k и l при общем числе КА в системе $N = m \cdot n$ определяют конкретный вариант построения «дельта-системы».

[2] $\lceil \cdot \rceil$ - функция расчета ближайшего неменьшего целого числа. Примеры: $\lceil 4.01 \rceil = 5$, $\lceil 5.0 \rceil = 5$.

$$(m\text{-}1)\lambda_1 + \lambda_2 = \pi,$$

$$2\cos^2 i + \sin^2 i\{\cos\lambda_1 + \cos[(m\text{-}1)\lambda_1]\} = 0.$$

При построении систем на наклонных орбитах с использованием синхронизации взаимного положения КА в соседних плоскостях

$$\cos(b + \varphi_3) = \cos^2 i + \sin^2 i \cos\lambda_1,$$

$$\cos 2b = -\cos^2 i - \sin^2 i \cos[(m\text{-}1)\lambda_1].$$

Приведенное построение синхронизированных цепочек (СЦ) в ряде случаев можно немного улучшить.

Построение «дельта-систем». Структура кинематически правильных «дельта-систем» на круговых орбитах задается равномерным расположением восходящих узлов Ω_j вдоль всего экватора и КА в плоскостях u_j следующими соотношениями:

$$\Omega_j = \Omega_1 + (j\text{-}1) \cdot 2\pi/N{\cdot}k;$$

$$u_j = u_1 + (j\text{-}1) \cdot 2\pi/N{\cdot}l;$$

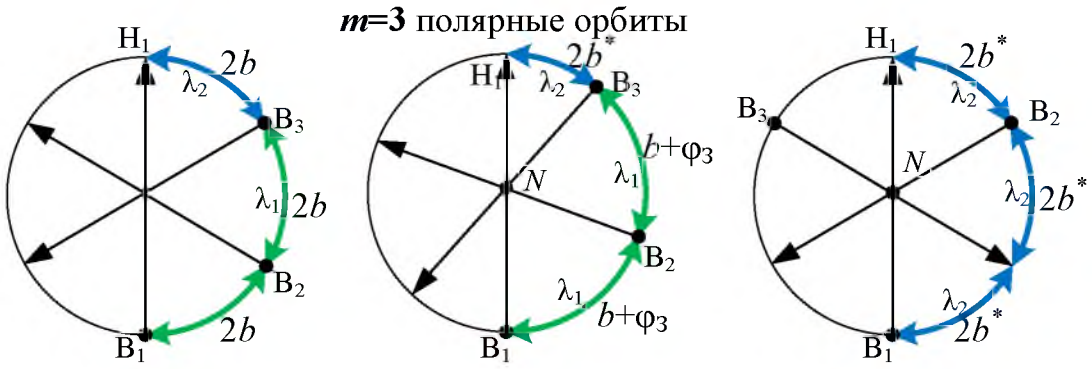
$$i_j = i;$$

$$j = 1, 2, \ldots, N,$$

где k, l – целые числа, меньшие N.

Для получения плоскостного построения число КА в одной плоскости $n = k$, тогда число плоскостей в системе $m = N/k$. При этом КА в одной плоскости образуют полосу непрерывного обзора. При построении системы непрерывного обзора земной поверхности число плоскостей будем брать нечетным, чтобы полосы обзора на экваторе не накладывались.

При отсутствии синхронизации на полярных орбитах при нечетном значении количества плоскостей получим одинаковые значения ширины полосы непрерывного обзора $b = \pi/m$ (рис. 1).



«несинхр. цепочка» «синхр. цепочка» «дельта-система»

Рис. 1. Расположение плоскостей на полярных орбитах

При применении синхронизации положения КА в соседних плоскостях в случае использования «цепочек» между восходящими узлами (ВУ) соседних плоскостей дуга может быть увеличена до величины $b + \varphi_3$ и, следовательно, уменьшится дуга между плоскостями со встречным движением КА. В случае «дельта-систем» движение КА в соседних плоскостях встречное, а дуги между узлами соседних плоскостей одинаковы. При использовании «дельта-систем» синхронизация обеспечивается значением числа l, которое определяет расположение КА в соседних плоскостях.

В результате, при использовании «цепочек» с синхронизацией на полярных орбитах можно ожидать меньшей полосы непрерывного обзора, чем в случае КПС.

При использовании «цепочек» за счет наклона орбит между плоскостями с одинаковым направлением движения дугу между восходящими узлами можно увеличить, уменьшая при этом дугу между плоскостями со встречным движением КА (рис. 2).

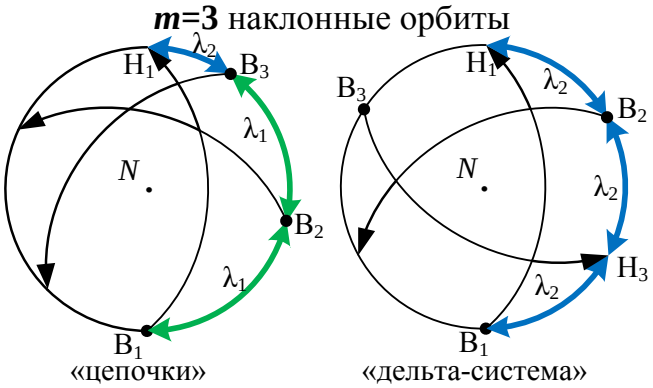


Рис. 2. Расположение плоскостей на наклонных орбитах

В случае «дельта-систем» между соседними плоскостями движение КА встречное и угол между узлами соседних плоскостей не изменится (рис. 2). В результате при использовании «цепочек» с синхронизацией и даже без нее на наклонных орбитах может потребоваться меньшая полоса непрерывного обзора, чем в случае КПС.

УСЛОВИЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НЕПРЕРЫВНОСТИ ОБЗОРА ДЛЯ СИНХРОНИЗИРОВАННЫХ ЦЕПОЧЕК И КИНЕМАТИЧЕСКИ ПРАВИЛЬНЫХ СИТЕМ ПРИ ПЛОСКОСТНОМ ПОСТРОЕНИИ НА ПОЛЯРНЫХ ОРБИТАХ

Как было показано выше, принципиальными отличиями в построении СЦ и КПС являются следующие моменты:

– восходящие узлы в СЦ размещены равномерно по экватору на дуге не более 180°, а в КПС – равномерно по всему экватору (длина дуги строго равна 360°);

– для СЦ определен один вариант фазирования КА в соседних плоскостях орбит с одинаковым направлением движения – «шахматный», а для КПС существует ряд вариантов фазирования, определяемых числом *l*.

Из первого отличия следует, что в КПС направления движения во всех соседних плоскостях при нечетном числе плоскостей орбит будут только встречные (при четном числе плоскостей восходящие и нисходящие узлы орбит будут группироваться попарно, что невыгодно для минимизации φ_3). В СЦ направления движения в плоскостях будут как одинаковые, так и встречные (между первой и последней плоскостями).

При расчетах построения «цепочек» широко используют понятие полосы непрерывного обзора и ее параметры φ_3 и *b*.

При поиске минимального значения угла $\varphi_{3\min}^{НЦ}$ при непрерывном обзоре в случае несинхронизированной цепочки (НЦ) необходимо и достаточно при заданных числах плоскостей *m* и КА в каждой плоскости *n* (алгоритм поиска значений *m* и *n* соответствующих минимальному суммарному числу КА в системе описан в [8]) обеспечить укладку *m* ПНО встык на экваторе ровно на 180°. Алгоритм расчета $\varphi_{3\min}$ для НЦ весьма простой, линейный:

1) $a = \pi/n$;

2) $b = \pi/(2m)$;

3) $\varphi_{3\min}^{НЦ} = \arccos(\cos a \cdot \cos b)$.

СЦ позволяют построить системы ГНО с меньшим углом $\varphi_{3\min}^{СЦ}$ (более оптимальные). В первом приближении для СЦ достаточно обеспечить на встречном направлении движения расстояние между плоскостями орбит в $2 \cdot b$, а при одинаковом направлении – $b + \varphi_3$. При этом должно быть выполнено условие

$$(m\text{-}1)(b + \varphi_3) + 2 \cdot b = \pi.$$

Алгоритм расчета $\varphi_{3\min}^{СЦ}$ для СЦ остается простым. Например, при использовании метода простой итерации при заданной точности ε схема расчета может иметь следующий вид:

1) $a = \pi/n$;

2) $b = \frac{\pi-(m-1)\varphi_3}{m+1}$;

3) $\varphi_{3\min}^{СЦ} = \arccos(\cos a \cdot \cos b)$;

4) пока $|\varphi_{3\min}^{СЦ} - \varphi_3| > \varepsilon$ принимаем $\varphi_3 := \varphi_{3\min}^{СЦ}$ и возвращаемся к п. 2.

Результаты расчета $\varphi_{3\min}^{СЦ}$ по данному принципу построения приведены, например в работе [6]. Вместе с тем, кроме результатов для полярных орбит, приведены расчеты и для околополярных орбит [8]. Для некоторых комбинаций чисел плоскостей m и КА в каждой плоскости n значение $\varphi_{3\min}^{СЦ}$ можно улучшить (именно поэтому выше было сказано о первом приближении).

При использовании КПС величина минимальной зоны обзора, необходимая для обеспечения глобального непрерывного наблюдения Земли, определяется из следующего условия:

$$\varphi_3 = \max_{\psi,\lambda,u_1} \min_j \varphi_j(\Psi, \lambda), \quad (1)$$

где ψ – геоцентрическая широта, $\psi \in [-\pi/2, \pi/2]$;

λ – геоцентрическая долгота, $\lambda \in [0, 2\pi]$;

u_1 – аргумент широты первого КА, $u_1 \in [0, \delta u]$ (где δu – интервал, через который повторяется структура системы;

φ_j – угловое расстояние от j-й подспутниковой точки до точки на поверхности Земли с геоцентрическими широтой ψ и долготой λ;

j – номер КА, j=1, 2, … , N.

Начальное положение всех КА в КПС может быть задано набором целых чисел N, k, l. Здесь максимизация идет по всем точкам на поверхности Земли и по положению одного из КА системы на непрерывном интервале аргумента его широты (два бесконечных множества), минимизация – по конечному множеству целых чисел. Это задача другого, существенно более сложного, математического класса.

В одном из конструктивных подходов к решению задачи анализа КПС [выражение (1)] бесконечное множество точек на поверхности Земли заменяется на конечное их подмножество критических точек порядка N^3, так называемых точек тройного обзора [8]. В целом, решение данной задачи достаточно трудоемко. В 80-е годы прошлого века были проведены многочисленные расчеты КПС и по их результатам составлены каталоги [9]. Ряд оптимальных систем из различных классов построения приведены в работе [5].

В конечном счете решение задачи анализа КПС (1) соответствует одной конкретной критической точке. Наложенное выше ограничение на КПС в виде плоскостного построения позволяет для этого класса систем КА геометрически найти аргументы в выражении (1) для экстремальной точки и вывести достаточно простую схему расчета $\varphi_{3\min}^{КПС}$.

Данный подход, описанный выражением (1), к определению $\varphi_{3\min}$ можно использовать для систем КА произвольной структуры с круговыми орбитами одинакового для всех КА радиуса и, возможно, различных наклонений. Более просто поиск критических точек происходит для полярных орбит. В этом случае самое «широкое» место между двумя соседними плоскостями орбит будет на экваторе. Если зоны обзора (ЗО) непрерывно закрывают это место и «соседний» участок, то и вся остальная часть Земли также буде непрерывно просматриваться.

Как уже отмечалось, для СЦ движение КА в соседних плоскостях орбит будет как встречное, так и однонаправленное. При однонаправленном движении КА всегда фазируются в «шахматном» порядке (рис. 3), наибольшее расстояние между соседними плоскостями (в восходящих узлах) будет составлять $\lambda_1 = b + \varphi_3$. На других широтах соответствующее расстояние будет меньше.

При встречном направлении движения синхронизация положения КА в соседних плоскостях будет зависеть от четности (ч) или нечетности (н) числа плоскостей m и КА в каждой плоскости n (рис. 4). При этом при одинаковой четности обоих этих чисел при прохождении КА экватора в одной из плоскостей КА из соседней плоскости будет на расстоянии a от экватора, а при различной четности КА в соседних плоскостях одновременно будут проходить экватор.

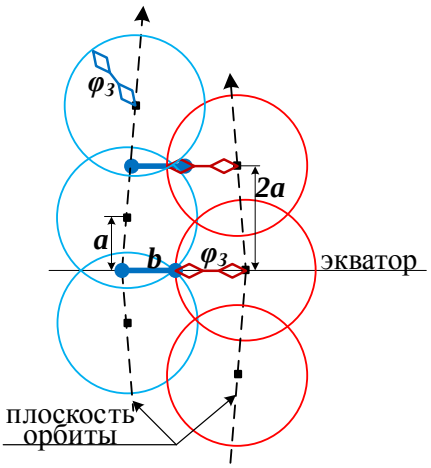
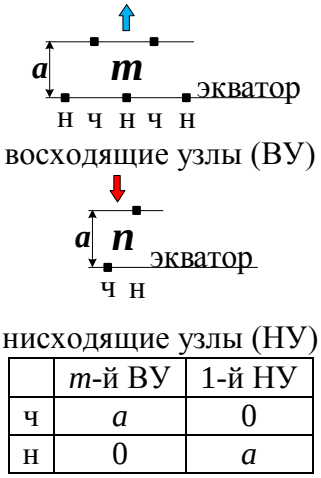


Рис. 3. Расположение КА в соседних плоскостях при однонаправленном движении (СЦ)



	m-й ВУ	1-й НУ
ч	a	0
н	0	a

Рис. 4. Расположение КА в соседних плоскостях при встречном движении (СЦ)

При одновременном прохождении экватора КА пересечения ЗО также одновременно будут проходить экватор (рис. 5) и именно в этом месте необходимо обеспечить «стыковку» полос непрерывного обзора, поэтому угол между соседними плоскостями составит $\lambda_2 = 2b$.

При неодновременном прохождении КА соседних плоскостей на встречном движении пересечения их ЗО также будут неодновременно проходить экватор. Ближайшее к экватору совпадающее положение самих КА (точки 1 и 4, 2 и 3 на рис. 6) и средних точек между соседними КА одной плоскости (точки 12, 34 на рис. 6) в момент пересечения их ЗО (точка 12#34 на рис. 6) будет на расстоянии $a/2$ по обе стороны от экватора. Теперь при этом положении необходимо обеспечить «стыковку» полос непрерывного обзора (рис. 6). Дальше от экватора полосы непрерывного обзора будут пересекаться, а ближе к экватору точка пересечения ЗО одной из плоскостей будет находиться в ЗО одного из КА соседней плоскости. В этом случае соседние плоскости можно раздвинуть на больший угол $\lambda_2 = 2b^*$, где

$$\operatorname{tg} b^* = \frac{\operatorname{tg} b}{\cos\frac{a}{2}}. \qquad (2)$$

Так как ширина ПНО b зависит размера ЗО каждого КА системы φ_3 ($\cos b = \cos\varphi_3/\cos a$), то в любом случае для СЦ при нахождении минимального значения этого угла необходимо обеспечить одновременное выполнение условий непрерывности и на встречном, и на однонаправленном движениях КА в соседних плоскостях:

$$(m-1)(b+\varphi_3) + 2b = \pi, \text{ если } n\cdot m \text{ – нечетно},$$

$$(m-1)(b+\varphi_3) + 2b^* = \pi, \text{ если } n\cdot m \text{ – четно}. \qquad (3)$$

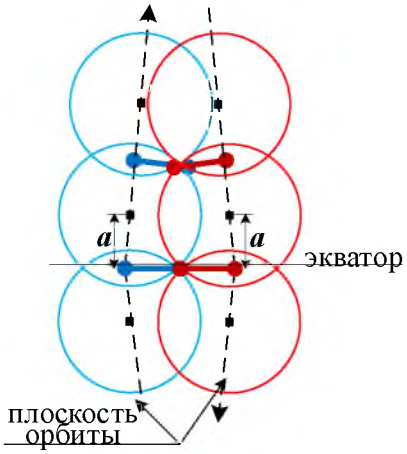


Рис. 5. Расположение КА, пересечений их ЗО, средних точек в соседних плоскостях при встречном движении и одновременном прохождении экватора

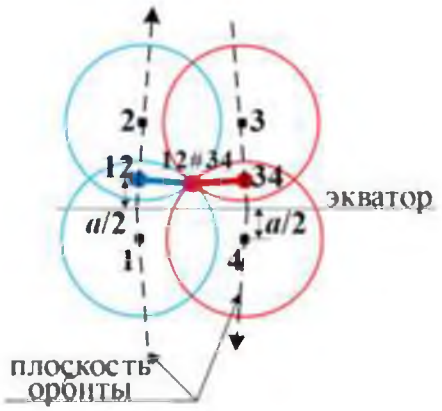
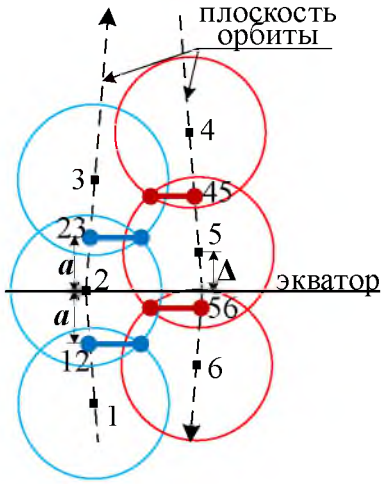


Рис. 6. Расположение КА, пересечений их ЗО, средних точек в соседних плоскостях при встречном движении и неодновременном прохождении экватора

В КПС при нечетном числе плоскостей орбит движение в соседних плоскостях будет только встречное, поэтому и условие непрерывности необходимо выполнить именно при таком типе движения КА вблизи экватора.

На рис. 7 показано начальное расположение КА вблизи экватора и средних их точек в соседних плоскостях при встречном движении в общем случае, а также в табличной форме – положение точек «встречи» [точек на одинаковом удалении от экватора (знак # между элементами)] как самих КА, так и средних их точек в момент пересечения ЗО КА при дальнейшем движении.



№ КА, средних точек	1	2	3	4	5	6	1#6	2#6	2#5	3#5	3#4
аргумент широты	$-2a$	0	$2a$	$\Delta+2a$	Δ	$\Delta-2a$	$\Delta/2-2a$	$\Delta/2-a$	$\Delta/2$	$\Delta/2+a$	$\Delta/2+2a$

№ средних точек, пересечений	12	23	45	56	12#56	23# 45	23#56
аргумент широты	$-a$	a	$\Delta+a$	$\Delta-a$	$\Delta/2-a$	$a+\Delta/2$	$\Delta/2$

Рис. 7. Расположение КА и точек пересечений их ЗО в соседних плоскостях при встречном движении

С учетом симметричности движения относительно экватора достаточно рассмотреть величину «встречного угла фазирования» Δ в диапазоне $[0, a]$. В этом случае из анализа рис. 7 следует, что ближайшее к экватору одинаковое удаление как самих КА, так и их средних точек в момент пересечения ЗО КА будет характеризоваться аргументом широты, равном $\Delta/2$. В силу одинаковости этих удалений и удобства описания структур систем КА расположением самих КА в дальнейшем именно эти параметры и будут использоваться.

По аналогии с формулой (2) для расчета угла между плоскостями орбит со встречным движением в СЦ можно записать и формулу для расчета подобного угла в общем случае с произвольным «встречным углом фазирования» Δ в виде

$$\mathrm{tg}b^* = \frac{\mathrm{tg}b}{\cos\frac{\Delta}{2}} \ . \qquad (4)$$

Формула (2) для СЦ является частным случаем формулы (4), в которой Δ = 0 или Δ = a. Причем, учитывая диапазон изменения угла $\Delta \in [0, a]$, при неодновременном прохождении КА соседних плоскостей на встречном движении КА для СЦ «встречный угол фазирования» Δ принимает наибольшее значение, а следовательно, и плоскости орбит можно раздвинуть на самый широкий угол в соответствии с выражением (2).

Для КПС характер встречи КА и, соответственно, средних их точек в момент пересечения ЗО КА вблизи экватора при определенном числе плоскостей орбит (задается числами N и k) будет определяться «фазированием» КА, задаваемом числом l (например, при N = 144, k = 16, l = 1 угол Δ = 10°, а при N = 144, k = 16, l = 7 – Δ = 2,5°). При этом для КПС должно выполняться условие

$$m \cdot 2b^* = \pi.$$

Схема расчета $\varphi_{3\min}$ для КПС может выглядеть следующим образом:

$$N, k, l \rightarrow m = N/k,\ n = N/m,\ \Delta \rightarrow a = \pi/n \rightarrow b^* = \frac{\pi}{2m} \rightarrow b = \mathrm{arctg}(\mathrm{tg}b^* \cdot \cos\frac{\Delta}{2}) \rightarrow$$
$$\rightarrow \varphi_{3\min}^{\text{КПС}} = \arccos(\cos a \cdot \cos b). \qquad (5)$$

Например, для КПС с N = 144 и k = 16 зависимость угла обзора $\varphi_{3\min}^{\text{КПС}}$ от встречного угла фазирования Δ представлена на рис. 8. Следует отметить, что угол Δ может принимать только некоторые значения, зависящие от числа l (на рис. 8 такие значения отмечены маркером и соответствуют значениям l, равным 9, 7, 5, 3, 1, в порядке возрастания Δ). Для СЦ угол Δ = 11,25°.

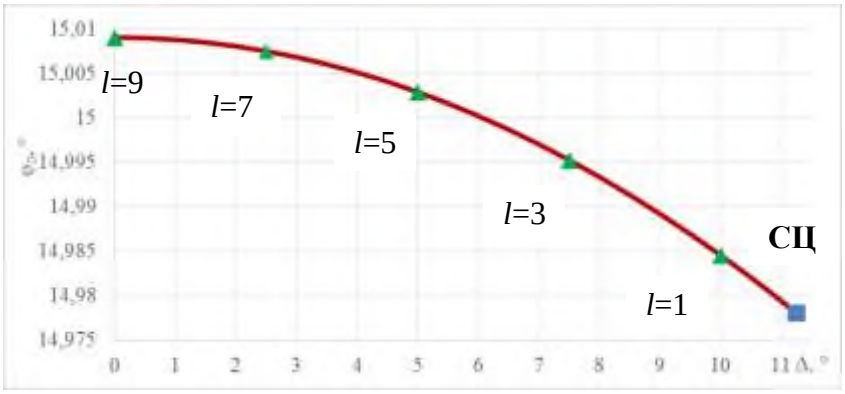


Рис. 8. Зависимость угла φ_3 от встречного угла фазирования для m = 9, n = 16

СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НЕПРЕРЫВНОГО ОБЗОРА ВСЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТАХ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Приведенные выше условия обеспечения непрерывности обзора, в принципе, позволяют «аналитически» сравнить минимально необходимые углы обзора φ_3 при построении систем КА по вариантам СЦ и КПС для полярных орбит. Для этих вариантов должны выполняться соотношения:

– для СЦ ($b^* = b$ при неодинаковой четности m и n)

$$(m-1)(b+\varphi_3)+2b^*=180°;$$

– для КПС

$$m\cdot 2b^*=180°.$$

Следует отметить, что величины b, b^*, φ_3 для СЦ и КПС в этих соотношениях различны.

Для наклонных орбит также можно вывести аналитические выражения для расчета минимальных (оптимальных) значений φ_3 для СЦ и КПС. Но из-за многоэтапности схемы расчета [см, например, схему (4)] в явном виде выражения для φ_3 привести затруднительно. Поэтому ниже приводятся уже конечные результаты для всех исходных данных в числовой, а не «аналитической» форме.

Рассмотрим оптимальную систему КА, состоящую из 144 КА, расположенных в девяти плоскостях по 16 КА в каждой плоскости на околополярных круговых орбитах.

При использовании построения по принципу «цепочек», структура системы задается числами $N = 144$, $m = 9$, $n = 16$, а при использовании «дельта-систем» – $N = 144$, $k = 16$, $l = 1$.

Рассмотрим два варианта системы: без синхронизации и с синхронизацией взаимного положения КА в соседних плоскостях. Вариант системы без синхронизации представляет интерес в том случае, когда в каждой плоскости обеспечивается заданная ширина полосы непрерывного обзора $2b$ без учета положения КА в соседних плоскостях.

Характеристики системы глобального непрерывного обзора для рассмотренных вариантов из 144 КА без синхронизации взаимного положения КА («несинхронизированные цепочки» и «дельта-система» по ПНО) и с синхронизацией (для КПС для каждого наклонения определяется параметр построения l, минимизирующий $\varphi_{3\min}^{КПС}$) приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики систем глобального непрерывного обзора для N=144

i, град	$N = 144$, $m = 9$, $n = 16$ «несинхронизированные цепочки»				$N = 144$, $k = 16$, l – нечет. «дельта-система» по ПНО			$N = 144$, $m = 9$, $n = 16$ «синхронизированные цепочки»		$N = 144$, $k = 16$ «дельта-система»	
	$\lambda_1°$	$\lambda_2°$	$b°$	$\varphi_3°$	$\lambda_2°$	$b°$	$\varphi_3°$	$\lambda_1°$	$\varphi_3°$	l	$\varphi_3°$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
85	20,303	17,576	10,112	15,083	20,000	11,169	15,802	21,096	13,502	7	15,772
86	20,189	18,488	10,070	15,055	20,000	10,763	15,521	20,919	13,450	17	15,490
87	20,107	19,144	10,039	15,035	20,000	10,436	15,299	20,801	13,416	9	15,270
88	20,049	19,608	10,018	15,021	20,000	10,196	15,139	20,737	13,399	17	15,113
89	20,012	19,904	10,004	15,012	20,000	10,049	15,042	20,685	13,387	9	15,011
90	20,000	20,000	10,000	15,009	20,000	10,000	15,009	20,676	13,382	1	14,985
91	20,012	19,904	10,004	15,012	20,000	10,049	15,042	20,685	13,387	9	15,011
92	20,049	19,608	10,018	15,021	20,000	10,196	15,139	20,737	13,399	1	15,113
93	20,107	19,144	10,039	15,035	20,000	10,436	15,299	20,801	13,416	9	15,270
94	20,189	18,488	10,070	15,055	20,000	10,763	15,521	20,919	13,450	1	15,490
95	20,303	17,576	10,112	15,083	20,000	11,169	15,802	21,096	13,502	11	15,772

Для расчета половины ширины ПНО b «дельта-систем», учитывающих только ПНО, можно воспользоваться формулой

$$\cos 2b = -\cos^2 i + \sin^2 i\cdot\cos\lambda_2 .$$

Как следует из расчетов, построение системы по принципу «дельта-система» при размещении нескольких КА в одной плоскости по сравнению с построением с использованием принципа «цепочек» на околополярных орбитах приводит к увеличению величины зоны обзора КА. При использовании «дельта-систем» наилучшая синхронизация обеспечивается подбором числа l, однако сравнивая величины зон обзора для «дельта-систем» в 8-м и 12-м столбцах табл. 1, можно отметить «небольшое» влияние синхронизации в «дельта-системах» до 0,03°. Для «цепочек» синхронизация позволяет существенно уменьшить зону обзора (столбцы 5 и 10, разница до 1,7°).

Как отмечалось выше, одинаковость четности числа плоскостей и числа КА в плоскостях по-разному определяют положение КА в плоскостях с противоположным направлением движения. В табл. 2 приведены результаты расчетов для случая, когда число КА в каждой плоскости четное, а число плоскостей нечетное.

Таблица 2

Характеристики систем глобального непрерывного обзора с синхронизацией для $N = 84, 40, k = n$ – четное

i, град	$N = 84, m = 7, n = 12$		$N = 84, k = 12$		$N = 40, m = 5, n = 8$		$N = 40, k = 8$	
	$\lambda_1°$	$\varphi_З°$	l	$\varphi_З°$	$\lambda_1°$	$\varphi_З°$	l	$\varphi_З°$
85	27,285	17,691	5	20,196	38,943	25,807	7	28,740
86	27,142	17,655	1	19,991	38,753	25,764	5	28,604
87	27,035	17,628	13	19,825	38,665	25,749	5	28,532
88	26,943	17,604	7	19,708	38,618	25,744	3	28,409
89	26,906	17,596	5	19,633	38,588	25,741	1	28,369
90	26,899	17,595	1	19,610	38,580	25,740	1	28,395
91	26,906	17,596	11	19,635	38,588	25,741	9	28,369
92	26,943	17,604	5	19,704	38,618	25,744	7	28,409
93	27,035	17,628	1	19,825	38,665	25,749	5	28,532
94	27,142	17,655	13	19,991	38,753	25,764	5	28,604
95	27,285	17,691	7	20,214	38,943	25,807	3	28,740

В табл. 3 приведены результаты расчетов для случая, когда число КА в каждой плоскости и число плоскостей нечетные.

Таблица 3

Характеристики систем глобального непрерывного обзора с синхронизацией для $N = 35, 15, k = n$ – нечетное

i, град	$N = 35, m = 5, n = 7$		$N = 35, k = 7$		$N = 15, m = 3, n = 5$		$N = 15, k = 5$	
	$\lambda_1°$	$\varphi_З°$	l	$\varphi_З°$	$\lambda_1°$	$\varphi_З°$	l	$\varphi_З°$
85	39,754	28,033	1	31,169	66,198	42,206	2	45,276
86	39,604	28,007	4	31,091	65,999	42,174	2	45,302
87	39,475	27,983	4	30,970	65,829	42,145	3	45,247
88	39,368	27,963	2	30,895	65,690	42,118	3	45,105
89	39,281	27,944	2	30,887	65,582	42,094	3	44,968
90	39,215	27,927	5	30,806	65,502	42,072	3	44,835
91	39,281	27,944	3	30,887	65,582	42,094	3	44,968
92	39,368	27,963	3	30,895	65,691	42,118	3	45,105
93	39,475	27,983	1	30,970	65,831	42,145	3	45,247
94	39,604	28,007	1	31,091	65,999	42,174	1	45,302
95	39,754	28,033	4	31,169	66,199	42,206	1	45,276

Приведенные варианты построения СЦ по числам плоскостей и КА в каждой плоскости являются оптимальными по углу φ_3 при заданном общем числе КА в системе.

Для наглядности на рис. 9 представлены зависимости разностей угловых расстояний между восходящими узлами соседних плоскостей орбит с одинаковым направлением движения КА в СЦ (λ_1 для СЦ) и соседними узлами для КПС (λ_2 для КПС) от наклонения орбит для характеристик систем КА, приведенных в табл. 1–3.

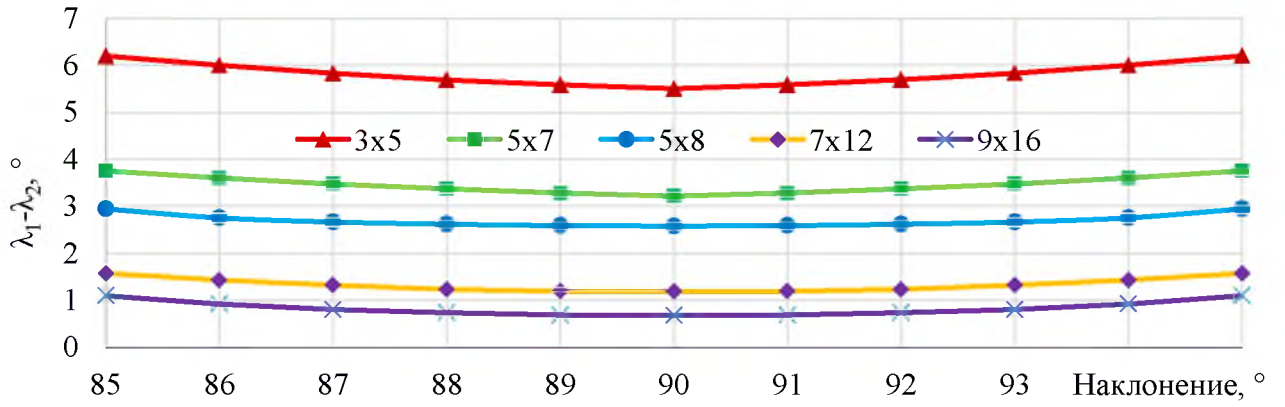


Рис. 9. Разность угловых расстояний λ_1 для СЦ и λ_2 для КПС

Из анализа графиков следует, что при одинаковом числе КА в системах в СЦ плоскости можно раздвинуть шире, чем в КПС, причем с увеличением числа КА в системе эта разница уменьшается для всех наклонений. Наибольшей величины для приведенных вариантов сравнения эта разность достигается для 15-спутниковой системы и достигает 5,5–6,2°, для 144-спутниковой системы она находится уже диапазоне от 0,7 до 1,1°.

Как указывалось выше, основным показателем при сравнении построений систем с одинаковыми количествами плоскостей и КА в каждой из них выбран минимальный угол обзора φ_3, обеспечивающий ГНО.

На рис. 10 изображены графики разностей этих углов для КПС и СЦ. На основе анализа графиков становится очевидным превосходство по этому показателю СЦ на всем множестве приведенных исходных данных. Одна из тенденций, отмеченная при рассмотрении рис. 9, здесь также наблюдается. Она состоит в том, что с увеличением числа КА в системе различия для СЦ и КПС уменьшаются (от 2,75–3,1° для 15, 35 КА до 1,6–2,25° для 144 КА в системе). С целью подтверждения этого вывода был проведен дополнительный расчет для существенно большего числа КА в системе. Для варианта в 375 КА (близкого к одному из «слоев» (подсистем) орбитальной группировки Starlink) при плоскостном построении минимальный угол обзора при ГНО для СЦ оказался на 0.8° меньше, чем для лучшей соответствующей КПС, а для варианта в 1584 КА (24 плоскости по 66 КА) – на 0,4°.

На рис. 11 и 12 изображены графики отклонений величин минимальных зон обзора для наклонных орбит от зон обзора для полярных орбит для СЦ (рис. 11) и КПС (рис. 12), характеристики которых приведены в табл. 1–3. Как видно из представленных графиков для систем, построенных по принципу СЦ, оптимальное наклонение 90°, а для «дельта-систем» с плоскостным построением возможны и другие оптимальные наклонения. Обращает на себя внимание значительно меньшее увеличение зон обзора на наклонных орбитах по сравнению с полярными орбитами для СЦ (до 0,13°) по отношению к «дельта-системам» (до 0,8°).

Следует отметить, что для КПС в приведенных расчетах для каждого наклонения определялись оптимальные (соответствующие минимальным углам $\varphi_{3\min}^{КПС}$) значения числа l. В силу целочисленности этого параметра системы гладкость соответствующих кривых для КПС условна, точные значения обозначены маркерами.

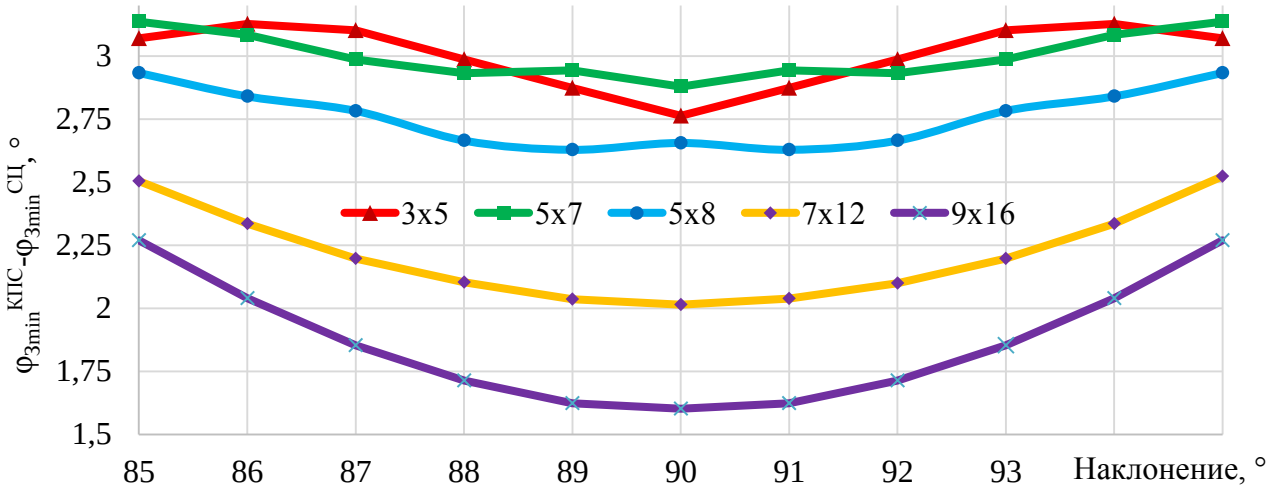


Рис. 10. Разность $\varphi_{3min}^{КПС} - \varphi_{3min}^{СЦ}$

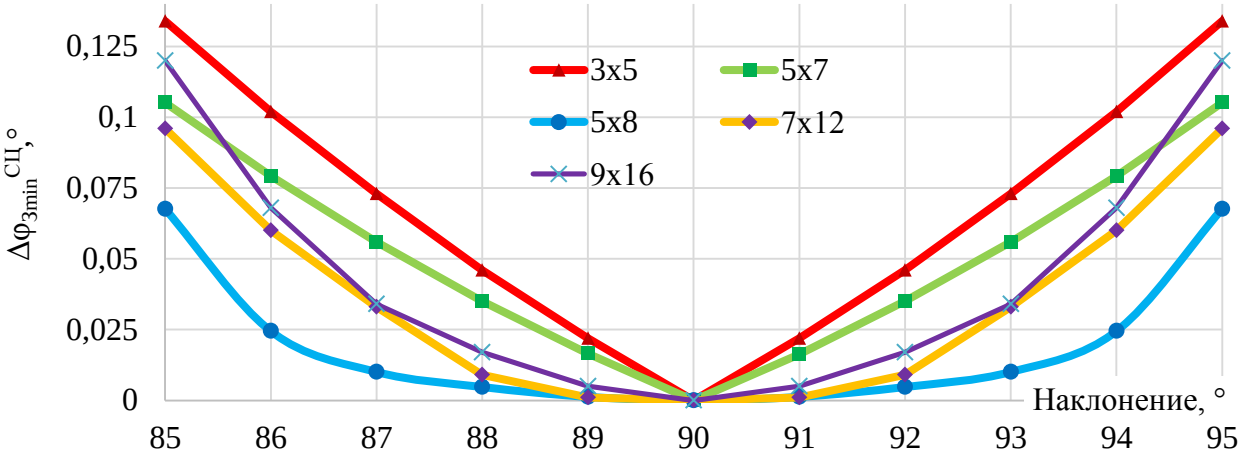


Рис. 11. Разность $\varphi_{3min}^{СЦ}(i) - \varphi_{3min}^{СЦ}(i = 90°)$

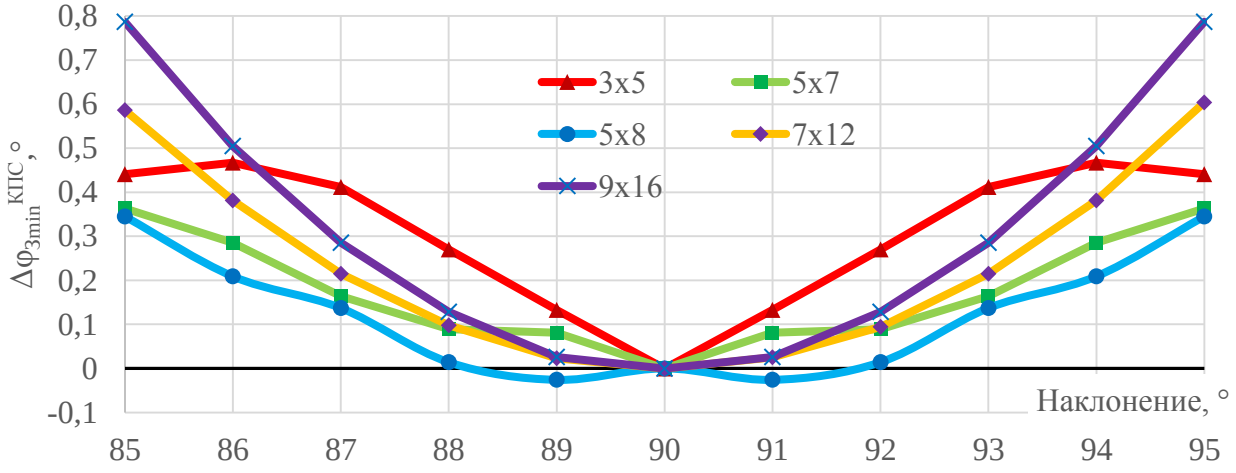


Рис. 12. Разность $\varphi_{3min}^{КПС}(i) - \varphi_{3min}^{КПС}(i = 90°)$

Если число КА в каждой плоскости нечетное, то при значении числа $l = N/k$ во всех плоскостях КА синхронно проходят восходящие узлы. В этот момент ближайшие КА в каждой плоскости относительно нисходящих узлов располагаются на одинаковом расстоянии от него, что создает хорошие условия для синхронизации. Однако это существенно только для больших зон обзора, например, для случая $N = 15$, $k = 5$, $l = 3$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Плоскостное построение систем КА подразумевает формирование ряда плоскостей орбит одинаковых радиусов и наклонений с равномерным расположением определенного количества КА в каждой из них. Обязательным условием является пересечение зон обзора КА в плоскостях орбит и формирование, тем самым, полос непрерывного обзора. Помимо СЦ такое построение могут обеспечивать и КПС (при N/k – целое, $k > 3$). Плоскостное построение рационально при пакетном выведении КА и, прежде всего, малых КА.

Принципиальным различием при плоскостном построении систем по способам СЦ и КПС является различие в расположении ВУ (равномерно на интервалах 180° или 360°) и фазировании положения КА в соседних плоскостях. В КПС рационально использовать нечетное число плоскостей орбит.

Наиболее распространенным показателем качества построения системы ГНО при одинаковом общем количестве КА считается минимальная величина угла обзора каждого КА. Меньшее значение угла соответствует лучшему построению.

В статье приведены формулы для аналитического расчета минимального значения этого угла: уточненные для СЦ – (2), (3) и новые для КПС – (4), (5) на полярных орбитах.

Характеристики систем ГНО при плоскостном построении оценивались на ряде оптимальных структур (3 плоскости по 5 КА, 5 плоскостей по 7 КА, 5 плоскостей по 8 КА, 7 плоскостей по 12 КА, 9 плоскостей по 16 КА) при суммарном количестве КА в системе от 15 до 144 при наклонениях от 85 до 95° включительно через 1°, а также точечно для систем с 2 и 3 плоскостями по 3 КА, с 15 плоскостями по 25 КА (суммарно 375 КА) и с 24 плоскостями по 66 КА (суммарно 1584 КА). При этих исходных данных были сделаны следующие выводы:

1) СЦ по углу φ_{3min} лучше КПС во всем диапазоне наклонений от 85 до 95° (улучшение от 1,5 до 3°);

2) угловое расстояние между соседними узлами плоскостей орбит (ВУ для СЦ, ВУ и НУ для КПС) для СЦ больше, чем для КПС от 1° до 6°;

3) для СЦ наименьшее значение φ_{3min} достигается при наклонении $i = 90°$, для КПС минимум может быть достигнут не обязательно при $i = 90°$;

4) изменение наклонения в меньшей степени влияет на φ_{3min} для СЦ (до 0,13°), чем для КПС (до 0,8°).

Список использованных источников

1. *Vargo L. G.* Orbital patterns of satellite systems // The Journal of the Astronautical Sciences. – 1960. – Vol. 7, № 4. – P. 78–86.

2. *Walker J. G.* Continuous whole earth coverage by circular orbit satellites // International conference on satellite systems for mobil communication and surveillance. – London, 1973. – P. 35–38.

3. *Walker J. G.* Some circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage // Journal of the British Interplanetary Society. – 1971. – Vol. 24. – P. 369–384.

4. *Можаев Г. В.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем: теоретико-групповой подход. – М. : Машиностроение, 1989. – 303 с.

5. *Можаев Г. В.* Проблемы оптимизации движения спутниковых систем: состояние исследований и перспективы // Труды МАИ. – 2009. – Вып. 34. – URL : http://trudymai.ru/up]oad/iblock//alc/probleray-optimizatsii-dvizheniya-sputnikovykh-sistem-sostoyanie-issledovaniy-i-perspektivy.pdf (дата обращения: 02.12.2025).

6. *Улыбышев Ю. П.* Проектирование спутниковых систем непрерывного обзора: краткий исторический обзор, современное состояние и новые решения // Труды МАИ. – 2009. – Вып. 34. – URL : https://trudymai.ru/up]oad/iblock/d81/proektirovanie-sputnikovykh-sistem-nepreryvnogo-obzora-kratkiy-istoricheskiy-obzor-sovremennoe-sostoyanie-i-novye-resheniya.pdf (дата обращения: 02.12.2025).

7. *Gobetz F. W.* Satellite networks for global coverage // Advances in astronautical sciences. – 1963. – Vol. 9. – P. 134–156.

8. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем : учебник / Н. Ф. Аверкиев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 302 с.

9. Системы многократного обзора сферы : каталог : в 5 т. / Б. П. Бырков [и др.]. – Москва, 1978.

В. В. Вознюк,
кандидат технических наук, доцент;
А. Г. Маслик;
И. Н. Сиротин,
кандидат технических наук

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ И ПРИМЕНИМОСТИ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ СПУТНИКОВ-РЕТРАНСЛЯТОРОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ГЕОПРОСТРАНСТВЕННОЙ ЛОКАЦИИ

Проведено сравнительное исследование точностных характеристик разностно-дальномерного и дальномерного методов определения координат спутников-ретрансляторов для систем геопространственной локации. Разработана математическая модель, учитывающая разделение ошибок измерений на коррелированные и некоррелированные составляющие. Для звездообразной конфигурации наземных передатчиков проведен анализ пространственного распределения геометрического фактора точности.

Установлено, что разностно-дальномерный метод демонстрирует меньшую чувствительность к увеличению доли коррелированных ошибок измерений.

Определены критерии выбора оптимального метода позиционирования в зависимости от характеристик ошибок измерений и пространственного расположения спутника ретранслятора. Результаты исследования позволяют оптимизировать проектирование систем геопространственной локации и повысить точность определения координат источников радиоизлучения.

Ключевые слова: спутники-ретрансляторы, геопространственная локация, геометрический фактор, разностно-дальномерный метод, дальномерный метод.

ВВЕДЕНИЕ

Современные системы спутниковой связи (СпС) основываются на использовании группировки спутников-ретрансляторов (СР), выводимых на околоземные орбиты с различными параметрами, и наземной распределенной инфраструктуры, включающей приемно-передающие земные станции (ЗС). В процессе эксплуатации СпС возникает задача поиска и локализации источников непреднамеренных помех (ИНП) от наземных радиотехнических средств, функционирующих в совпадающих частотных диапазонах в зоне радиовидимости СР. Решение данной задачи обеспечивается методами геопространственной локации (ГпЛ) ИНП.

Одним из наиболее эффективных методов реализации ГпЛ является модифицированный разностно-дальномерный метод (МРДМ) [1], основанный на измерении разностей расстояний от источника излучений до комплекса геолокации через основной и три смежных СР зеркального типа (или двух смежных СР при условии расположения источника на поверхности Земли).

Критическим фактором, определяющим точность работы системы ГпЛ ИНП, является точность знания координат СР. Использование данных формата TLE (*Two-line element set*) для определения координат СР приводит к погрешностям в десятки километров [2]. Такая неопределенность в положении СР при определении координат ИНП не только МРДМ вызывает аномальные ошибки локализации, достигающие 100 км и более.

Проблема низкой точности априорных данных о координатах СР является критической не только для разностно-дальномерных методов, но и для других перспективных подходов к геопространственной локации. В частности, для односпутниковых доплеровских методов. Эти методы, также требующие точного знания положения и вектора скорости СР [3] для синтеза пространственно-временной базы измерений, оказываются критически зависимыми от точности координат СР: ошибки в их определении непосредственно транслируются в

ошибки локации наземных объектов [4]. Таким образом, повышение точности определения координат СР выступает ключевой задачей для всего спектра методов пассивной геолокации.

Для повышения точности определения координат СР, формирующих систему опорных точек при определении координат ИНП, на начальном этапе процесса геопространственной локации могут использоваться системы определения координат СР, основанные на дальномерном методе (ДМ) [5]. Наземная система определения координат, реализующая дальномерный метод уточнения координат СР, включает минимум три пространственно-разнесенных передатчика и один приемник. Дополнительным требованием к конфигурации системы является обеспечение минимума коэффициента геометрии GDOP (*Geometric Dilution of Precision*), характеризующего взаимное пространственное положение элементов наземной инфраструктуры. Однако системы определения координат, функционирующие в соответствии с ДМ, характеризуются существенными погрешностями измерений.

Перспективным направлением снижения влияния систематических погрешностей является применение для решения задач локации разностно-дальномерного метода (РДМ), позволяющего эффективно компенсировать коррелированные составляющие ошибок измерений тестовых сигналов за счет использования разностных измерений. Однако, несмотря на потенциальные преимущества РДМ, в литературе отсутствует систематическое сравнение его точностных характеристик с ДМ именно для задачи определения координат СР, а также четкие критерии выбора между этими методами в зависимости от эксплуатационных условий.

Целью настоящего исследования является сравнительный анализ погрешностей и областей применимости дальномерного и разностно-дальномерного методов определения координат спутников-ретрансляторов в системах геопространственной локации, а также разработка критериев выбора оптимального метода для различных операционных сценариев.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ

Рассмотрим звездообразную конфигурацию наземной инфраструктуры системы определения координат, состоящую из четырех передатчиков (ПРД), расположенных в горизонтальной плоскости $z = 0$. Данная конфигурация оптимизирована для применения как ДМ, так и РДМ позиционирования [6, 7].

Система включает центральный ПРД $\vec{E}_0$ и три периферийных ПРД $\vec{E}_1, \vec{E}_2, \vec{E}_3$, образующих равносторонний треугольник. Положение ПРД в безразмерных единицах задается векторами:

$$\vec{E}_i = [x_i, y_i, z_i], \; i = 0,1,2,3. \tag{1}$$

с конкретными координатами: $\vec{E}_0 = [0,0,0], \vec{E}_1 = [0,1,0], \vec{E}_3 = \left[\frac{\sqrt{3}}{2}, -\frac{1}{2}, 0\right], \vec{E}_4 = \left[-\frac{\sqrt{3}}{2}, -\frac{1}{2}, 0\right]$.

В качестве базы системы принято расстояние от центрального до периферийных ПРД:

$$L = \left\| \vec{E}_i - \vec{E}_0 \right\| = 1. \tag{2}$$

Все геометрические параметры и координаты в дальнейшем анализе выражены в безразмерных единицах относительно базы L. Для РДМ база L является фундаментальным параметром, определяющим масштаб разностных измерений. Для ДМ база L представляет характерный геометрический размер системы.

Расстояния от i-го ПРД до спутника-ретранслятора определяются как

$$R_i = \left\| \vec{E}_i - \vec{S} \right\|, \tag{3}$$

где $\vec{S}$ – вектор координат СР, $\vec{S} = [x, y, z]$.

Область анализа пространственного распределения точностных характеристик ограничивается диапазонами $x \in [-5;5], y \in [-5;5]$, что соответствует ± 5 единицам базы от центра системы. Высота орбиты ретранслятора для базового сценария принимается равной $z = 1$.

Выбранная звездообразная конфигурация обеспечивает: симметричное пространственное покрытие для РДМ и ДМ; минимальный геометрический фактор в центральной области системы; оптимальное угловое разнообразие измерений; эффективную компенсацию систематических погрешностей в РДМ.

В основе модели ошибок измерений лежит предположение о наличии двух независимых составляющих: коррелированной (систематической) и некоррелированной (случайной) ошибок. Полная ошибка измерения времени распространения сигнала характеризуется стандартным отклонением σ_{total}, выраженным в безразмерных единицах относительно базы L.

Математически полная дисперсия ошибки может быть представлена как сумма дисперсий коррелированной и некоррелированной составляющих:

$$\sigma_{total}^2 = \sigma_c^2 + \sigma_u^2, \tag{4}$$

где σ_c – стандартное отклонение коррелированной составляющей ошибки;

σ_u – стандартное отклонение некоррелированной составляющей ошибки.

Для количественного описания распределения ошибок введем параметр α, определяющий долю коррелированной ошибки в общей ошибке измерения:

$$\sigma_c = \sqrt{\alpha} \cdot \sigma_{total}; \tag{5}$$

$$\sigma_u = \sqrt{1-\alpha} \cdot \sigma_{total}. \tag{6}$$

где $0 \le \alpha \le 1$. При $\alpha = 0$ ошибка полностью некоррелирована, при $\alpha = 1$ – полностью коррелирована.

В рамках данного исследования принято значение $\alpha = 0,7$, что соответствует 70%-й доле коррелированных ошибок в общем бюджете ошибок измерений. Такая модель позволяет адекватно описывать реальные погрешности измерений в системах позиционирования, учитывая как систематические (коррелированные), так и случайные (некоррелированные) составляющие ошибок.

Для формального описания статистических свойств ошибок измерений вводятся матрицы ковариации для каждого метода позиционирования.

Для ДМ ошибки измерений времени прихода сигналов от четырех ПРД считаются некоррелированными. Матрица ковариации принимает диагональный вид

$$\mathbf{M}_{\text{ДМ}} = \sigma_{total}^2 \cdot \mathbf{I}_4, \tag{7}$$

где $\mathbf{I}_4$ – единичная матрица размерности 4×4.

Для РДМ рассматриваются разности измерений времени прихода между периферийными и центральным ПРД. Учитывая, что все разностные измерения включают центральный ПРД, ошибки становятся коррелированными. Матрица ковариации для трех разностных измерений имеет вид

$$\mathbf{M}_{\text{РДМ}} = \sigma_{eff}^2 \cdot \begin{bmatrix} 1 & \rho & \rho \\ \rho & 1 & \rho \\ \rho & \rho & 1 \end{bmatrix}, \tag{8}$$

где ρ – коэффициент корреляции между разностными измерениями, обусловленный использованием общего центрального ПРД, $\rho = 0,5$.

Обратная матрица ковариации, необходимая для расчета геометрического фактора для ДМ, вычисляются как

$$\mathbf{M}_{\text{ДМ}}^{-1} = \frac{1}{\sigma_{total}^2} \cdot \mathbf{I}_4. \tag{9}$$

В свою очередь, для РДМ матрица ковариации имеет вид

$$\mathbf{M}_{\text{РДМ}}^{-1} = \frac{1}{\sigma_{eff}^2 (1-\rho)} \cdot \begin{bmatrix} 1+\rho & -\rho & -\rho \\ -\rho & 1+\rho & -\rho \\ -\rho & -\rho & 1+\rho \end{bmatrix}. \tag{10}$$

Данное представление матриц ковариации для ДМ и РДМ позволяет адекватно учитывать статистические свойства ошибок измерений при анализе точностных характеристик методов позиционирования.

Ключевым преимуществом РДМ является способность компенсировать коррелированные составляющие ошибок измерений. Для количественного описания этого эффекта вводится параметр эффективности компенсации η, определяющий долю скоррелированной ошибки, устраняемой в результате дифференциальных измерений.

Математически остаточная коррелированная ошибка после компенсации определяется выражением

$$\sigma_{c,res}^2 = (1-\eta)\sigma_c, \tag{11}$$

где η – эффективность компенсации, $\eta = 0.95$;

σ_c – исходная коррелированная составляющая ошибки;

$\sigma_{c,res}$ – остаточная коррелированная ошибка после компенсации.

С учетом компенсации эффективная дисперсия ошибки для РДМ определяется как

$$\sigma_{eff}^2 = 2\sigma_u^2 \cdot 2\sigma_{c,res}^2, \tag{12}$$

где σ_u – некоррелированная составляющая ошибки.

Подставляя выражения для составляющих ошибок, получаем

$$\sigma_{eff}^2 = 2(1-\alpha)\sigma_{total}^2 + 2(1-\eta)\alpha\sigma_{total}^2. \tag{13}$$

Теоретический коэффициент улучшения точности РДМ относительно ДМ определяется отношением

$$K = \frac{\sigma_{total}}{\sigma_{eff}} = \frac{1}{2(1-\alpha) + 2(1-\eta)^2\alpha}. \tag{14}$$

Данная модель позволяет количественно оценивать преимущества РДМ в различных сценариях распределения ошибок и эффективности их компенсации.

Дальномерный метод основан на измерении времени распространения сигнала от каждого ПРД до СР. Рассмотрим систему из четырех ПРД с координатами $\vec{E}_i = [x_i, y_i, 0], i = 0,1,2,3$ и СР с координатами $\vec{S} = [x, y, z]$.

Измеряемые псевдодальности определяются выражением

$$\tilde{R}_i = R_i + \varepsilon_i = \left\| \vec{S} - \vec{E}_i \right\| + \varepsilon_i, \; i = 0,1,2,3. \tag{15}$$

где ε_i – ошибка измерения. Она обладает следующими свойствами:

– математическим ожиданием

$$M\left[\varepsilon_i\right]=0,\ \forall i=0,1,2,3; \tag{16}$$

– дисперсией

$$D\left[\varepsilon_i\right]=\sigma_{total}^2; \tag{17}$$

– ковариацией

$$\operatorname{cov}\left(\varepsilon_i,\varepsilon_j\right)=\sigma_{total}^2\delta_{ij}, \tag{18}$$

где δ_{ij} – символ Кронекера, равный 1 при $i=j$ и 0 при $i\neq j$.

Для оценки координат $\vec{S}$ строится система уравнений относительно измеренных расстояний. Линеаризация в окрестности точки $\vec{S}_0=\left[x_0,y_0,z_0\right]$ дает

$$\Delta\vec{\tilde{R}}=\mathbf{H}_{\text{ДМ}}\Delta\vec{S}+\vec{\varepsilon}, \tag{19}$$

где $\Delta\vec{\tilde{R}}$ – вектор невязок измерений, $\Delta\vec{\tilde{R}}=\left[\Delta\tilde{R}_0,\Delta\tilde{R}_1,\Delta\tilde{R}_2,\Delta\tilde{R}_3\right]^T$;

$\Delta\vec{S}$ – вектор поправок к координатам, $\Delta\vec{S}=\left[\Delta x,\Delta y,\Delta z\right]^T$;

$\vec{\varepsilon}$ – вектор ошибок измерений, $\vec{\varepsilon}=\left[\varepsilon_0,\varepsilon_1,\varepsilon_2,\varepsilon_3\right]^T$.

Матрица Якоби $\mathbf{H}_{\text{ДМ}}$ размерности 4×3 имеет вид

$$\mathbf{H}_{\text{ДМ}}=\begin{bmatrix}\frac{\partial R_0}{\partial x} & \frac{\partial R_0}{\partial y} & \frac{\partial R_0}{\partial z}\\ \frac{\partial R_1}{\partial x} & \frac{\partial R_1}{\partial y} & \frac{\partial R_1}{\partial z}\\ \frac{\partial R_2}{\partial x} & \frac{\partial R_2}{\partial y} & \frac{\partial R_2}{\partial z}\\ \frac{\partial R_3}{\partial x} & \frac{\partial R_3}{\partial y} & \frac{\partial R_3}{\partial z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{x-x_0}{R_0} & \frac{y-y_0}{R_0} & \frac{z-z_0}{R_0}\\ \frac{x-x_1}{R_1} & \frac{y-y_1}{R_1} & \frac{z-z_1}{R_1}\\ \frac{x-x_2}{R_2} & \frac{y-y_2}{R_2} & \frac{z-z_3}{R_3}\\ \frac{x-x_3}{R_3} & \frac{y-y_3}{R_3} & \frac{z-z_3}{R_3}\end{bmatrix}. \tag{20}$$

Ковариационная матрица ошибок оценки координат определяется выражением

$$\mathbf{P}_{\text{ДМ}}=\left(\mathbf{H}_{\text{ДМ}}^T\mathbf{M}_{\text{ДМ}}^{-1}\mathbf{H}_{\text{ДМ}}\right)^{-1}. \tag{21}$$

Геометрический фактор для ДМ вычисляется как

$$\text{GDOP}_{\text{ДМ}}=\sqrt{\operatorname{trace}\left(\mathbf{P}_{\text{ДМ}}\right)}. \tag{22}$$

Данный математический аппарат позволяет оценить точность определения координат спутника-ретранслятора в рамках ДМ с учетом геометрии системы и статистических свойств ошибок измерений.

Разностно-дальномерный метод основан на измерении разностей времени прихода сигналов от периферийных ПРД относительно центрального ПРД. Этот подход позволяет эффективно компенсировать коррелированные составляющие ошибок измерений.

Рассмотрим систему из четырех ПРД с координатами $\vec{E}_i=\left[x_i,y_i,0\right],i=0,1,2,3$ и СР с координатами $\vec{S}=\left[x,y,z\right]$.

Истинные разности расстояний определяются выражением

$$dR_i = R_i - R_0 = \left\|\vec{S} - \vec{E}_i\right\| - \left\|\vec{S} - \vec{E}_0\right\|,\ i = 1,2,3. \tag{23}$$

Измеряемые разности псевдодальностей определяются как

$$\Delta\tilde{d}R_i = dR_i + \varepsilon_i - \varepsilon_0,\ \ i = 1,2,3, \tag{24}$$

где $\varepsilon_0, \varepsilon_i$ – ошибки измерений, обладающие свойствами (16)–(18).

Для оценки координат $\vec{S}$ строится система уравнений относительно измеренных разностей расстояний. Линеаризация в окрестности точки $\vec{S}_0 = \left[x_0, y_0, z_0\right]$ дает [8, 9]

$$\Delta\vec{d} = \mathbf{H}_{\text{РДМ}}\Delta\vec{S} + \vec{\varepsilon}_d, \tag{25}$$

где $\Delta\vec{d}$ – вектор невязок разностных измерений, $\Delta\vec{d} = \left[\Delta d_1, \Delta d_2, \Delta d_3\right]^T$;

$\vec{\varepsilon}_d$ – вектор ошибок разностных измерений, $\vec{\varepsilon}_d = \left[\varepsilon_1 - \varepsilon_0, \varepsilon_2 - \varepsilon_0, \varepsilon_3 - \varepsilon_0\right]^T$.

Матрица Якоби $\mathbf{H}_{\text{РДМ}}$ размерности 3×3 имеет вид [10]

$$\mathbf{H}_{\text{РДМ}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial dR_1}{\partial x} & \frac{\partial dR_1}{\partial y} & \frac{\partial dR_1}{\partial z} \\ \frac{\partial dR_2}{\partial x} & \frac{\partial dR_2}{\partial y} & \frac{\partial dR_2}{\partial z} \\ \frac{\partial dR_3}{\partial x} & \frac{\partial dR_3}{\partial y} & \frac{\partial dR_3}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x - x_1}{R_1} - \frac{x}{R_0} & \frac{y - y_1}{R_1} - \frac{y}{R_0} & \frac{z - z_1}{R_1} - \frac{z}{R_0} \\ \frac{x - x_2}{R_2} - \frac{x}{R_0} & \frac{y - y_2}{R_2} - \frac{y}{R_0} & \frac{z - z_2}{R_2} - \frac{z}{R_0} \\ \frac{x - x_3}{R_3} - \frac{x}{R_0} & \frac{y - y_3}{R_3} - \frac{y}{R_0} & \frac{z - z_3}{R_3} - \frac{z}{R_0} \end{bmatrix}. \tag{26}$$

Ковариационная матрица ошибок оценки координат для РДМ определяется выражением

$$\mathbf{P}_{\text{РДМ}} = \left(\mathbf{H}_{\text{РДМ}}^T \mathbf{M}_{\text{РДМ}}^{-1} \mathbf{H}_{\text{РДМ}}\right)^{-1}. \tag{27}$$

Геометрический фактор для РДМ вычисляется как [11, 12]

$$\text{GDOP}_{\text{РДМ}} = \sqrt{\text{trace}\left(\mathbf{P}_{\text{РДМ}}\right)}. \tag{28}$$

Данный математический аппарат позволяет оценить точность определения координат СР в рамках РДМ с учетом геометрии системы и статистических свойств ошибок измерений, включая эффект компенсации коррелированных составляющих.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Расчет геометрического фактора для обоих методов осуществляется по единой схеме на основе матричного аппарата, представленного в предыдущем разделе. Для произвольной точки пространства $\vec{S} = \left[x, y, z\right]$ алгоритм расчета включает следующие этапы:

Этап 1. Формирование матриц Якоби $\mathbf{H}_{\text{ДМ}}$ и $\mathbf{H}_{\text{РДМ}}$ согласно выражениям (20) и (26).

Этап 2. Определение матрицы ковариации ошибок измерений.

Этап 3. Вычисление ковариационных матриц ошибок оценки координат на основании выражений (21) и (27).

Этап 4. Расчет геометрического фактора.

Представленный алгоритм основан на методе наименьших квадратов для линейной модели измерений. Условия применимости:

– матрицы $\mathbf{H}_{\text{ДМ}}^{T}\mathbf{M}_{\text{ДМ}}^{-1}\mathbf{H}_{\text{ДМ}}$ и $\mathbf{H}_{\text{РДМ}}^{T}\mathbf{M}_{\text{РДМ}}^{-1}\mathbf{H}_{\text{РДМ}}$ должны быть обратимы;

– положение СР не должно совпадать с положением ПРД;

– геометрия системы должна обеспечивать хорошую обусловленность матриц Якоби.

Данный алгоритм позволяет количественно оценить влияние геометрии системы на точность позиционирования для обоих методов и является основой для сравнительного анализа их эффективности.

Для обеспечения универсальности результатов и корректного сравнения методов позиционирования выполняется нормировка геометрического фактора на стандартное отклонение базовой ошибки измерений σ_{total}.

Нормированный геометрический фактор вычисляется как

$$\text{GDOP}_{\text{норм}} = \frac{\text{GDOP}}{\sigma_{total}}, \tag{29}$$

где GDOP – исходный геометрический фактор.

Нормированный GDOP представляет собой коэффициент усиления ошибки измерений за счет геометрии системы. Данный подход обеспечивает инвариантность результатов к абсолютным значениям ошибок измерений и позволяет проводить объективное сравнение точностных характеристик методов позиционирования.

Для получения полной картины распределения точностных характеристик в рабочей зоне системы проводится процедура пространственного сканирования. Данная методика позволяет выявить зоны с оптимальными и наихудшими показателями точности для каждого метода позиционирования.

Область позиционирования задается в виде регулярной сетки в горизонтальной плоскости при фиксированной высоте спутника-ретранслятора:

$$\begin{gathered} x = \left\{ x_{\min} + i \cdot \Delta x \middle| i = 0,1,...,N_x \right\}, \\ y = \left\{ y_{\min} + i \cdot \Delta y \middle| i = 0,1,...,N_y \right\}, \\ z = z_{\text{const}}. \end{gathered} \tag{30}$$

где $x_{\min}, x_{\max}$ – границы области сканирования в единицах базы по оси x:

$$x_{\min} = -5, \quad x_{\max} = 5;$$

$y_{\min}, y_{\max}$ – границы области сканирования в единицах базы по оси y:

$$y_{\min} = -5, \quad y_{\max} = 5;$$

$\Delta x, \Delta y$ – шаг дискретизации;

N_x, N_y – количество точек дискретизации по каждой оси;

z_{const} – высота орбиты спутника-ретранслятора.

Пространственное сканирование рабочей зоны производилось в следующей последовательности:

1) инициализация расчетных массивов:

$$\text{GDOP}_{\text{ДМ}} = \varnothing_{N_x \times N_y}; \ \text{GDOP}_{\text{РДМ}} = \varnothing_{N_x \times N_y};$$

2) итерационный расчет для каждой точки сетки: для каждого $i = 0,1,...,N_x$ и $j = 0,1,...,N_y$

$$x_{ij} = x_{\min} + i \cdot \Delta x, \ y_{ij} = y_{\min} + i \cdot \Delta y, \ \vec{s}_{ij} = \left[x_{ij}, y_{ij}, z_{\text{const}} \right];$$

3) вычисление GDOP для каждой точки:

$$\text{GDOP}_{\text{ДМ}}[i,j] = f_{\text{ДМ}}\left(\vec{S}_{ij}\right),\ \text{GDOP}_{\text{РДМ}}[i,j] = f_{\text{РДМ}}\left(\vec{S}_{ij}\right),$$

где $f_{\text{ДМ}}$ и $f_{\text{РДМ}}$ – функции расчета нормированного GDOP.

Корректность процедуры пространственного сканирования подтверждается симметрией полученных распределений относительно центра системы, непрерывностью функций GDOP в рабочей области и отсутствием вычислительных сингулярностей в точках, удаленных от ПРД.

Данная методика обеспечивает получение репрезентативных пространственных распределений точностных характеристик, необходимых для сравнительного анализа методов позиционирования.

Моделирование проводилось в безразмерных единицах, нормированных на базу системы L – расстояние от центрального до периферийного передатчика. Это позволяет обобщить результаты для систем различного физического масштаба. Все геометрические параметры и ошибки выражены в единицах базы L.

Базовые параметры, использованные для получения пространственных распределений точностных характеристик, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Базовые параметры моделирования

Параметр	Обозначение	Значение	Примечание
Конфигурация ПРД	$\vec{E}_i$	$[0,0,0],[0,1,0],\left[\frac{\sqrt{3}}{2},-\frac{1}{2},0\right],\left[-\frac{\sqrt{3}}{2},-\frac{1}{2},0\right]$	Звездообразная конфигурация, четыре передатчика: центральный и три периферийных, образующих равносторонний треугольник
База системы	L	1	Единица измерения расстояний
Область сканирования (x, y)	x, y	$[-5,5]$	Область анализа в горизонтальной плоскости
Высота СР (базовая)	z	1	Высота орбиты для базового сценария
Общая ошибка измерения	σ_{total}	2,5e-6	Безразмерная величина
Доля коррелированной ошибки	α	0,7	70% ошибки – коррелированная составляющая
Эффективность компенсации (РДМ)	η	0,95	РДМ компенсирует 95% коррелированной ошибки
Коэффициент корреляции (РДМ)	ρ	0,5	Обусловлен использованием общего центрального ПРД во всех разностных измерениях

Для анализа чувствительности и исследования зависимостей варьировались следующие параметры в указанных диапазонах:

– доля коррелированных ошибок (α): от 0 (полностью некоррелированная ошибка) до 1 (полностью коррелированная ошибка). Это позволило проанализировать переход от сценария с доминированием шумов к сценарию с доминированием систематических погрешностей;

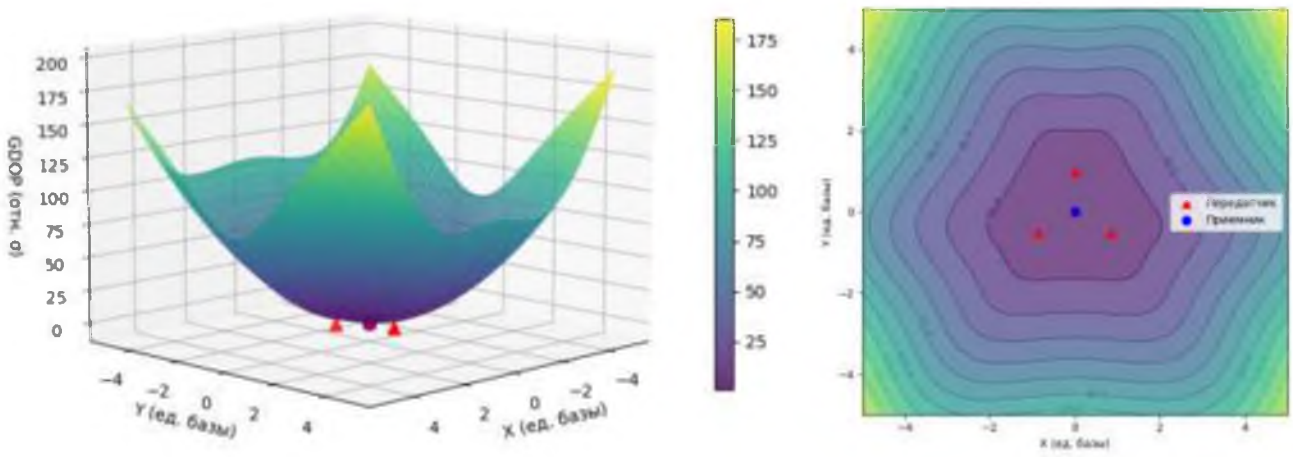
– уровень ошибок измерений: от 2,5e-7 до 1,25e-5 (в безразмерных единицах);

– высота орбиты СР (z): от 1 до 3,5 (в единицах базы). Исследование данного диапазона позволило выявить критическую зависимость точности методов, в частности РДМ, от геометрии системы.

Такой набор параметров и диапазонов их изменения обеспечивает репрезентативность результатов и позволяет сделать обоснованные выводы о применимости методов в различных операционных сценариях.

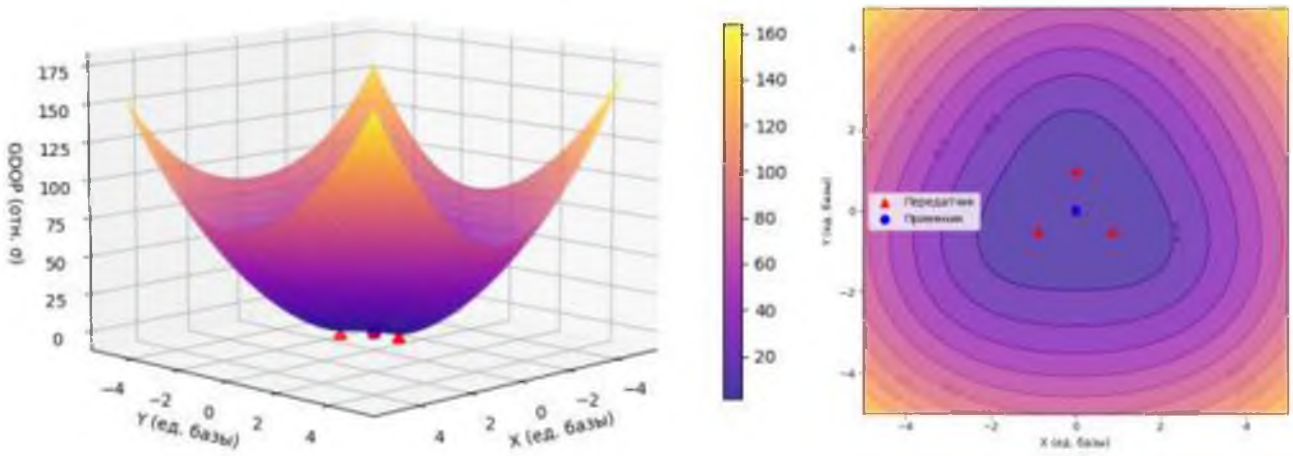
ЧАСТНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ, ПОЛУЧЕННЫЕ В ХОДЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Пространственный анализ нормированного геометрического фактора проведен для области $x, y \in [-5, 5]$ при фиксированной высоте $z = 1$. Как показано на рис. 1 и 2, распределения GDOP для обоих методов демонстрируют выраженную пространственную структуру, определяемую геометрией системы.



а) б)

Рис. 1. Распределения GDOP для РДМ:
а – трехмерное изображение; б – двумерное изображение с изолиниями ошибок определения координат СР



а) б)

Рис. 2. Распределения GDOP для ДМ:
а – трехмерное изображение; б – двумерное изображение с изолиниями ошибок определения координат СР

Как видно из рис. 1,*а* и рис. 2,*а*, трехмерные распределения обоих методов присуще наличие центральной области с минимальными значениями GDOP и характерные ухудшения точности, ориентированные в направлениях периферийных ПРД. Контурные графики (рис. 1,*б* и рис. 2,*б*) позволяют выделить изолинии равной точности. Для ДМ изолиния GDOP = 15 ограничивает область радиусом $R \approx 1{,}8$, тогда как для РДМ аналогичная изолиния соответствует $R \approx 2$.

На основе анализа разностных карт (рис. 3) выполнено количественное определение областей преимущества методов позиционирования.

Карта демонстрирует сложную пространственную структуру с чередующимися зонами преимущества РДМ и ДМ. В центральной области системы наблюдается зона с отрицательными значениями разности, что свидетельствует о превосходстве РДМ. Периферийные области характеризуются преимущественно положительными значениями, указывающими на лучшую точность ДМ в этих регионах.

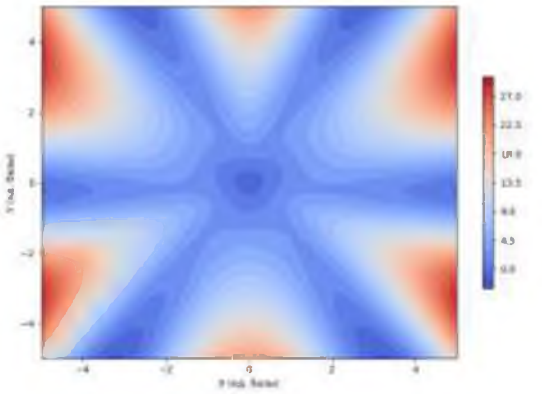
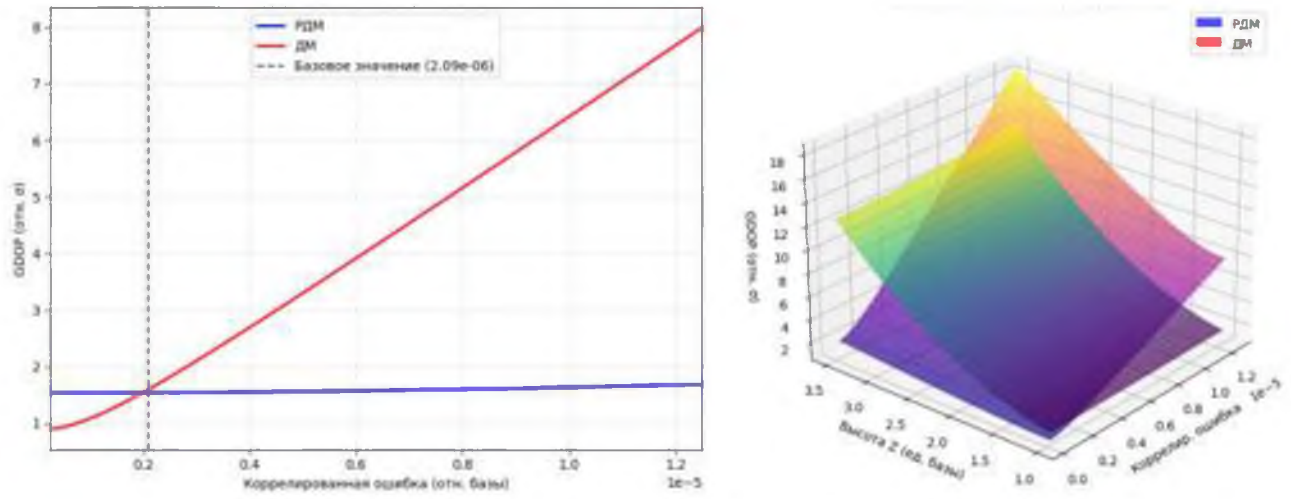


Рис. 3. Разность значений GDOP для РДМ и GDOP для ДМ

Исследование зависимости нормированного геометрического фактора от доли коррелированных ошибок α в диапазоне [0, 1] при фиксированном положении СР $\vec{S} = [0{,}19\ 0{,}14\ 1]$ (рис. 4,*а*) при варьировании высоты орбиты (рис. 4,*б*) выявило принципиально различное поведение методов.



а) б)

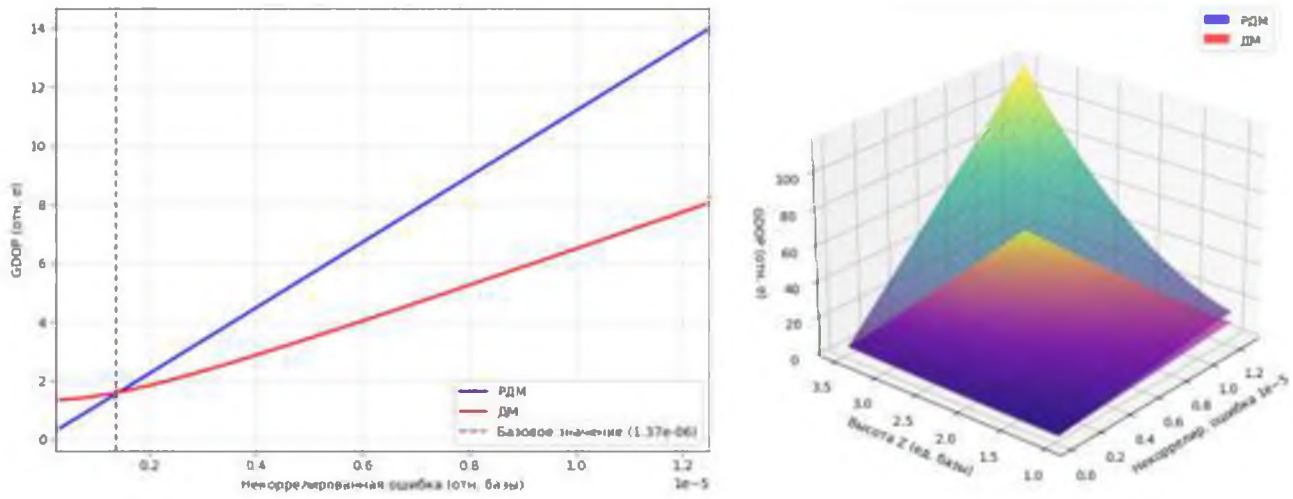
Рис. 4. Зависимость GDOP от коррелированных ошибок измерений для РДМ и ДМ: а – в фиксированной точке; б – при изменении высоты орбиты СР

При фиксированной высоте орбиты (z = 1) РДМ демонстрирует значительно меньшую чувствительность к увеличению доли коррелированных ошибок. При изменении α от 0 до 1 значение GDOP для РДМ изменяется с 1,6 до 1,9, тогда как для ДМ наблюдается существенный рост с 0,8 до 6,5. Это подтверждает эффективность РДМ в условиях преобладания систематических погрешностей измерений.

Однако анализ трехмерной зависимости (рис. 4,*б*) показывает, что данное преимущество сохраняется только при относительно низких орбитах ($z \le 1{,}8$ от размеров базы). При превышении этого критического значения эффективность компенсации коррелированных оши-

бок в РДМ существенно снижается из-за уменьшения углового разнообразия измерений, что свидетельствует о прогрессирующем ухудшении устойчивости метода к коррелированным ошибкам с ростом высоты орбиты.

Исследование зависимости GDOP от некоррелированных ошибок (рис. 5) демонстрирует противоположную тенденцию по сравнению с коррелированными ошибками. При фиксированной высоте орбиты (z = 1) увеличение уровня некоррелированных ошибок приводит к более значительному росту GDOP для РДМ по сравнению с ДМ. Это объясняется тем, что некоррелированные ошибки в разностных измерениях РДМ складываются независимо, что приводит к эффективному увеличению дисперсии ошибки позиционирования.



а) б)

Рис. 5. Зависимость GDOP от некоррелированных ошибок измерений для РДМ и ДМ: а – в фиксированной точке; б – при изменении высоты орбиты СР

Трехмерный анализ (рис. 5,*б*) показывает, что с ростом высоты орбиты чувствительность РДМ к некоррелированным ошибкам усиливается. При z = 2,5 увеличение некоррелированных ошибок приводит к росту GDOP на 67% для РДМ против 41% для ДМ. Это обусловлено дополнительным ухудшением геометрии измерений на больших высотах, которое усугубляет влияние случайных погрешностей в разностном методе.

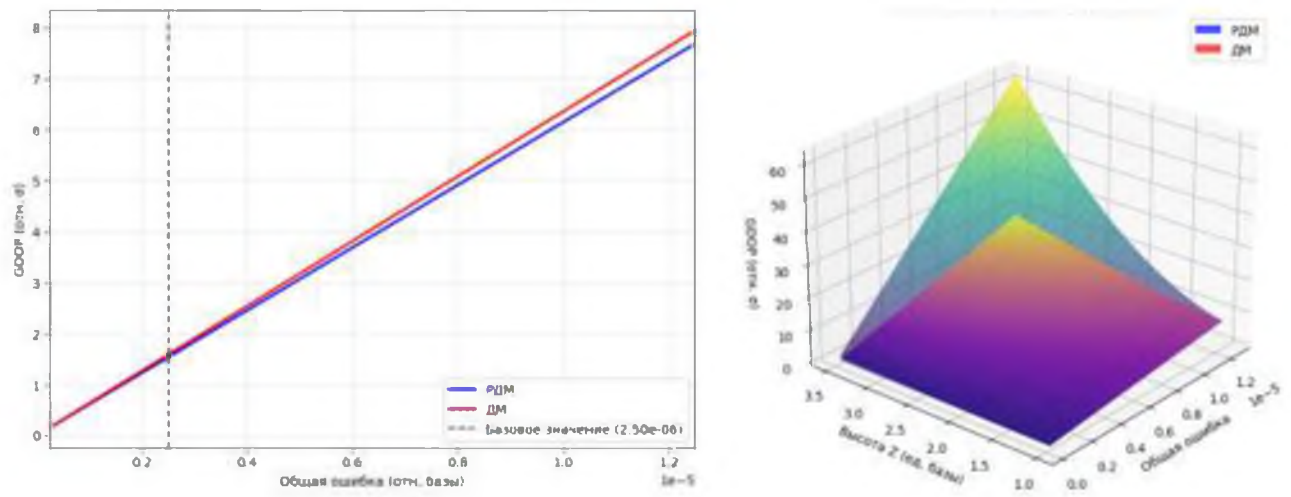
Таким образом, РДМ демонстрирует максимальную эффективность при одновременном выполнении двух условий: преобладания коррелированных ошибок и относительно низкой орбиты спутника-ретранслятора. При доминировании некоррелированных ошибок и/или высоких орбитах преимущество переходит к ДМ.

Исследование зависимости GDOP от общей ошибки измерений при сохранении постоянного соотношения $\alpha = 0.7$ (рис. 6) демонстрирует комплексное влияние высоты орбиты на точностные характеристики обоих методов. Анализ трехмерных распределений выявил критические изменения в поведении систем при увеличении относительной высоты орбиты.

При минимальной высоте (z = 1) РДМ обеспечивает практически ту же точность, что и ДМ при базовом уровне ошибок. Однако с ростом высоты преимущество ДМ начинает возрастать.

Наиболее показательным является анализ экстремальных условий: при высоте орбиты z = 3,5 и максимальном уровне ошибок измерений значение GDOP для РДМ достигает 60, тогда как для ДМ не превышает 15. Такое шестикратное различие обусловлено фундаментальными ограничениями разностного метода:

1) геометрическим фактором – с увеличением высоты угловое разнообразие измерений уменьшается, что критически влияет на точность РДМ;



а) б)

Рис. 6. Зависимость GDOP от общей ошибки измерений для РДМ и ДМ: а – в фиксированной точке; б – при изменении высоты орбиты СР

2) накоплением ошибок – в разностных измерениях происходит сложение некоррелированных составляющих погрешностей;

3) эффективностью компенсации – способность РДМ компенсировать коррелированные ошибки снижается при ухудшении геометрии системы.

Полученные результаты устанавливают количественные критерии для выбора оптимального метода позиционирования в зависимости от характеристик ошибок измерений и эффективности компенсации систематических погрешностей.

На рис. 7 представлено отношение точности РДМ/ДМ как функция от уровня ошибок измерений для трех различных сценариев изменения погрешностей. Анализ данного отношения позволяет количественно оценить эффективность компенсации систематических погрешностей в РДМ.

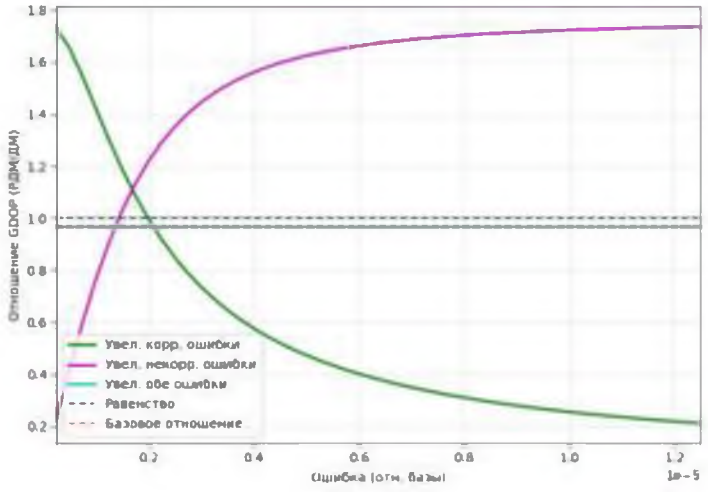


Рис. 7. Отношение точности РДМ к ДМ

На графике представлены три характерные кривые, соответствующие различным сценариям изменения ошибок:

– при увеличении только коррелированных ошибок отношение монотонно уменьшается до 0,2;

– при увеличении только некоррелированных ошибок отношение возрастает до 1,7;
– при одновременном увеличении обеих составляющих отношение постоянно ≈ 1.

На основе анализа представленных графиков установлено:

1) РДМ предпочтителен:
– при высокой доле коррелированных ошибок ($\alpha > 0,4$);
– при умеренной и высокой эффективности компенсации ($\eta > 0,35$);
– при наличии относительно небольшого общего уровня ошибок;

2) ДМ предпочтителен:
– при преобладании некоррелированных ошибок ($\alpha < 0,2$);
– при низкой эффективности компенсации ($\eta < 0,3$);
– при высоких уровнях ошибок.

Полученные результаты свидетельствуют о существовании критической области применения РДМ – метод эффективен только при относительных высотах $z \leq 1,8$. Для СР, высоты, орбиты которых превышают размеры базы, ДМ обеспечивает существенно лучшую устойчивость к увеличению общей ошибки измерений, что делает его предпочтительным для систем позиционирования с ограниченными возможностями увеличения базы наземной инфраструктуры.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках проведенного исследования выполнен сравнительный анализ точностных характеристик и областей применимости разностно-дальномерного и дальномерного методов определения координат спутников-ретрансляторов для систем геопространственной локации.

Разработана математическая модель системы позиционирования, учитывающая разделение ошибок измерений на коррелированные (систематические) и некоррелированные (случайные) составляющие. Введен параметр эффективности компенсации коррелированных ошибок, позволивший адекватно описать преимущества РДМ. Для звездообразной конфигурации наземной инфраструктуры проведено пространственное сканирование нормированного геометрического фактора (GDOP) в рабочей зоне системы.

Установлено, что разностно-дальномерный метод обеспечивает значительное преимущество в условиях преобладания коррелированных ошибок (доля $\alpha > 0,4$) и при относительно низких орбитах ($z \leq 1,8$ в единицах базы). Эффективность компенсации систематических погрешностей в РДМ достигает 95%, что подтверждается аналитическими расчетами и результатами численного моделирования.

В то же время показано, что при доминировании некоррелированных ошибок или на высоких орбитах дальномерный метод становится предпочтительным, благодаря лучшей устойчивости к случайным погрешностям и менее выраженной зависимости от геометрии системы.

На основе комплексного анализа зависимостей GDOP от характеристик ошибок и высоты орбиты определены количественные критерии выбора оптимального метода позиционирования для различных сценариев. Разработанный алгоритм и программная реализация позволяют проводить оценку точностных характеристик систем геопространственной локации на этапе проектирования.

Результаты исследования имеют практическую значимость для проектирования и оптимизации систем спутниковой геопространственной локации, позволяя обоснованно выбирать метод позиционирования СР, выступающих в качестве опорных точек измерений при поиске ИНП, в зависимости от эксплуатационных условий и характеристик измерительной аппаратуры.

Список использованных источников

1. *Сиротин И. Н., Вознюк В. В., Зайцев С. А.* Модифицированный разностно-дальномерный способ определения местоположения источников помех системам спутниковой связи на основе принципа пространственно-распределенной ретрансляции сигналов и помех // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2020. – Вып. 3-4 (141-142). – С. 43–52.

2. *Севидов В. В., Чемаров А. О.* Определение координат спутников-ретрансляторов в разностно-дальномерной системе геолокации // Радиолокация и радионавигация. – 2015. – Вып. 3. – С. 41–47.

3. Модель оценивания вектора скорости спутника-ретранслятора по сигналам трех реперных станций / В. М. Маринин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 98–106.

4. Геометрический фактор односпутниковой системы определения местоположения абонентских терминалов по оценкам частоты доплеровским методом / А. В. Передрий [и др.] // Журнал радиоэлектроники. – 2024. – № 4. – DOI : 10.30898/1684-1719.2024.4.12.

5. Определение канонических параметров спутников-ретрансляторов по радиосигналам опорных реперных станций / Р. В. Волков [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 655. – С. 88–92.

6. Теоретические основы локации и навигации : учеб. пособие / В. С. Бахолдин [и др.]; под ред. В. А. Добрикова. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – Ч. 1 : Радионавигационные системы. – 205 с.

7. *Семенюк С. С., Христичан Е. В., Саниев Р. Р.* Обоснование подхода к снижению вариативности геометрического фактора системы определения координат воздушных объектов по технологии MLAT // Журнал радиоэлектроники. – 2021. – № 4. – DOI : 10.30898/1684-1719.2021.4.14.

8. *Сайбель А. Г.* Введение в теорию определения местоположения объектов радиотехническими методами : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2000. – 97 с.

9. Итерационный алгоритм Ньютона-Рафсона в разностно-дальномерной системе координатометрии / А. А. Ануфриев [и др.] // Научная мысль. – 2019. – Т. 8, № 2(32). – С. 72–78.

10. *Абакумов А. Н., Семенюк С. С.* Исследование влияния геометрической конфигурации разностно-дальномерной системы на точность определения местоположения абонентских терминалов спутниковых систем связи // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2014. – Вып. 644. – С. 40–50.

11. *Семенюк С. С., Уткин В. В., Бердинских Л. Н.* Геометрический фактор разностно-дальномерной сети датчиков в пространстве // Наукоемкие технологии. – 2012. – Т. 13, № 8. – С. 66–73.

12. Выбор топологии измерений разностно-дальномерной системы определения местоположения источников радиоизлучений с фактически заданными позициями приемных пунктов / С. С. Семенюк [и др.] // Журнал радиоэлектроники. – 2023. – № 6. – DOI : 10.30898/1684-1719.2023.6.5.

А. А. Ерунов,
кандидат технических наук;
Е. П. Кадуков,
кандидат технических наук;
А. П. Черкашин

АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИГНАЛА С МОДИФИЦИРОВАННОЙ OFDM-МОДУЛЯЦИЕЙ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ КВАЗИКОДОВОГО РАЗДЕЛЕНИЯ КАНАЛОВ СИГНАЛОВ ФРАНКА

В статье представлена аналитическая модель сигнала с модифицированной OFDM-модуляцией, разрабатываемая для реализации квазикодового разделения каналов с целью повышения пропускной способности систем связи с ортогональным частотным мультиплексированием. Модификация OFDM-модуляции заключается в замене блока обратного дискретного преобразования Фурье ортогональными преобразованиями по произвольным базисам. Для базиса дискретного преобразования Фурье в статье определен квазиортогональный (шумоподобный) базис Франка, использование которого позволит повысить пропускную способность системы связи с квазикодовым разделением каналов.

Ключевые слова: OFDM-модуляция, сложные сигналы, квазиортогональный базис и ортогональный базис.

ВВЕДЕНИЕ

В современных системах связи для обеспечения высокой помехоустойчивости и скрытности информационного обмена применяются методы широкополосной модуляции на основе расширяющих последовательностей [1–3].

Для каждого метода широкополосной модуляции в зависимости от особенностей их применения можно определить наиболее востребованные направления развития телекоммуникационных систем:

1) линейная частотная модуляция в основном используется в радиолокации и для построения низкоскоростных модемов;

2) псевдослучайная перестройка рабочей частоты за счет низкой эффективности использования частотного диапазона и высокой скрытности чаще всего применяется для построения низкоскоростных каналов в военных системах связи либо каналов управления (например, каналов управления БПЛА);

3) метод прямого расширения спектра получил наибольшее распространение. Данный метод лежит в основе кодового разделения каналов (CDMA) в системах сотовой связи третьего поколения 3G, а также для борьбы с замираниями в системах связи стандартов Wi-Fi, Wi-MAX и LTE. В данных стандартах для повышения эффективности передачи при распространении сигнала в условии непрямой видимости дополнительно применяется технология мультиплексированием с ортогональным частотным разделением каналов, именуемая OFDM-модуляцией.

Системы связи с кодовым разделением каналов обладают большой помехоустойчивостью, однако их коммерческое использование приостановилось в связи с проблемой масштабирования при увеличении числа пользователей. Именно по этой причине в современных стандартах связи при организации многостанционного доступа в основном используется частотное разделение каналов, в основе которого также лежит сигнал с OFDM-модуляцией.

При кодовом разделении каналов эффективность использования частотного ресурса выше по сравнению с частотным разделением, однако количество абонентов ограничивается длиной расширяющей последовательности N. Компромиссом в этой ситуации является исполь-

зование квазикодового разделения каналов за счет подбора квазиортогональных последовательностей.

Поскольку большинство коммерческих стандартов поддерживает мультиплексирование с ортогональным частотным разделением каналов, актуальным является вопрос его комбинированного использования с квазикодовым разделением каналов.

Наиболее простое решение – это использование квазиортогональных расширяющих последовательностей до их модуляции по поднесущим сигнала с OFDM-модуляцией. Однако такой подход приведет к дополнительному снижению пропускной способности отдельных каналов в N раз. В этой связи наиболее актуальным является вопрос поиска квазиортогональных последовательностей для базиса Фурье, который лежит в основе сигнала с OFDM-модуляцией. Для этого рассмотрим принцип формирования сигнала с OFDM модуляцией [4].

АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИГНАЛА С МОДИФИЦИРОВАННОЙ OFDM-МОДУЛЯЦИЕЙ

На рис. 1 представлена структурная схема формирователя сигнала с OFDM-модуляцией [4], на которой красным цветом подсвечен блок обратного дискретного преобразования Фурье, модификация которого будет рассмотрена ниже.

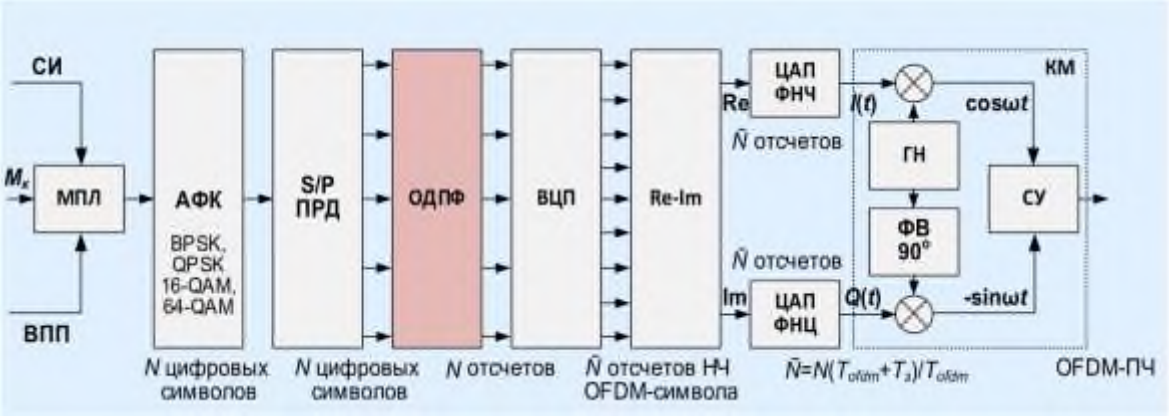


Рис. 1. Структурная схема формирователя сигнала с OFDM-модуляцией

На представленной схеме использованы следующие сокращения:

M_K – передающийся битовый поток информации;

СИ – символы служебной информации;

ВПП – символы вставки пилотных поднесущих;

МПЛ – мультиплексор;

АФК – амплитудно-фазовый кодер;

S/P ПРД – преобразователь последовательного цифрового потока в параллельный;

ОДПФ – блок, осуществляющий быстрое обратное дискретное преобразование Фурье;

ВЦП – блок, осуществляющий вставку циклического префикса;

Re-Im – блок, осуществляющий выделение действительных (Re) и мнимых (Im) составляющих дискретных отсчетов;

ЦАП ФНЧ – цифро-аналоговый преобразователь на основе фильтров нижних частот;

ГН – генератор частот;

ФВ 90^o – фазовращатель;

СУ – суммирующее устройство;

КМ – квадратурный модулятор;

UP-КНВ – конвертер спутниковой радиолинии вверх;

УМ – усилитель мощности;

T_{OFDM} – длительность сигнала OFDM;

$T_З$ – длительность циклического префикса (защитного интервала).

Аналитический вид информационного OFDM-сигнала без учета защитного интервала $T_З$ представлен выражением

$$S(t) = e^{j2\pi f_{\text{нес}} t}\,\text{rect}_{T_{\text{OFDM}}}(t)\sum_{k=k_0}^{k_0+N-1}\dot{a}_k e^{j2\pi f_k t}(t), \tag{1}$$

где $S(t)$ – комплексный сигнал;

j – мнимая единица, $j=\sqrt{-1}$;

$\text{rect}_T(t)$ – прямоугольная функция, $\text{rect}_T(t)=\begin{cases}1, 0\le t\le T\\ 0, t>T\end{cases}$;

T_{OFDM} – длительность информационного сигнала при OFDM-модуляции;

$f_{\text{нес}}$ – несущая частота сигнала OFDM;

f_k – k-я поднесущая частота, $f_{k+1}-f_k=\dfrac{1}{T_{FFT}}$;

N – число поднесущих частот в сигнале OFDM;

$\dot{a}_k$ – модуляционный символ (поступает с выхода АФК).

Как видно из схемы формирователя OFDM-сигнала разделение N поднесущих осуществляется в виде обратного быстрого преобразования Фурье (ОБПФ) той же размерности. Тогда выражение (1) можно привести к виду:

$$S(t)=\sum_{k=0}^{N-1}\frac{1}{N}\sum_{i=0}^{N-1}\dot{a}_k e^{j\frac{(k\cdot i)2\pi}{N}} e^{j2\pi f_{\text{нес}}}\,\text{rect}_{T_{\text{FFT}}}(t-iT_{\text{FFT}}), \tag{2}$$

где T_{FFT} – длительность дискретного быстрого преобразовании Фурье (*FFT*).

Фактически выражение (2) представляет собой сумму N сложных комплексных дискретных сигналов $S_к$:

$$S_k=\frac{1}{N}\sum_{i=0}^{N-1}\dot{a}_k e^{j\frac{(k\cdot i)2\pi}{N}} e^{j2\pi f_{\text{нес}} t}\,\text{rect}_{T_{\text{FFT}}}(t-iT_{\text{FFT}}), \tag{3}$$

полученных перемножением опорного сигнала $e^{j2\pi f_{\text{нес}} t}$ на коэффициент $c_k=\dfrac{1}{N}\dot{a}_k$ в дискретном базисе обратного преобразования Фурье. Данное обстоятельство позволяет рассматривать дискретный сигнал с OFDM-модуляцией в рамках общего разложения на базисные функции:

$$S(t)=\sum_{k=0}^{K-1}c_k n_k(t), \tag{4}$$

где система функций $\{n_k(t)\}$ носит название базисной системы.

В качестве базисных функций могут быть использованы системы гармонических либо комплексных экспоненциальных колебаний, функции Матье, Бесселя, Лежандра и др. [2].

Поскольку в основе OFDM-сигнала параметры частоты $\omega=2\pi f_{\text{нес}}$ опорного колебания заранее известны, то для задания $S(t)$ достаточно использовать последовательность $\{c_k\}$:

$$S(t)=\sum_{k=0}^{K}c_k e^{jk\omega t}. \tag{5}$$

Применительно к последовательности $\{c_k\}$ используется термин кодовая манипулирующая последовательность (КМП) [5, 7–9], а коэффициенты c_k задают закон манипуляции начальных фаз колебания $e^{jk\omega t}$.

Разложение произвольного сигнала S по выбираемому базису в дискретной форме сводится к выражению

$$\overline{S} = S_{1,k} \bullet C_{k,k} = \overline{S_{1,k}} = \left\{\overline{s}_0, ..., \overline{s}_k\right\}, \tag{6}$$

где $S_{1,k}$ – массив с дискретных значений S;

$C_{k,k}$ – матрица выбираемого ортогонального базиса размером $k \times k$. Каждая строка матрицы C содержит k дискретных значений $e^{jk\omega t}$ в k дискретных моментах времени и представляет собой КМП комплексного колебания;

$\overline{S_{1,k}}$ – выходной массив значений коэффициентов разложения по базисным функциям, $\overline{S_{1,k}} = \left\{\overline{s}_0, ..., \overline{s}_k\right\}$.

При выборе ортогональных базисов для построения квазиортогональных последовательностей воспользуемся показателем Ипатова:

$$\gamma = \frac{\| s \|^2}{N} \sum_{k=0}^{N-1} | \overline{S}_k |^2, \tag{7}$$

где $\| s \|^2$ – норма сигнала s. Данный показатель отражает близость структуры сигнала к шумоподобному в выбранном базисе и принимает значение 1 для шумоподобного сигнала.

Поскольку дискретный базис Фурье (ДПФ) является частным случаем базиса дискретных экспоненциальных функций (ДЭФ), поиск квазиортогональных последовательностей целесообразно произвести в базисах из числа ДЭФ. Так, в табл. 1 приведено сравнение сигналов, построенных в базисах Франка, Франка – Уолша и Франка – Крестенсона с базисом ДПФ. Подробное описание построения этих базисов приведено в работах [7–10].

Таблица 1

Сравнение базисов из числа ДЭФ по показателю Ипатова

Базис, в котором проведено ортогональное преобразование	Базис разложения сигнала		
	Франка	Франка – Уолша	Франка – Крестенсона
ДПФ	1	6,1	3,2

Как видно из табл. 1 шумоподобным для базиса ДПФ является только базис Франка и он может быть использован для построения смежной квазиортогональной системы связи.

Показатель Ипатова тесно связан со значением взаимной корреляции сложных сигналов X и Y:

$$R_{xy} = \sum_{k=0}^{K-1} x_k \bullet y_k. \tag{8}$$

Если сигналы X и Y сформированы КМП выбранного базиса, то для определения корреляции можно воспользоваться матрицей взаимной корреляции R:

$$R = C_{k \times k} * C'_{k \times k} = K * E_{k \times k}, \tag{9}$$

где $E_{k \times k}$ – единичная матрица размером $k \times k$.

На диагонали матрицы R элементы $r_{x,x}=R_{xx}=K$ принимают значения автокорреляционной функции сложных сигналов, при этом взаимная корреляция $r_{x,y}$ разных КМП равна 0.

Проверим значения взаимной корреляции для квазиортогональных сигналов, построенных в базисах ДПФ и Франка. На рис. 2 представлен расчет взаимной корреляции при длине КМП $N = 256$.

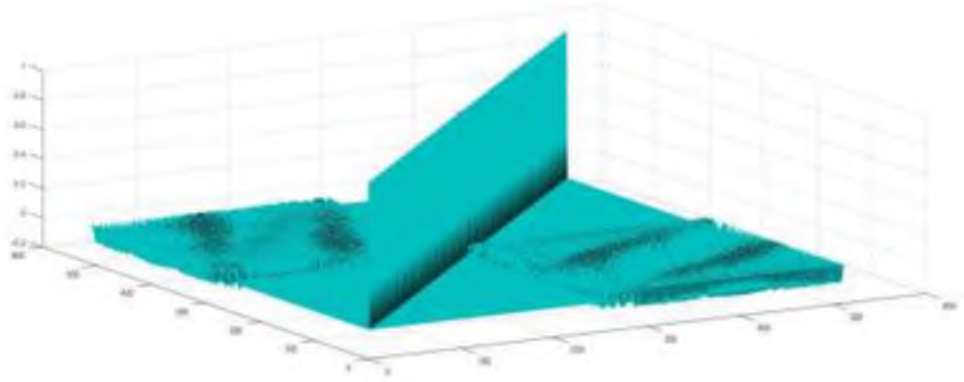


Рис. 2. Проверка взаимной корреляции базисов Франка и ДПФ

Как видно из рис. 2 уровень взаимной корреляции данных базисов не превышает $\pm 1/\sqrt{N}$, что соответствует уровню взаимных помех -12,1 дБ для случая КМП с длиной $K = 256$. Полученные значения подтверждают предположение о возможности использования базиса Франка для построения квазиортогональных систем связи применительно к системам связи с OFDM-модуляцией.

Другой отличительной особенностью базиса Франка по сравнению с базисом ДПФ является его хорошая автокорреляционная функция (рис. 3).



Рис. 3. Периодическая корреляционная функция КМП Франка

Как видно из рис. 3 в базисе Франка можно однозначно выделить основной пик корреляционной функции и не использовать защитный интервал для демодуляции принятого сигнала с модифицированной OFDM-модуляцией либо осуществлять передачу в асинхронном режиме.

Потенциально за счет отказа от защитного интервала достигается выигрыш по пропускной способности на величину $\rho = \dfrac{T_{\text{OFDM}} + T_з}{T_{\text{OFDM}}}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрена идея повышения пропускной способности систем связи, построенных на базе технологии мультиплексирования с ортогональным частотным разделением каналов за счет использования квазиортогональных расширяющих последовательностей. Для этой цели в статье представлена аналитическая модель сигнала с модифицированной OFDM-модуляцией, а используемое в ней ОДПФ рассмотрено с позиции кодового разделения канала. Для поиска квазиортогональных базисов в статье обоснованно используется показатель Ипатова, на основе расчета которого выбран базис Франка.

Выигрыш в пропускной способности от использования квазиортогонального разделения каналов составит до двух раз.

Дополнительно, в базисе Франка можно отказаться от использования защитного интервала и увеличить пропускную способность этого сегмента квазиортогональной системы связи на величину ρ, зависящую от длительности используемого защитного интервала.

Список использованных источников

1. *Цветков К. Ю., Акмолов А. Ф., Коровин В. М.* Теория электрической связи : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2014. – 116 с.

2. Трахтман А. М. Введение в обобщенную спектральную теорию сигналов. – М. : Сов. радио, 1972. – 352 с.

3. *Финк Л. М.* Теория передачи дискретных сообщений. – М. : Сов. радио, 1970. – 728 с.

4. *Мелихов С. В.* Технология OFDM : учебно-методич. пособие. – Томск : Томск. гос. ун-т систем управления и радиоэлектроники, 2019. – 23 с.

5. *Цветков К. Ю., Коровин В. М.* Дискретный гармонический анализ и его приложения к задачам синтеза оптимальных сигналов : моногр. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2008. – 108 с.

6. Помехозащищенность радиосистем со сложными сигналами / Г. И. Тузов [и др.]. – М. : Радио и связь, 1985. – 264 с.

7. *Стародубцев В. Г., Павлов О. А.* Помехоустойчивые коды в телекоммуникационных и информационных системах. – СПб. : ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 2003. – 255 с.

8. *Цветков К. Ю., Малозёмов В. Н., Машарский С. М.* Сигнал Франка и его обобщения // Проблемы передачи информации. – 2001. – Т. 37, вып. 2. – С. 18–26.

9. *Цветков К. Ю.* Спектральный анализ сигналов в дискретных ортогональных базисах Франка // Известия вузов. Приборостроение. – 2002. – Т. 45, № 5. – С. 3–10.

10. *Ерунов А. А.* Методы построения ортогональных базисов для цифровой обработки сигналов // Известия института инженерной физики. – 2024. – № 4(74). – С. 24–34.

Д. О. Зайцев,
кандидат технических наук;
К. Е. Легков,
кандидат технических наук, доцент;
В. В. Федонин

МЕТОДИКА КОМПЛЕКСНОГО ПОСТРОЕНИЯ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА ОБЪЕКТА СЛОЖНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ ДЛЯ РАСЧЕТА СТАТИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

На основе результатов электродинамического численного моделирования диаграмм обратного рассеяния объектов сложной геометрической формы проведен сравнительный анализ рассчитанных значений эффективной площади рассеяния в виде индикатрис рассеяния на различной поляризации, произведена оценка потребляемых вычислительных ресурсов и времени, затрачиваемого на проведение моделирования. Предложена методика построения цифровых двойников объектов наблюдения с применением различных специализированных средств на определенных этапах моделирования в интересах рационального использования аппаратного обеспечения. Разработанная методика обеспечивает высокую точность расчетов, а также снижает вычислительную нагрузку, что делает ее предпочтительным инструментом для синтеза цифровых двойников объектов наблюдения с целью подготовки исходных данных для моделирования динамических радиолокационных характеристик.

Ключевые слова: эффективная поверхность рассеяния, статические радиолокационные характеристики, электродинамическое моделирование, цифровой двойник.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из ключевых задач современной радиолокации и прикладной электродинамики является изучение и описание рассеивающих (отражающих) свойств объектов наблюдения или так называемых радиолокационных характеристик (РЛХ). В исследовании под РЛХ понимается совокупность всех характеристик, отражающих связь между параметрами (энергетическими, поляризационными, частотными и т. д.) падающей на цель и рассеянной волн с учетом пространственно-временного положения объекта наблюдения [1]. Наиболее широко применяемой РЛХ, измеряемой всеми радиолокационными станциями (РЛС), в интересах классификации и описания признаков идентификации целей является эффективная площадь рассеяния (ЭПР), определяемая для всех ракурсов при фиксированной поляризации излучаемой волны, частоты функционирования РЛС.

Одним из основных направлений развития современной радиолокации является создание перспективных радиолокационных комплексов и совершенствование алгоритмов обработки результатов их измерений. В работах, посвященных данному направлению, отмечается возрастающая роль технологий искусственного интеллекта, которые хорошо зарекомендовали себя при решении сложных и трудно формализуемых технических задач [2–6]. Так в одной из работ [2] раскрывается порядок определения ориентации и стабилизации искусственного спутника Земли (ИСЗ) в процессе орбитального полета по его диаграммам ЭПР с применением нейронной сети, а в других работах [3–6] приводится методика классификации объектов наблюдения на основе нейросетевого подхода к обработке изображений в радиолокационном диапазоне.

Процесс создания нейросетевых алгоритмов обработки принимаемой радиолокационной информации требует наличия априорной информации о свойствах рассеяния для подготовки репрезентативной обучающей выборки. Такая выборка должна учитывать сложность геометрической конструкции и формы, материалы и покрытия, вариативность условий наблюдения

и т. д. Ввиду наличия экономических и временных издержек на моделирование требуемой синтетической радиолокационной информации, наиболее рациональным методом генерации данных для машинного обучения ИНС является применение концепции цифровых двойников [7, 8]. На текущий момент нет единого подхода и методики проведения моделирования. Тем не менее существует множество сред моделирования, которые в настоящее время применяются для расчета РЛХ, использующих различные методы решения уравнений Максвелла и обеспечивающих при этом заданную точность вычислений при соответствующих затрачиваемых вычислительных ресурсах и времени. Эти ограничения по точности и времени проведения моделирования диктуют потребность в применении комбинированного подхода к проведению вычислений РЛХ и продвинутой методики построения моделей цифровых двойников.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В силу особенностей электродинамических свойств объектов различных классов и условий их наблюдения синтез цифровых двойников осуществляется проведением электродинамического численного моделирования статических РЛХ. Под статическими РЛХ понимаются зависимости характеристик рассеянного радиолокационной целью электромагнитного поля от углов ее наблюдения в сферической системе координат (ССК) [1], представленной на рис. 1. Начало ССК совпадает с геометрическим центром масс объекта и определяет фазовый центр рассеяния.

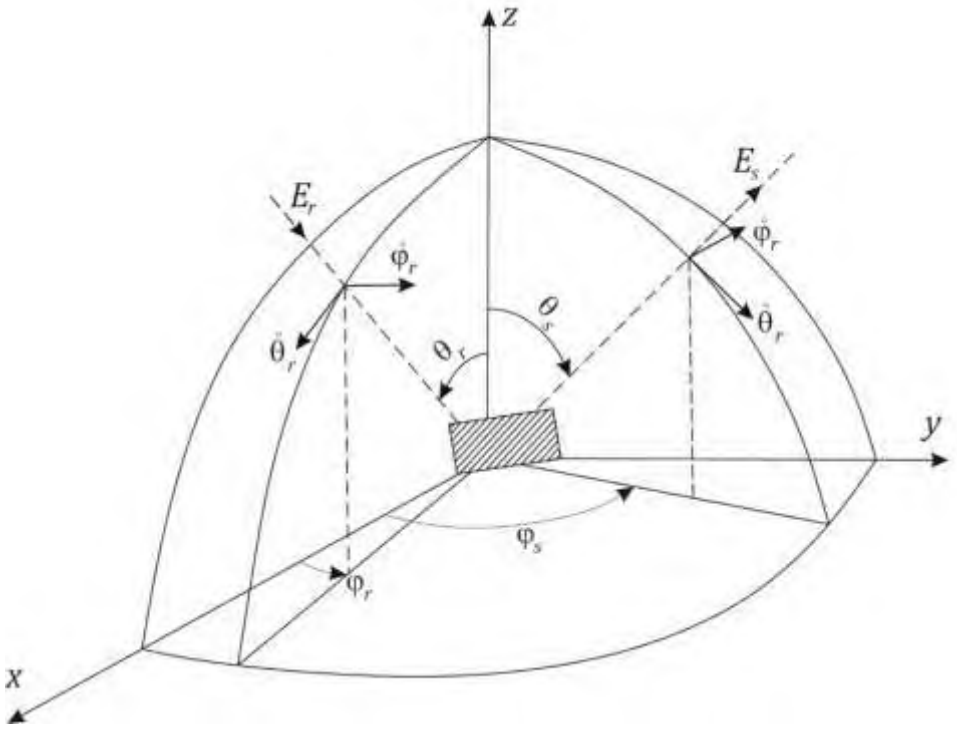


Рис. 1. Представление объекта наблюдения в сферической системе координат

Статические РЛХ используются для описания свойств рассеяния неподвижного объекта относительно РЛС при различных ракурсах наблюдения. Угловое положение падающей E_r и рассеянной E_s волн относительно объекта определяется значениями углов $\theta_r, \varphi_r, \theta_s, \varphi_s$ в ССК (рис. 1). В определении угловой зависимости значений ЭПР $\sigma(\theta, \varphi)$ вокруг объекта

наблюдения, иначе – в построении диаграммы обратного рассеяния, заключается основная идея электродинамического моделирования поля рассеяния.

Объектом наблюдения является некоторое тело D с габаритными размерами d_x, d_y, d_z, обладающее симметрией относительно оси Oz, состоящее из совокупности отражателей простой геометрической формы. В качестве граничных условий задается рабочая частота f из UHF-диапазона, при этом соответствующая длина волны меньше габаритных размеров объекта $\lambda < d_\alpha, \alpha \in \{x, y, z\}$, что определяет некоторые особенности при построении конструктивных элементов CAD-модели цифрового двойника, поперечный размер которых составляет $d < \lambda/4$ [9]. Следует отметить, что размер элементарной поверхности для разбиения общей площади CAD-модели выбирается из расчета $\Delta s_\alpha \ll d_\alpha$. Считается, что объект может наблюдаться в следующем диапазоне сферических углов: $\theta \in [0°; 110°], \varphi \in [0°; 360°]$, разбиваемом на парциальные направления $N_{\theta,\varphi}$ [7]. Все вышеперечисленное составляет ограничения G для построения адаптивной модели цифрового двойника радиолокационной цели.

Необходимо провести анализ рассчитываемых значений ЭПР при полном поляризационном приеме $\sigma_{pq}(\theta, \varphi), p, q \in \{1, 2\}$ (где 1 – горизонтальная поляризация, 2 – вертикальная поляризация) в средах моделирования САПР РЭА с целью выбора оптимального подхода M^* к синтезу цифрового двойника объекта наблюдения в интересах формирования статических РЛХ при выполнении ограничений G и минимально затрачиваемом времени T на проведение моделирования, таким образом, чтобы средняя разница рассчитанных значений ЭПР $\sigma_{pq}(\theta, \varphi)$ не превышала $\rho_{\max} = 1{,}5$ дБм^2:

$$M^* = \operatorname{argmin} T\{M(H)\}G \mid \bar{\rho}^{(H_1,H_2)} \le \rho_{\max}, \quad (1)$$

где $M(H)$ – альтернативный вариант построения модели цифрового двойника радиолокационной цели;

$\bar{\rho}^{(H_1,H_2)}$ – критерий выбора альтернативного варианта по точности рассчитываемых значений статических РЛХ $\rho_{pq}^{(H_1,H_2)}(\theta, \varphi)$ в САПР РЭА, определяемый следующим образом:

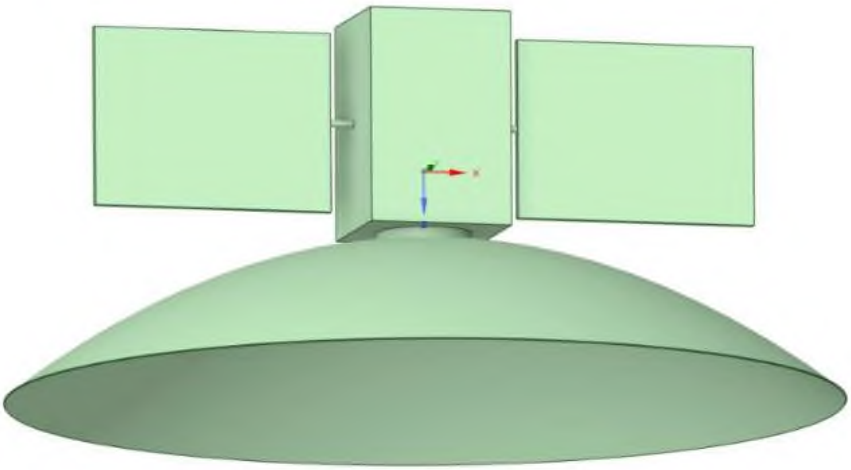
$$\bar{\rho}^{(H_1,H_2)} = \frac{1}{N_\theta N_\varphi} \sum_{p=1}^{2} \sum_{q=1}^{2} \sum_{i=1}^{N_\theta} \sum_{j=1}^{N_\varphi} \hat{\rho}_{pq}^{(H_1,H_2)}(\theta_i, \varphi_j); \quad (2)$$

$$\hat{\rho}_{pq}^{(H_1,H_2)}(\theta, \varphi) = \left|\rho_{pq}^{H_1}(\theta, \varphi) - \rho_{pq}^{H_2}(\theta, \varphi)\right|. \quad (3)$$

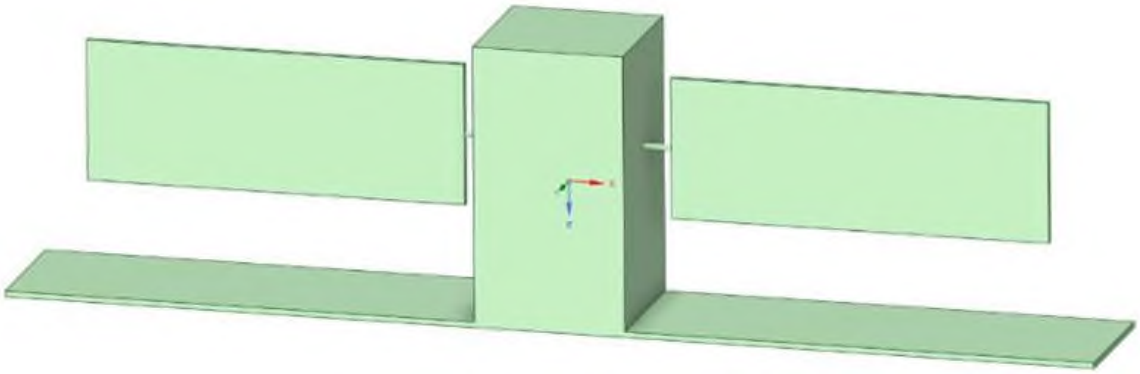
ПОСТРОЕНИЕ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА ОБЪЕКТА НАБЛЮДЕНИЯ

Синтез цифрового двойника объекта в интересах определения статических РЛХ начинается с построения CAD и CAE-моделей в САПР РЭА по исходным данным и техническому заданию на проведение электродинамического численного моделирования. Для иллюстрации последующих действий на рис. 2 представлены CAD-модели типовых объектов наблюдения, где в качестве основных отражателей на модели сверху (рис. 2,*а*) используется параболическая поверхность, а на модели снизу (рис. 2,*б*) прямоугольная пластина.

В процессе построения конструкции объекта следует избегать пересечения поверхностей при создании сложной формы, поскольку это может привести к возникновению ошибок валидации геометрической формы при объединении составных частей в единый объект. Предпочтение при выборе CAD-среды заключается в наличии более широких возможностей по созданию объектов сложной формы с высокой степенью детализации, что безусловно влияет на отводимое время для синтеза геометрической формы.



а)



б)

Рис. 2. CAD-модели абстрактных объектов наблюдения:
а – с параболической поверхностью; б – с прямоугольной пластиной

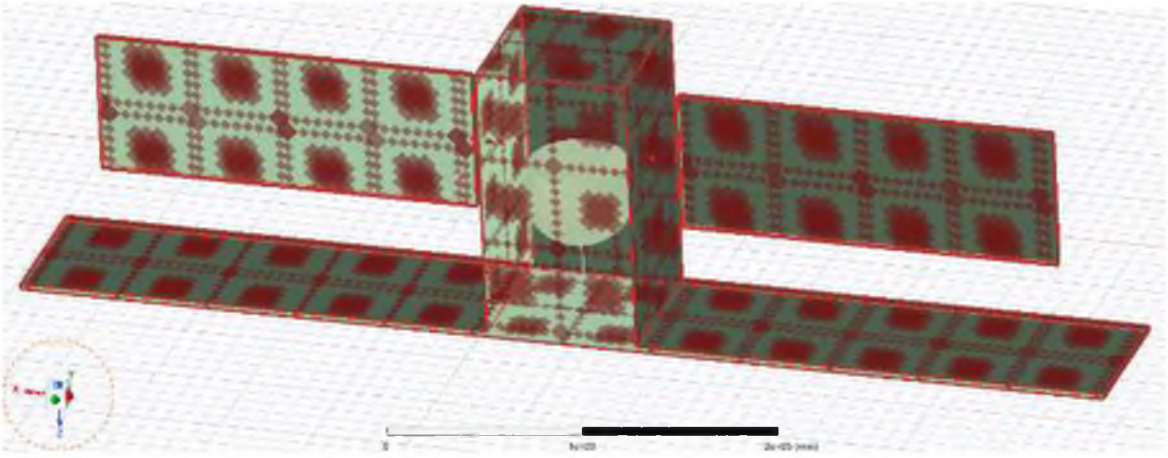
Как уже отмечалось выше, степень детализации построенной модели должна удовлетворять соотношению поперечного размера некоторой составной части или конструктивного элемента к падающей длине волны $d < \lambda/4$, в противном случае таким конструктивным элементом допустимо пренебречь.

На следующем этапе осуществляется построение CAE-модели и задаются условия электродинамического моделирования: материал поверхности, определяющий значения магнитной μ и диэлектрической ε проницаемости [в рассматриваемых моделях – идеальный электрический проводник PEC (*perfect electric conductor*)], длина волны λ , а также диапазон сферических углов $\Delta\theta, \Delta\varphi$ с шагом реализации γ. Для проведения адекватных расчетов значений ЭПР $\sigma(\theta, \varphi)$, в соответствии с теоремой Котельникова [9], необходимо задать следующий шаг реализации γ по сферическим углам:

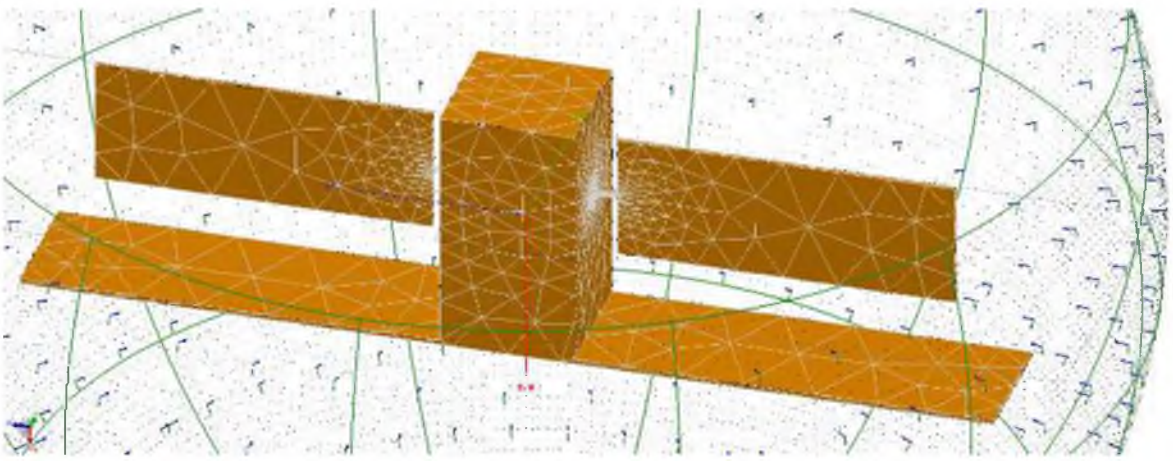
$$\gamma = \frac{\lambda}{k d_\alpha} \cdot \frac{180^\circ}{\pi}, \quad (1)$$

где d_α – максимальный поперечный размер объекта;
k – коэффициент, выбираемый из расчета, чтобы количество отсчетов N_θ, N_φ разбиваемой области составляло целое число, $k = 6 \div 10$.

Далее осуществляется разбиение общей поверхности объекта S на элементарные площади Δs_α в соответствии с имеющимися вычислительными ресурсами и точностью решения уравнений Максвелла. Данные уравнения решаются, исходя из метода, выбранного пользователем в среде САПР РЭА. В некоторых средах моделирования решение уравнений Максвелла осуществляется методом конечных элементов (FEM) в дифференциальной форме с использованием объемной сетки разбиения модели объекта (рис. 3,*а*). Указанный метод обладает наибольшей точностью вычислений среди программных средств САПР РЭА, но объемная сетка приводит к большим вычислительным потребностям и значительным временным издержкам [10]. В качестве альтернативы применяется метод решения уравнений Максвелла в интегральной форме – модернизированный метод моментов (MoM), основанный на вычислении плотности токов на поверхности рассеивателя (рис. 3,*б*), с использованием треугольной сетки для разбиения поверхности объекта. Метод MoM выступает как компромисс, обеспечивая экономию времени и вычислительных ресурсов. После определения требуемых установок производится расчет искомых характеристик $\sigma_{pq}^{H_1,H_2}(\theta,\varphi)$.



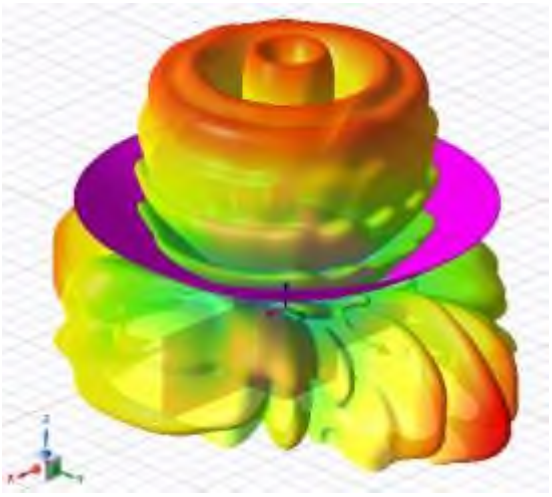
а)



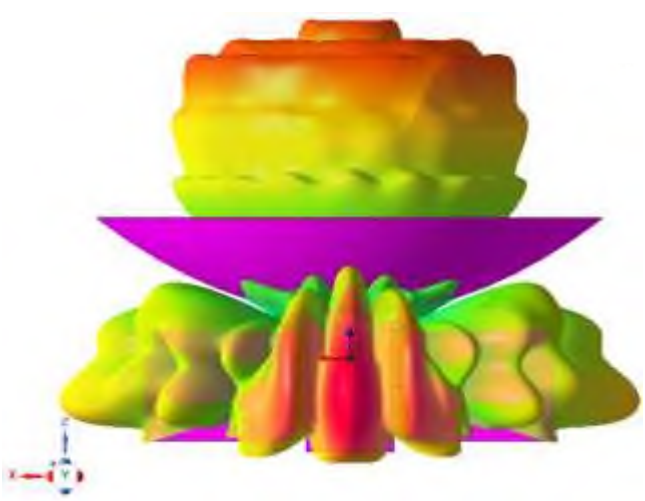
б)

Рис. 3. CAE-модели объектов, построенные с помощью FEM (а) и MoM (б)

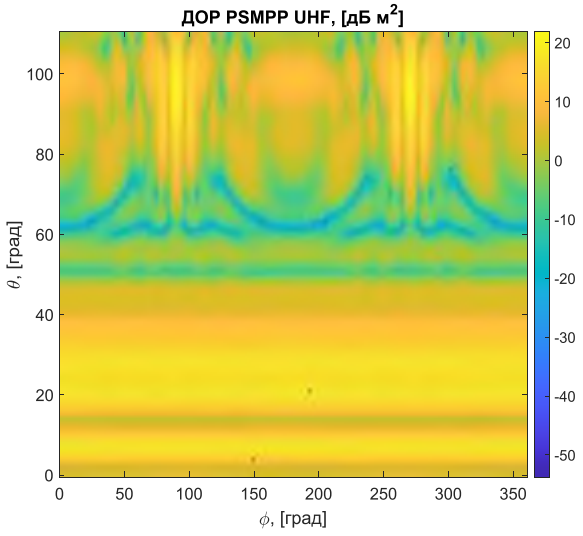
На рис. 4 и 5 представлены результаты электродинамического моделирования полей рассеяния для абстрактных объектов (см. рис. 2) в средах моделирования, использующих FEM и MoM, соответственно. Дополнительно приведены диаграммы обратного рассеяния $\sigma(\theta,\varphi)$ в линейном базисе поляризации на частоте UHF-диапазона.



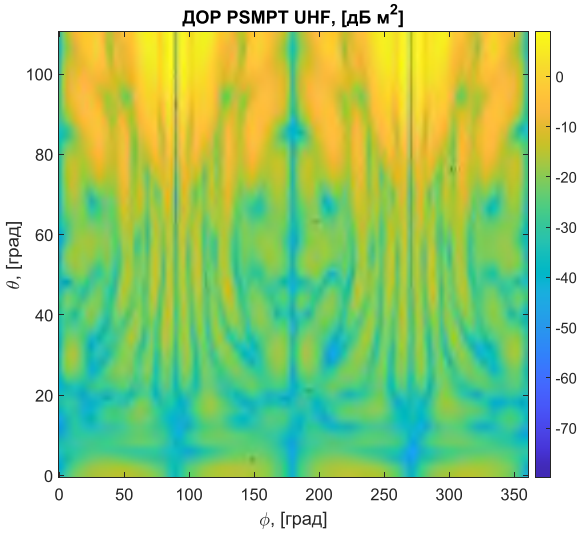
а)



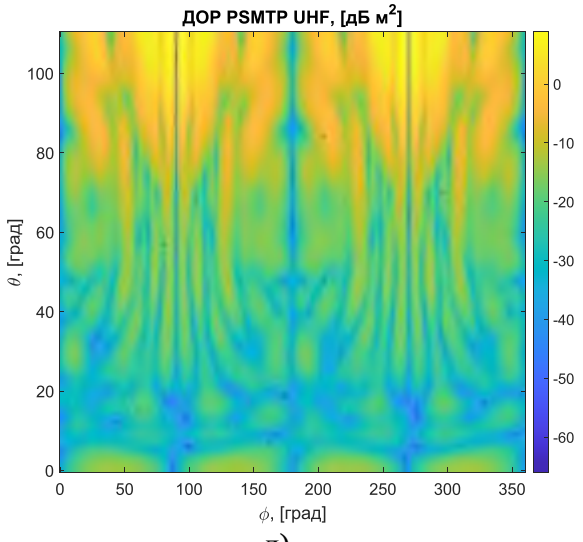
б)



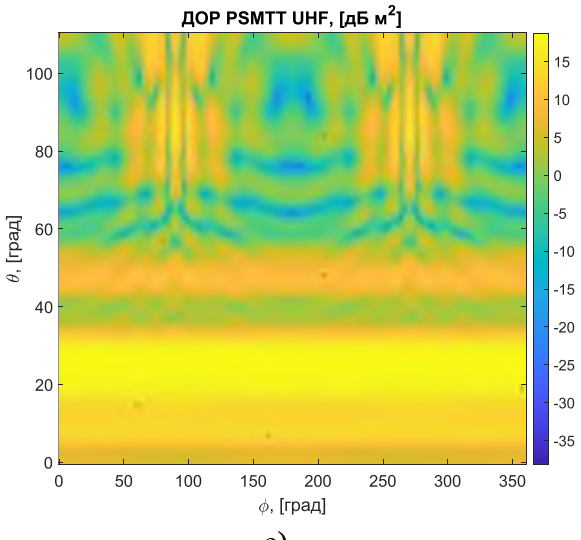
в)



г)



д)



е)

Рис. 4. Результаты электродинамического моделирования поля рассеяния с FEM: а, б – внешний вид поля рассеяния; в – $\sigma_{11}^{H_1}(\theta,\varphi)$*; г –* $\sigma_{12}^{H_1}(\theta,\varphi)$*; д –* $\sigma_{21}^{H_1}(\theta,\varphi)$*; е –* $\sigma_{22}^{H_1}(\theta,\varphi)$

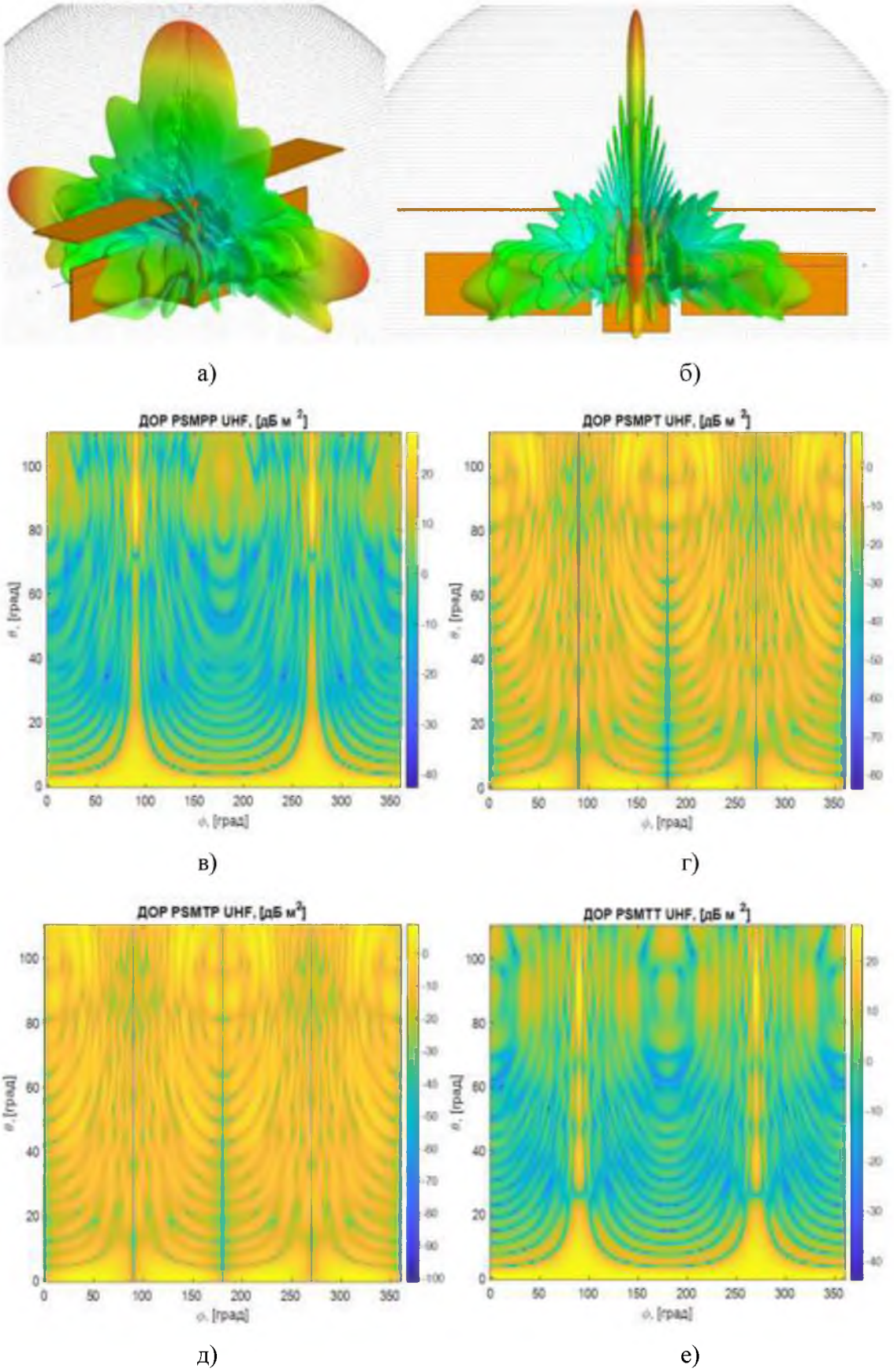
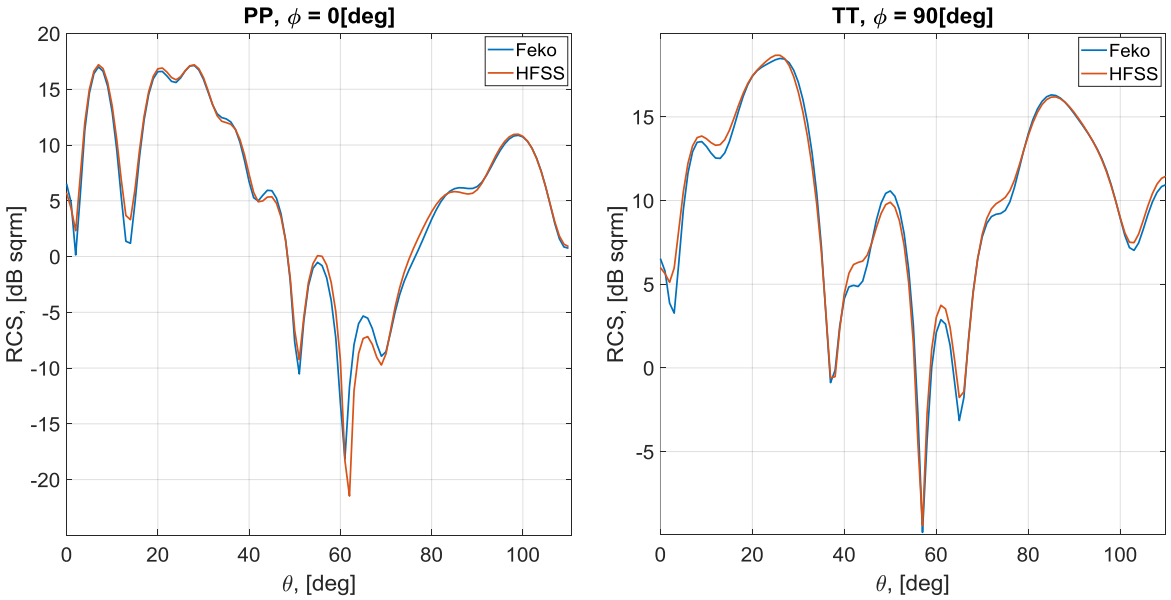


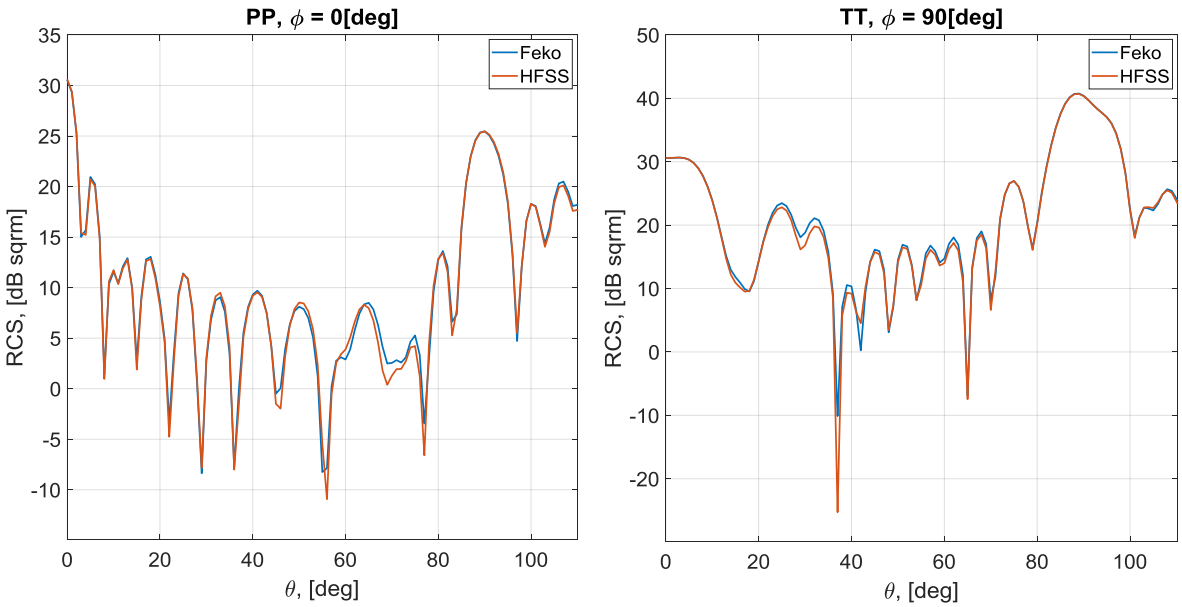
Рис. 5. Результаты электродинамического моделирования поля рассеяния с МоМ: а, б – внешний вид поля рассеяния; в – $\sigma_{11}^{H_2}(\theta,\varphi)$; г – $\sigma_{12}^{H_2}(\theta,\varphi)$; д – $\sigma_{21}^{H_2}(\theta,\varphi)$; е – $\sigma_{22}^{H_2}(\theta,\varphi)$

На рис. 6 и 7 представлены результаты моделирования рассчитанных статических РЛХ $\sigma(\theta, \varphi)$, полученных в среде моделирования с помощью FEM и MoM для соответствующих объектов (см. рис. 2). Результаты визуализированы в виде индикатрис рассеяния на согласованной поляризации в плоскостях xOz $(\varphi = 0°)$ и yOz $(\varphi = 90°)$ в диапазоне углов $\theta \in [0°; 110°]$, что позволяет провести сравнение пространственного распределения ЭПР для данных конфигураций объектов наблюдения.



а) б)

Рис. 6. Индикатрисы рассеяния объекта (рис. 2,а) по результатам моделирования (FEM, MoM):
а – $\sigma_{11}^{H_1,H_2}(\theta, \varphi = 0°)$; *б* – $\sigma_{22}^{H_1,H_2}(\theta, \varphi = 90°)$



а) б)

Рис. 7. Индикатрисы рассеяния объекта (рис. 2,б) по результатам моделирования (FEM, MoM):
а – $\sigma_{11}^{H_1,H_2}(\theta, \varphi = 0°)$; *б* – $\sigma_{22}^{H_1,H_2}(\theta, \varphi = 90°)$

В табл. 1 приведены результаты оценки вычислительных затрат, включающие суммарное время электродинамического численного моделирования и характеристики использованных вычислительных ресурсов (центральный процессор (CPU), объем задействованной оперативной памяти (RAM), полученные при выполнении расчетов в средах моделирования FEM и MoM.

Таблица 1

Характеристики вычислительных затрат на проведение электродинамического численного моделирования с FEM и MoM

№ п/п	Наименование объекта	САПР РЭА	Среднее использование, %	Среднее использование, %	Средний объем занимаемой памяти, Гб	Время моделирования, ч
1	Объект с основным рассеивателем в виде параболической поверхности (см. рис. 2,*а*)	FEM	36	90	83,1	40
		MoM	97	20	15,3	6,5
2	Объект с основным рассеивателем в виде плоской поверхности (см. рис. 2,*б*)	FEM	36	90	65,2	32
		MoM	97	15	13,5	6

Анализ результатов моделирования полей рассеяния для типовых объектов наблюдения, представленных на рис. 2, в САПР РЭА FEM и MoM показывает высокую степень согласования расчетных значений статических РЛХ $\sigma(\theta, \varphi)$. На всех представленных индикатрисах (см. рис. 6, 7) наблюдается практически полное совпадение пиков и провалов, а среднее отклонение между результатами расчета двух методов составило $\bar{\rho}^{(H_1,H_2)} = 0{,}8$ дБм^2 $< \rho_{\max}$, что удовлетворяет требованиям постановки задачи (2) установленному критерию по точности рассчитываемых значений. При этом анализ использования вычислительных ресурсов отражает существенные различия между пакетами моделирования. Так, FEM показал умеренную нагрузку на центральный процессор (36%) при высокой загрузке оперативной памяти (90%) и значительном объеме занимаемого дискового пространства (65–83 Гб), в то время как MoM характеризуется почти полным задействованием мощностей процессора (97%) при незначительной нагрузке на оперативную память (15–20%) и значительно меньшем потреблении дискового пространства (13–15 Гб). Время моделирования в среде с MoM в 5-6 раз меньше, чем в FEM (6–6,5 ч против 32–40 ч), что делает его предпочтительным в условиях ограниченных вычислительных ресурсов.

Таким образом, с целью экономии времени и рационального использования аппаратного обеспечения целесообразно использовать разработанную методику M^* (рис. 8) комплексного построения цифрового двойника объекта наблюдения в электромагнитном диапазоне. Применение разработанной методики позволяет обеспечить формирование статических РЛХ $\sigma_{pq}(\theta, \varphi)$ с допустимой погрешностью вычислений для определения диаграмм обратного рассеяния и подготовки исходных данных для последующего расчета динамических РЛХ, сохраняя баланс между точностью и вычислительными издержками на проведение моделирования. Основная идея M^* заключается в последовательном применении специализированных средств на различных итерациях процесса построения цифрового двойника.

На первом этапе выполняется построение CAD-модели объекта в специализированных машиностроительных системах проектирования, адаптированных для интеграции с электродинамическими средствами моделирования САПР РЭА. Такие программные средства обладают рядом преимуществ по сравнению с традиционными инженерными графическими

CAD-редакторами. В частности, данные среды моделирования оптимизированы для подготовки геометрической формы различных тел в интересах электродинамического численного моделирования, обеспечивая гибкую параметризацию конструкции (автоматическое устранение паразитных геометрических элементов и др.), и имеют прямую интеграцию с решателями FEM, MoM и другими САПР РЭА. Такая взаимосвязь позволяет минимизировать ошибки на этапе переноса геометрии объекта, исключает необходимость ручного упрощения модели и сокращает время на подготовку к проведению моделирования статических РЛХ.

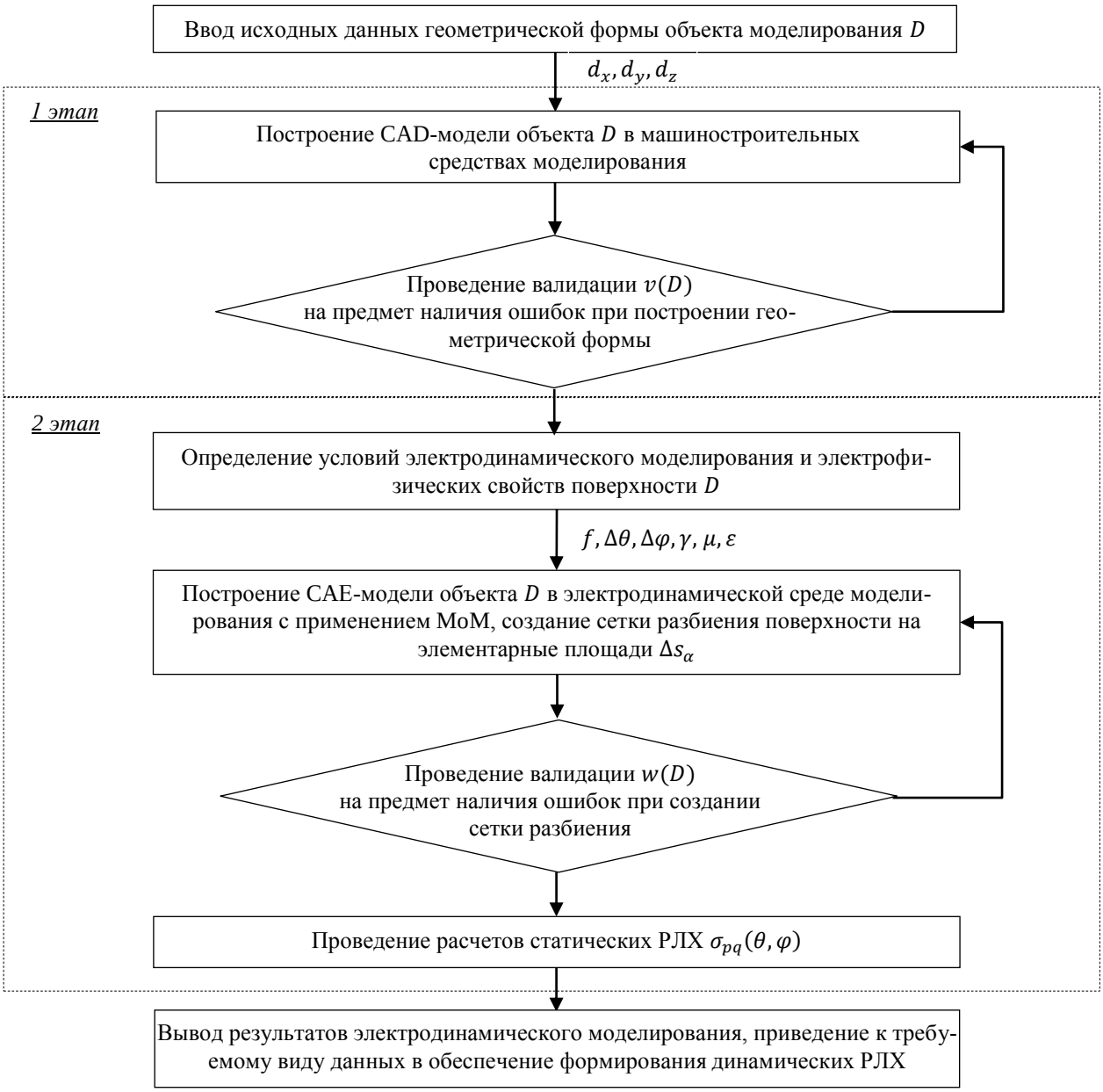


Рис. 8. Методика комплексного построения цифрового двойника объекта

На втором этапе выполняется построение CAE-модели объекта и электродинамическое моделирование характеристик рассеяния методом моментов (MoM). По результатам проведенного анализа (см. рис. 6, 7 и табл. 1) данный выбор является наиболее оптимальным.

На рис. 9 представлены результаты моделирования $\sigma(\theta, \varphi)$ с применением предложенной методики M^* относительно расчетов, полученных методом конечных элементов (FEM).

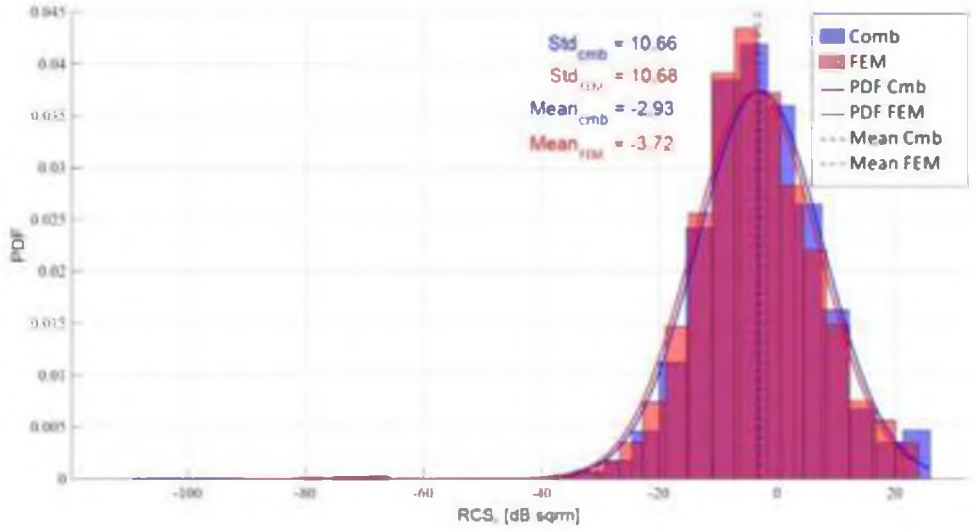


Рис. 9. Гистограмма распределения результатов моделирования $\sigma(\theta, \varphi)$*: синий цвет – с применением методики* M^**; красный цвет – с применением FEM*

Сравнительный анализ полученных значений статических РЛХ $\sigma(\theta, \varphi)$ с применением предлагаемой методики M^* к процессу моделирования показал высокую степень согласованности с результатами, полученными с помощью FEM, на всем диапазоне углов в ССК: $\theta \in [0°; 110°], \varphi \in [0°; 360°]$. С точки зрения статистической оценки результатов моделирования характеристик рассеяния, среднеквадратическое отклонение рассчитанных значений $\sigma_{pq}(\theta, \varphi)$ при применении предлагаемой методики составило $\delta_{comb} = 10{,}66$ дБм^2, что практически идентично результату, полученному с FEM – $\delta_{FEM} = 10{,}68$ дБм^2. Такая сходимость результатов свидетельствует о том, что результаты, полученные с применением разработанной методики M^*, соответствуют результатам при применении традиционных подходов, однако моделирование при этом требует меньше вычислительных ресурсов и времени. Также наблюдается незначительное смещение математического ожидания $m_{comb} = -2{,}93$ дБм^2, $m_{FEM} = -3{,}72$ дБм^2, что указывает на систематическую разницу в оценке абсолютного уровня рассеяния 0,8 дБм^2. Однако данное отклонение не превышает установленного ограничения ρ_{max} и не влияет на достоверность результатов моделирования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаемая методика M^* демонстрирует значительное преимущество по сравнению с известными: время моделирования сокращается в 5-6 раз относительно FEM, при этом достигается рациональное использование вычислительных ресурсов. Нагрузка на центральный процессор остается близкой к пиковым значениям, однако требуемый объем оперативной памяти снижается почти в 5 раз, а дисковое пространство – более чем в 4 раза. Это особенно важно при проведении серии вычислений по определенному множеству объектов в интересах обеспечения формирования репрезентативной обучающей выборки нейросетевых алгоритмов классификации объектов по радиолокационной некоординатной информации. Кроме того, применение сред разработки позволяет воспроизводить широкий круг конструкций объектов моделирования с высокой степенью детализации, что обеспечивает возможность определения статических РЛХ для более высокого частотного диапазона (не только в UHF-диапазоне).

Таким образом, предложенная методика M^* обеспечивает не только высокую точность расчетов, но и снижает вычислительную нагрузку, что делает его предпочтительным ин-

струментом для синтеза цифровых двойников объектов наблюдения с целью подготовки исходных данных для моделирования динамических РЛХ.

Список использованных источников

1. Радиолокационные характеристики летательных аппаратов / М. Е. Варганов [и др.]; под ред. Л. Т. Тучкова. – М. : Радио и связь, 1985. – 236 с.

2. *Николаев А. Ю., Волков М. Н., Иваню А. Ю.* Нейросетевой алгоритм контроля технического состояния бортовых систем космических средств на основе совместной обработки разнородной измерительной информации // Труды «НПЦАП». Системы и приборы управления. – 2022. – № 2(60). – С. 62–74.

3. Методика распознавания маневрирующих космических аппаратов на основе нейросетевой классификации радиолокационных изображений / Я. Н. Гусеница [и др.] // Известия института инженерной физики. – 2020. – № 4(58). – С. 37–43. – URL: https:// www.elibrary.ru/download/ elibrary_44483930_14219796.pdf (дата обращения: 23.09.2025).

4. *Чиров Д. С., Беннер А. А.* Селекция космических аппаратов на фоне фрагментов запуска по редуцированным радиолокационным изображениям с использованием нейросетевых автоматов // DSPA: Вопросы применения цифровой обработки сигналов. – 2020. – Т. 10, № 1. – С. 3–8. – URL: https://www.elibrary.ru/ download/elibrary_42574349_24236581.pdf (дата обращения: 23.09.2025).

5. Classification of Shell-Shaped Targets Using RCS and Fuzzy Classifier / S.-J. Lee [et al.] // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. – 2016. – Vol. 64 (4). – P. 1434–1443. – DOI: 10. 1109/TAP.2016.2526059. – URL: https://www.researchgate.net/publication/306495180_Classification_of_Shell-Shaped_Tar gets_Usi ng_RCS_and_Fuzzy_Classifier (дата обращения: 23.09.2025).

6. Deep Learning-Based Drone Classification Using Radar Cross Section Signatures at mmWave Frequencies / R. Fu [et al.] // IEEE Access. – 2021. – DOI: 10.1109/ACCESS.2021. 3115805. – URL: https:// www.researchgate.net/publication/354885194_Deep_Learning-Based_Drone_Classification_Using_Radar_Cross_Section_Signatures_at_mmWave_Frequencies (дата обращения: 23.09.2025).

7. *Федонин В. В.* Имитационное моделирование наблюдения космических объектов автоматизированной системой предупреждения об опасных ситуациях в космическом пространстве // Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях : тр. X Межвузовской научно-практ. конф., Санкт-Петербург, 16 мая 2025 г. – СПб. : Военная академия связи им. Маршала Советского Союза С. М. Будённого, 2025. – С. 265–270.

8. Моделирование процесса радиолокационного обнаружения с использованием цифровых двойников антенной системы и объекта наблюдения / А. С. Григорьев [и др.] // Известия вузов. Радиоэлектроника. – 2025. – Т. 28(1). – С. 102–115. – URL: https:// re.eltech.ru/jour/ article/view/973/827 (дата обращения: 23.09.2025).

9. *Ладыгин А. И.* Анализ сигнатур. Теория и практика радиолокационного распознавания космических объектов. Космические трагедии глазами аналитиков сигнатур. – М. : Университетская книга, 2008. – 256 с.

10. *Ilić M. M., Ilić A. Ž., Notaroš B. M.* Comparison of Higher Order FEM and MoM/SIE Approaches in Analyses of Closed- and Open-Region Electromagnetic Problems // Facta Universitatis, Series: Electronics and Energetics. – 2008. – Vol. 21 (2). – P. 209–220. – URL: https:// www.researchgate.net/publication/254781504_Comparison_of_Higher_Order_FEM_and_MoMSIE_ Approaches_in_Analyses_of_Closed_and_Open-Region_Electromagnetic_Problems (дата обращения: 23.09.2025).

А. А. Казанцев,
кандидат технических наук;
Б. А. Самородов;
К. А. Сытенко

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЛОКАЛЬНЫХ ЦЕНТРОВ РАССЕЯНИЯ НА ОСНОВЕ ОЦЕНКИ ИХ ТРЕКОВ НА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИНОГРАММЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОБОБЩЕННОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ХАФА

Представлена методика определения координат локальных центров рассеяния радиолокационных целей на основе анализа их траекторий на радиолокационной синограмме. Актуальность работы обусловлена ограниченной эффективностью классических методов построения радиолокационных изображений для точного определения геометрической формы объектов. В качестве решения предлагается использование обобщенного преобразования Хафа (ОПХ) для обработки синограмм, на которых траектории движения локальных центров рассеяния (ЛЦР) описываются суммой гармонических кривых с различной амплитудой. Методика включает этапы формирования синограммы, обнаружения локальных максимумов эффективной длины рассеяния, применения ОПХ для преобразования данных в параметрическое пространство и последующей кластеризации данных алгоритмом DBSCAN для точного определения координат ЛЦР. Проведены численные эксперименты методом Монте-Карло (N = 1000) и полунатурные испытания на радиолокационном измерительном комплексе «Цунами-4». Результаты обладают высокой точностью: при отношении сигнал/шум 25 дБ евклидова ошибка составила 0,0072 м при требуемом значении 0,0075 м. Показано, что методика сохраняет работоспособность в широком диапазоне отношений сигнал/шум (2,5–35 дБ).

Ключевые слова: локальные центры рассеяния, радиолокационная синограмма, обобщенное преобразование Хафа, кластеризация DBSCAN, радиолокационное распознавание целей, портретная система координат, эффективная длина рассеяния, метод Монте-Карло.

ВВЕДЕНИЕ

Распознавание радиолокационных целей является одной из ключевых задач в радиолокации. Одним из способов, позволяющих решить данную задачу, является анализ эффективной площади рассеяния объекта [10], позволяющий оценить его геометрическую форму (ГФ). Информация о ГФ объекта позволяет сделать вывод о типе объекта, его назначении и т. д.

Классические алгоритмы цифровой обработки сигналов (ЦОС), в которых осуществляется построение радиолокационных изображений (РЛИ) [8], имеют ограничение ввиду наличия механизмов рассеяния (МР), искажающих информацию о реальной ГФ объекта. Однако при исследовании подходящих сигнатур (в нашем случае – синограмм) [4] объектов различной ГФ можно заметить, что каждой точке объекта на синограмме соответствует собственная гармоническая кривая, т. е. иными словами, некоторое большое число точек на синограммном представлении. Форма траекторий, образованных центрами рассеяния (ЦР), может быть однозначно спрогнозирована [5] суммой двух гармонических кривых, где координаты положения ЦР в портретной системе координат (ПСК) – это амплитуда этих кривых.

На основе аналитического описания траекторий движения ЦР объекта на радиолокационной синограмме предложена методика оценивания ГФ объекта с использованием обобщенного преобразования Хафа (ОПХ) [1]. Данная методика позволила получить более точную информацию о положении ЛЦР [9] в ПСК, так как результат ее применения основан на интегрировании данных по всей области исследуемых радиолокационных характеристик (РЛХ).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для оценки координат положения ЛЦР в ПСК необходимо ввести следующие исходные данные:

1) множество исходных данных (ИД), включающих информацию о положении объекта в пространстве и параметры зондирующего сигнала (ЗС), а также параметры фоноцелевой обстановки:

$$\{F, \theta, Q\}, \tag{1}$$

где F – полоса частот ЗС;
θ – интервал ракурсов наблюдения объекта;
Q – отношение сигнал/шум (ОСШ);

2) множество исходных данных по параметрам поиска кластеров в параметрическом (аккумуляторном) пространстве (далее – аккумулятор) после применения ОПХ:

$$\{r_{\min}, p_{\min}\}, \tag{2}$$

где $r_{\min}$ – минимальное расстояние между пиками интенсивности аккумуляторе;
$p_{\min}$ – минимальное количество пиков интенсивности в области поиска;

3) множество исходных данных по параметрам поиска пиковых значений (пиков) эффективной длины рассеяния (ЭДР) на радиолокационной синограмме:

$$\{w_{\min}, p_{\min}, I\}, \tag{3}$$

где $w_{\min}$ – минимальная ширина пика по уровню 0,5 от максимального значения;
$r_{\min}$ – минимальное расстояние между пиками, которое соответствует элементу ИД при кластеризации;
I – уровень интенсивности ЭДР на фоне шума;

4) множество координат для формирования аккумулятора ОПХ:

$$\{X, Y, \theta\}, \text{ при } X = X^{\text{п}}_{\min} : \Delta X : X^{\text{п}}_{\max}; Y = Y^{\text{п}}_{\min} : \Delta Y : Y^{\text{п}}_{\max}, \tag{4}$$

где $X^{\text{п}}_{\min}, X^{\text{п}}_{\max}$, $Y^{\text{п}}_{\min}, Y^{\text{п}}_{\max}$ – минимальные и максимальные значения координат в области формирования аккумулятора для применения ОПХ соответственно;
$\Delta X, \Delta Y$ – шаг по соответствующим координатам;
θ – интервал ракурсов для применения ОПХ.

Далее на основании исходных данных необходимо решить ряд частных задач:

1) разработать методику $M_x(F, \theta, Q)$, в результате применения которой будут сформированы статические РЛХ, на основании которых осуществляется построение радиолокационной синограммы объекта $S(y, \theta)$;

2) разработать методику $M_l(x(t), r_{\min}, p_{\min})$ поиска локальных максимумов (пиков) ЭДР $L_{\max}$ на радиолокационной синограмме $S(y, \theta)$, соответствующих положению ЦР объекта в пространстве;

3) разработать алгоритм ОПХ $A_{x,y}(L_{\max}, X, Y, \theta)$, в результате которого будет выполняться бинарное интегрирование аккумулятора A [2];

4) применить один из алгоритмов кластеризации $C(A, r_{\min}, p_{\min})$ для поиска искомых координат ЛЦР в ПСК (x, y) на основе оценки координат центроидов c_n обнаруженных кластеров (пиковых значений), где n – количество кластеров, соответствующее количеству ЛЦР.

В результате решения данных задач будет разработан алгоритм определения положения ЛЦР на основе оценки их треков на радиолокационной синограмме с использованием ОПХ (рис. 1).



Рис. 1. Методика определения положения ЛЦР на основе оценки их треков на радиолокационной синограмме с использованием ОПХ

Вербальная постановка задачи: величина ошибки E координат положения ЛЦР, найденных путем применения разработанной методики, не должна превышать требуемого значения евклидовой ошибки $E_{\text{треб}}$.

Математическая постановка задачи выглядит следующим образом:

$$\|p_{\text{изм}} - p_{\text{ист}}\|_2 \leq E_{\text{треб}}, \tag{5}$$

где $p_{\text{изм}}$ – вектор измеренных (найденных) координат (x, y);
$p_{\text{ист}}$ – вектор истинных координат $(x_{\text{ист}}, y_{\text{ист}})$;
$\| \ \|_2$ – евклидова норма.

Для $E_{\text{треб}}$ вводятся ограничения по величине, основанные на характеристиках исследуемой радиолокационной станции (РЛС). Требуемая величина ошибки определяется соотношением

$$E_{\text{треб}} = \frac{c}{2F\sqrt{Q}}, \tag{6}$$

где c – скорость распространения электромагнитной волны в свободном пространстве.

ФОРМИРОВАНИЕ СИНТЕТИЧЕСКОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИНОГРАММЫ

Синограмма является набором радиолокационных дальностных портретов, построенных для определенного интервала ракурсов наблюдения. Дальностные портреты характеризуют распределение интенсивности ЭДР по дальности относительно центра масс объекта. Для построения синтетической радиолокационной синограммы необходимо рассмотреть двумерное пространство, в котором определена строительная система координат, где точка соответствует ЛЦР реального объекта, а ее поворот на угол $\theta_{сп}$ осуществляется при помощи матрицы вращения (рис. 2,*а*). В ПСК начальные координаты ЛЦР ($x_0^{\text{п}}$ и $y_0^{\text{п}}$) можно определить как

$$\begin{bmatrix} x_0^{\text{п}} \\ y_0^{\text{п}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_0 \cos\theta_{n0} \\ r_0 \sin\theta_{n0} \end{bmatrix}, \tag{7}$$

где r_0 – вектор между началом координат в полярной системе координат и ЛЦР;
θ_{n0} – угол между вектором r_0 и осью ПСК $x_{\text{п}}$.

Следовательно, чтобы определить положение ЛЦР в строительной системе координат (ССК) при изменении ракурса наблюдения (визирования), необходимо помножить координаты в ПСК на матрицу поворота вокруг начала координат:

$$\begin{bmatrix} x_1^{\text{п}} \\ y_1^{\text{п}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta_{\text{с}1} & -\sin\theta_{\text{с}1} \\ \sin\theta_{\text{с}1} & \cos\theta_{\text{с}1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0^{\text{п}} \\ y_0^{\text{п}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_0\cos\theta_{n0}\cos\theta_{\text{с}1} - r_0\sin\theta_{n0}\sin\theta_{\text{с}1} \\ r_0\cos\theta_{n0}\sin\theta_{\text{с}1} + r_0\sin\theta_{n0}\cos\theta_{\text{с}1} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

Для удобства целесообразно использовать допущение о равенстве угла поворота в ССК и в ПСК $\theta_{\text{п}} = \theta_{\text{с}} = \theta$, следовательно

$$\begin{bmatrix} x_1^{\text{п}} \\ y_1^{\text{п}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_0\cos\theta_0\cos\theta_1 - r_0\sin\theta_0\sin\theta_1 \\ r_0\cos\theta_0\sin\theta_1 + r_0\sin\theta_0\cos\theta_1 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

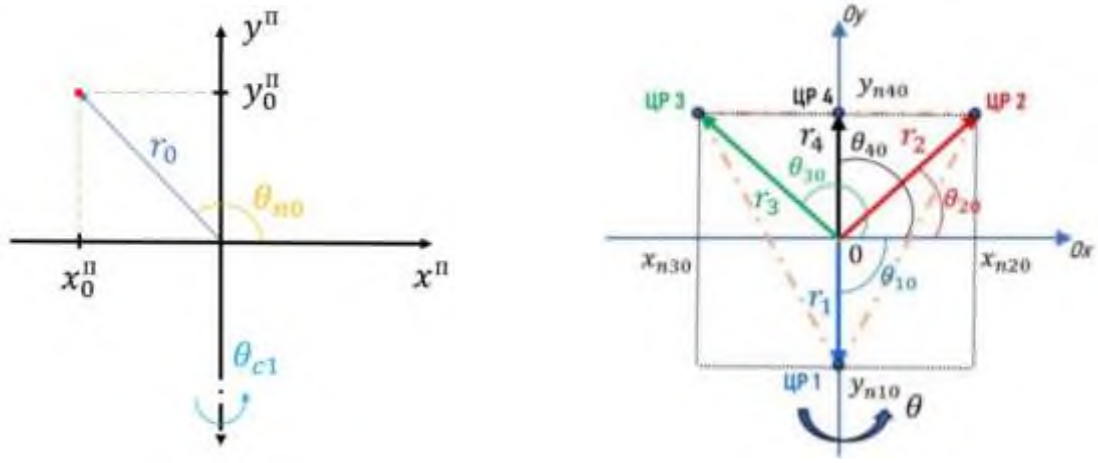
отсюда получаем, что

$$y(\theta) = r_0\cos\theta_0\sin\theta + r_0\sin\theta_0\cos\theta = x_0^{\text{п}}\sin\theta + y_0^{\text{п}}\cos\theta, \quad (10)$$

где $x_0^{\text{п}}$ и $y_0^{\text{п}}$ – координаты ЛЦР в портретной системе координат, а угол θ является ракурсом наблюдения (визирования) на данный ЛЦР. Заменим $x_0^{\text{п}} = x, y_0^{\text{п}} = y$, тогда общий тригонометрический закон движения ЦР в ПСК выглядит следующим образом:

$$y(\theta) = x\sin\theta + y\cos\theta. \quad (11)$$

Зависимость (11) является ключевой в разработке методики, так как применение ОПХ будет основано на ней. Для формирования синтетических статических РЛХ на основании (11), а также исходных данных об интервале ракурсов наблюдения θ построены дальностно-ракурсные зависимости $y_n(\theta)$, описывающие движение четырех ЛЦР (рис. 2,*б*).



а) б)

Рис. 2. Графическое описание:
а – вектора ЛЦР в ПСК относительно ССК; б – четырех векторов ЛЦР для формирования синтетических статических РЛХ

На основе данных о ширине полосы частот ЗС и зависимости (12) рассчитан комплексный коэффициент рассеяния (ККР) $\dot{S}(f, \theta)$:

$$\dot{S}(f, \theta) = \sum_{n=1}^{N} A_n e^{-i\frac{4\pi c}{f} y_n(\theta)}, \quad (12)$$

где N – количество ЦР, $N = 4$;
A_n – амплитуда сигнала, отраженного от *n*-го ЦР;
i – мнимая единица.

Для формирования синограммы необходимо произвести обратное преобразование Фурье (13) ККР $\dot{S}(f,\theta)$ и получить $\dot{S}(y,\theta)$:

$$\dot{S}(y,\theta) = \int_{-\infty}^{\infty} \dot{S}(f,\theta) e^{i2\pi ft} df. \quad (13)$$

Для максимального приближения синтетических данных к реальным РЛХ, введем шумовую составляющую $n(y,\theta)$:

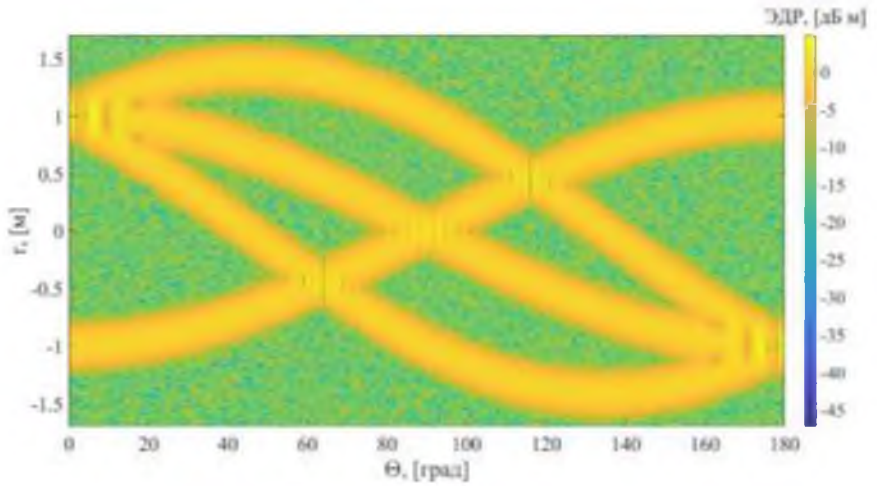
$$n(y,\theta) = A(y,\theta) e^{-i\phi(y,\theta)}, \quad (14)$$

где $A(y,\theta)$ – амплитуда шума, имеющая нормальное распределение и СКО с нулевым математическим ожиданием;

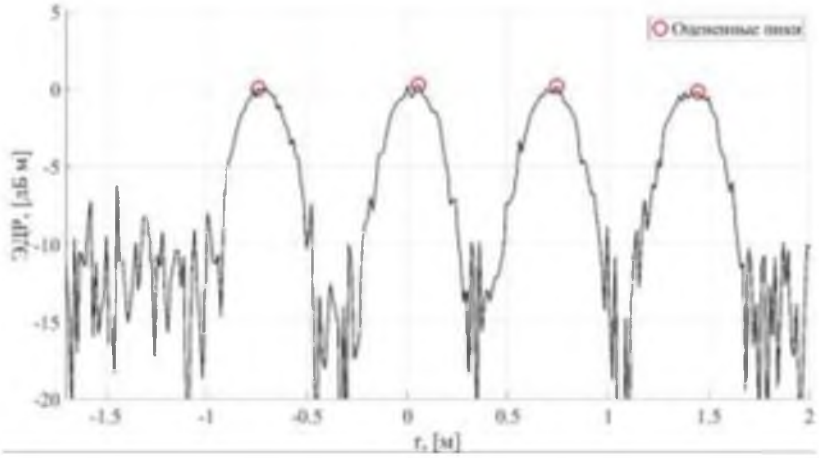
$\phi(y,\theta)$ – фаза шума, имеющая равномерное распределение от 0 до 2π.

В результате синтетическая синограмма (рис. 3,*а*) может быть описана следующим выражением:

$$S(y,\theta) = 10\lg\left|\dot{S}(y,\theta) + n(y,\theta)\right|. \quad (15)$$



а)



б)

Рис. 3. Пример синограммы объекта, имеющего четыре ЛЦР (а) и дальностный портрет на ракурсе $\theta = 45$ град при $Q = 13$ дБ (б)

На рис. 3,*а* показана синтетическая синограмма $S(y,\theta)$ модели, имеющей четыре ЛЦР (см. рис. 2,*б*), осуществляющих движение в заданном диапазоне ракурсов θ. Количество дальностных портретов (рис. 3,*б*) и число отсчетов в пределах каждого такого портрета определяется требованиями к угловому и спектральному разрешению. Для объекта с некоторой протяженностью $l_{об}$ максимальное число дальностных портретов по азимуту θ составит $N_{дп} \cong 4\pi l_{об}/\lambda_{мин}$, где $\lambda_{мин}$ – минимальная используемая длина волны, а максимальное число отсчетов по профилю дальности r составит $N_{пд} \cong 2Fl_{об}/c$.

ОБНАРУЖЕНИЕ ЛОКАЛЬНЫХ МАКСИМУМОВ

Разрешение по дальности ΔR в дальностном портрете зависит от ширины полосы частот зондирующего сигнала F:

$$\Delta R = \frac{c}{2F}. \tag{16}$$

Данная характеристика говорит о возможности разрешения отдельных ЛЦР на синограмме и дальностном портрете. Таким образом, задача определения траектории движения ЛЦР сводится к задаче определения положения точек максимальной интенсивности отраженного сигнала (пиков) $L_{\max}$ на каждом из дальностных портретов (см. рис. 3,*б*). Данные пики обладают рядом характеристик, таких как минимальная высота (интенсивность) I, ширина $w_{\min}$ и расстояние $r_{\min}$ между ними.

На рис. 4 видно, что значение ЭДР доминирующих центров рассеяния не ниже -25 дБ м, а ширина и расстояние между ними имеют значение не менее величины элемента разрешения. После оценки положений всех $L_{\max}$ формируется матрица их значений. Так как каждый дальностный портрет характеризует положение ЛЦР на заданном ракурсе, то полный набор $L_{\max}$ будет отображать трек ЛЦР на заданном интервале ракурсов.

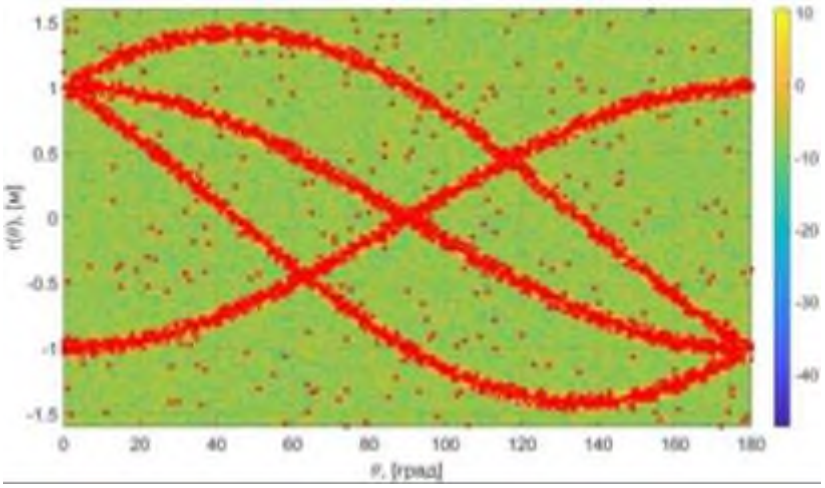


Рис. 4. Выделение треков ЛЦР на основе оценки пиков на дальностных портретах

Анализ рис. 4 показывает, что при низком значении ОСШ помимо $L_{\max}$, относящихся к треку движения ЛЦР, имеет место определение ложных (шумовых) пиков со схожими характеристиками. Участие большого количества шумовых $L_{\max}$ в оценке координат ЛЦР может привести к снижению точности, вызванной большой областью дисперсии данных значений, поэтому выбор параметров поиска пиков является ключевым для повышения точности методики.

О БОБЩЕННОЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ХАФА

На первом этапе разработки алгоритма применения ОПХ необходимо подготовить R-таблицы $R(X,Y,\theta)$, которые представляют собой набор опорных точек, рассчитанных для всего интервала значений X,Y на основе исходных данных $\{X,Y,\theta\}$, а также нулевую матрицу аккумулятора A, размерностью X,Y:

$$A(X,Y)=\begin{bmatrix}0 & \dots & 0\\ \vdots & & \vdots\\ 0 & \dots & 0\end{bmatrix};\ R(X,Y,\theta)=\begin{bmatrix}y(x_r^1,y_r^1,\theta) & \dots & y(x_r^n,y_r^1,\theta)\\ \vdots & & \vdots\\ y(x_r^1,y_r^n,\theta) & \dots & y(x_r^n,y_r^n,\theta)\end{bmatrix}, \quad (17)$$

где x_r^n, y_r^n – элементы X,Y. Количество R-таблиц соответствует количеству ракурсов θ. Значения $y(x_r^n,y_r^n,\theta)$ рассчитываются на основе выражения (11):

$$y(x_r^n,y_r^n,\theta)=x_r^n\sin\theta+y_r^n\cos\theta. \quad (18)$$

Далее необходимо сравнить значение каждой рассчитанной опорной точки $y(x_r^n,y_r^n,\theta)$ с значением каждого обнаруженного максимума $y(L_{\max},\theta)$ на радиолокационной синограмме:

$$\Delta R \geq |y(x_r^n,y_r^n,\theta)-y(L_{\max},\theta)|. \quad (19)$$

При выполнении условия (19) ячейка матрицы A, находящаяся в пересечении координат (x_r,y_r), увеличивается на 1 (инкрементируется). На рис. 5 представлена последовательность выполнения ОПХ. Приме́ним данный алгоритм к синтетической радиолокационной синограмме (15). Для проверки устойчивости алгоритма к шуму сформируем интервал ОСШ $Q=2{,}5{:}\,\Delta Q{:}\,35$ дБ, при $\Delta Q=2{,}5$ дБ.

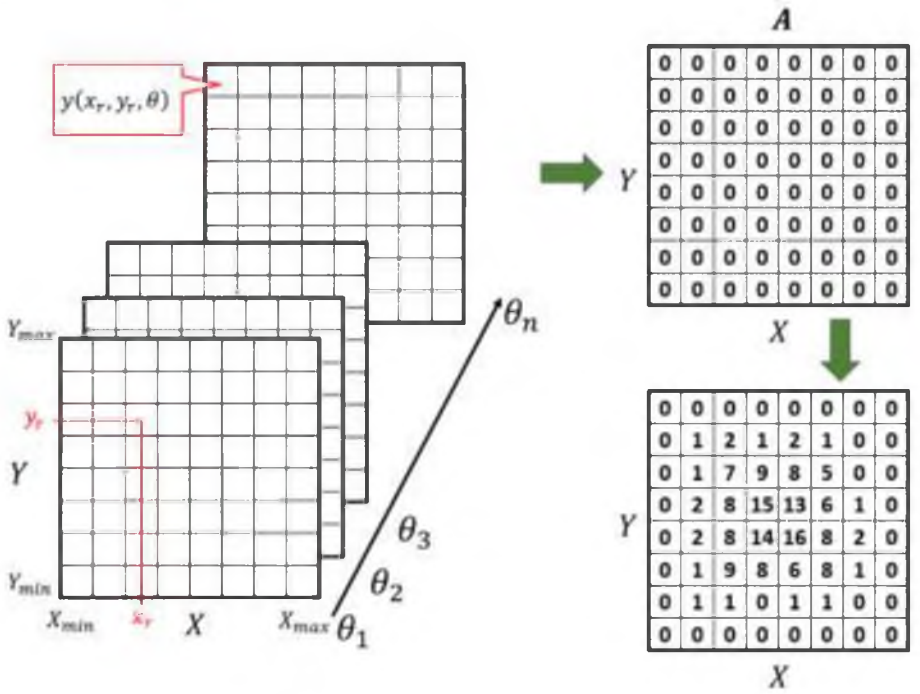
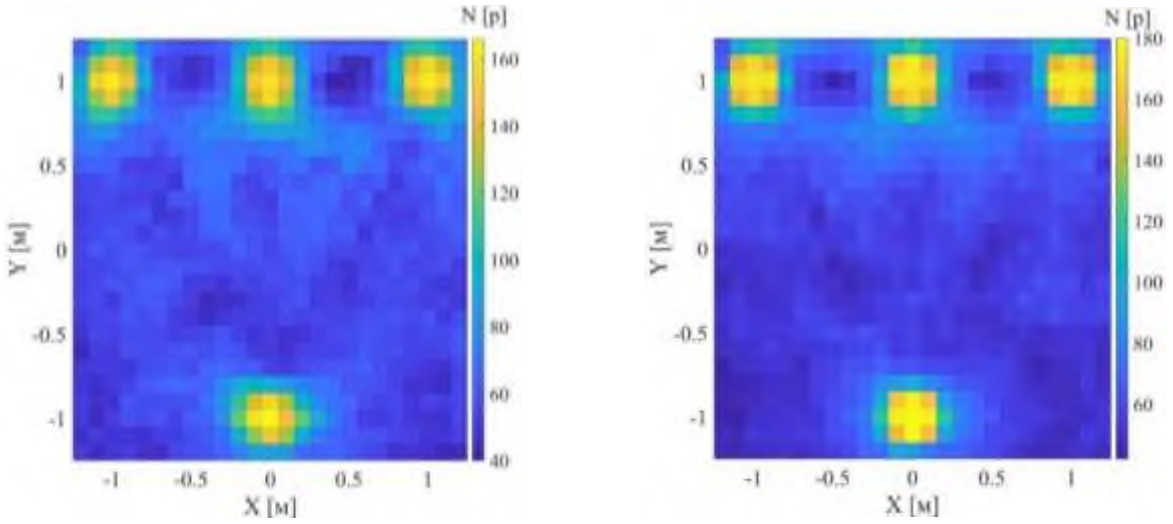


Рис. 5. Последовательность выполнения ОПХ

Рассмотрим два случая. В первом (рис. 6,*а*) $Q=2{,}5$ дБ, что приводит к увеличению значений в ячейках, находящихся в области ложных совпадений. Во втором случае (рис. 6,*б*) выбран порог $Q=13$ дБ, который по умолчанию обеспечивает минимальную необходимую вероятность обнаружения в радиолокации.



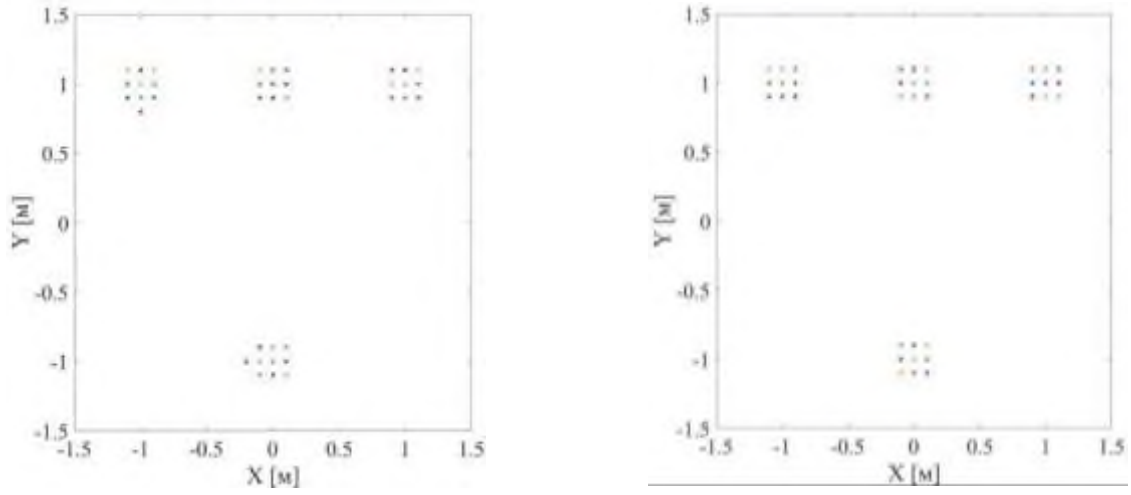
а) б)

Рис. 6. Аккумулятор после выполнения ОПХ:
а – $Q = 2{,}5$ дБ; б – $Q = 13$ дБ

Для поиска координат положения ЛЦР в аккумуляторе A ОПХ необходимо прибегнуть к кластерному анализу [6] при помощи алгоритма кластеризации DBSCAN C, который способен находить кластеры произвольной формы, а также выделять выбросы. Это делает его особенно полезным для анализа данных с неравномерной плотностью и наличием шума. Для данного алгоритма введем два параметра: $r_{\min}$ – минимальное расстояние между двумя точками, которое не может быть меньше размера элемента разрешения ΔR, и $p_{\min}$ – минимальное количество точек в окрестности $r_{\min}$. Для двумерных матриц принимают $p_{\min} = 4$.

Для повышения быстродействия алгоритма кластеризации исключим участие в нем ячеек с интенсивностью ниже $N_{\text{инт}} = 0{,}7N_{\theta}$, где N_{θ} –количество ракурсов, соответствующих треку. После кластерного анализа определим координаты положения центроида (центра масс) c_n каждого кластера. Данные координаты являются параметрами ЦР объекта (x, y).

На рис. 7 представлен результат выполнений алгоритма *DBSCAN*, в результате чего было обнаружено четыре кластера.



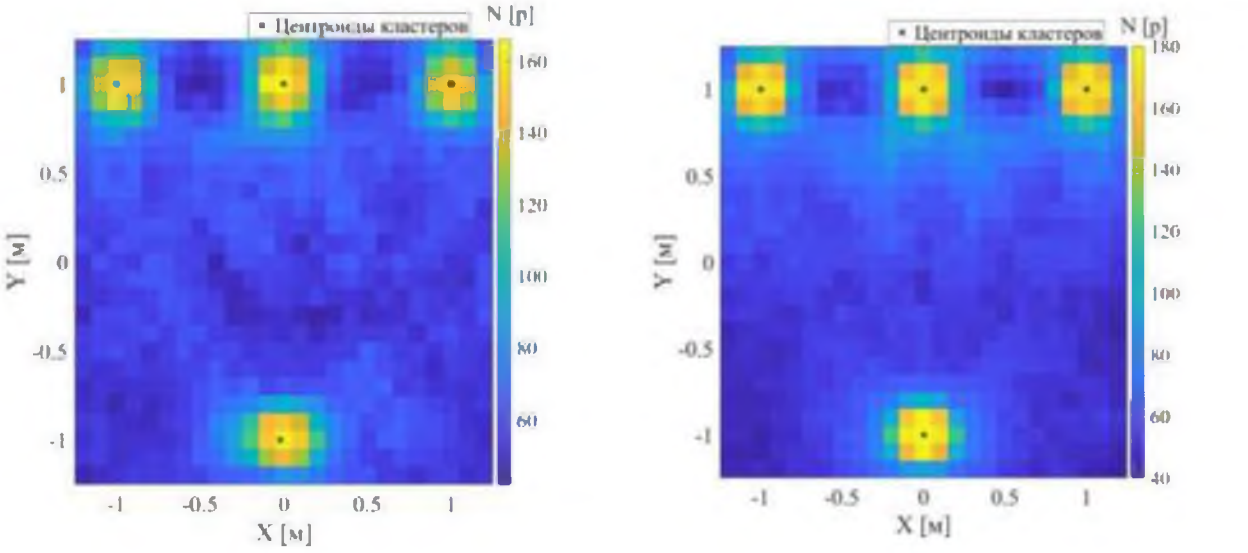
а) б)

Рис. 7. Кластеры аккумулятора:
а – $Q = 2{,}5$ дБ; б – $Q = 13$ дБ

При низком значении Q (рис. 7,*а*) в состав кластера входят шумовые значения, которые, в дальнейшем, снижают точность определения координат. С точки зрения достаточности количества элементов в кластере и повышения быстродействия алгоритма выбираются параметры кластеризации и ОПХ, равные элементу разрешения РЛС $\Delta X = \Delta Y = \Delta R$. Форма кластеров позволяет оценить минимальное расстояние, при котором их можно идентифицировать как отдельные элементы. В результате анализа сделан вывод, что минимальное расстояние между кластерами $R_{\min}$ (а равно между координатами ЛЦР) соответствует

$$R_{\min} = 3\Delta R. \tag{20}$$

После обнаружения кластеров фиксируем центроиды c_n (рис. 8) каждого из них. Координаты центроидов c_n являются искомыми координатами ЛЦР (x, y).



а) б)

Рис. 8. Центроиды кластеров аккумулятора:
а – $Q = 2{,}5$ дБ; б – $Q = 13$ дБ

Сравнительный анализ показывает, что точность определения координат зависит от значения ОСШ Q. Можно сделать вывод, что алгоритм $A_{x,y}(L_{\max}, X, Y, \theta)$ устойчив к выбросам и шумам, однако при низком значении Q ошибка может наблюдаться в пределах элемента разрешения ΔR. Таким образом, разработанный алгоритм $A_{x,y}(L_{\max}, X, Y, \theta)$ ОПХ в совокупности с методом кластеризации *DBSCAN* $C(A, r_{\min}, p_{\min})$ позволяет однозначно обнаружить координаты ЛЦР на основе оценки их треков на радиолокационной синограмме.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ

Чтобы исключить вероятностные ошибки, работоспособность алгоритма необходимо оценивать по нескольким симуляциям. Для этого произведено N =1000 симуляций, результаты усреднены по методу Монте-Карло:

$$MC = \frac{\sum_{i=1}^{n} N_i}{N}, \tag{21}$$

где N_i – результаты симуляций. Точность результата зависит от отношения

$$\varepsilon = \frac{1}{\sqrt{N}} = \frac{1}{\sqrt{1000}} = 0{,}03. \quad (22)$$

Следовательно, погрешность оценки составит $\varepsilon = 0{,}03$, что позволит точно оценить работоспособность алгоритма. Рассчитана ошибка E [10] для различного Q:

$$E = \sqrt{(x_{est} - x_{true})^2 + (y_{est} - y_{true})^2}, \quad (23)$$

где x_{est}, y_{est} – оцененные координаты;
x_{true}, y_{true} – истинные координаты.

График зависимости величины ошибки от ОСШ Q представлен на рис. 9.

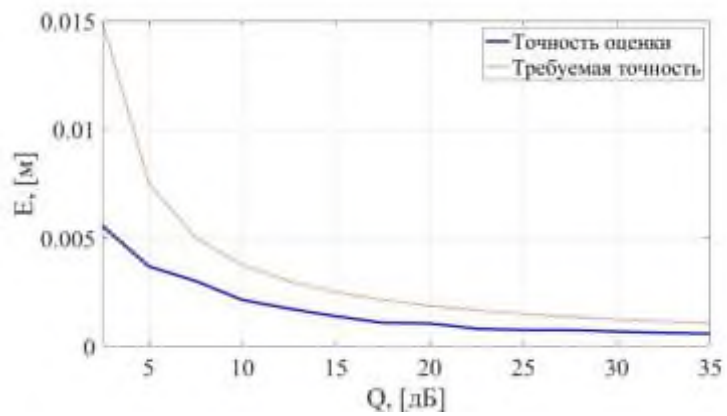


Рис. 9. График зависимости ошибки E от ОСШ, усредненной по методу Монте-Карло

Анализ рис. 9 показал, что точность определения координат повышается с увеличением ОСШ Q, а рассчитанное значение ошибки не выходит за границы допустимых значений $E_{\text{треб}}$. Также из рисунка видно, что после $Q = 13$ дБ значение E имеет несущественные изменения. Таким образом, условие (5) выполнено при F = 4 ГГц.

ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ

Чтобы оценить возможность применения алгоритма оценки координат ЛЦР на практике, его необходимо верифицировать с использованием полунатурного моделирования на базе сертифицированных радиолокационных измерительных комплексов (РИК) утвержденного типа. В этих целях, на первом этапе верификации был сконструирован макет ЛЦР (рис. 10,*а*) – радиопрозрачный материал в качестве основания для установки на опорно-поворотное устройство, а также вынесенный одиночный вертикально ориентированный стержень, диаметр которого много меньше длины волны $D \ll \lambda_c$, а длина составляет величину в несколько длин волн $L \approx m\lambda_c$, где $m > 1$.

Для определенности удобно использовать критерий $D < \lambda_c/\pi$, что соответствует рэлеевскому рассеянию и отсутствию ползущей волны.

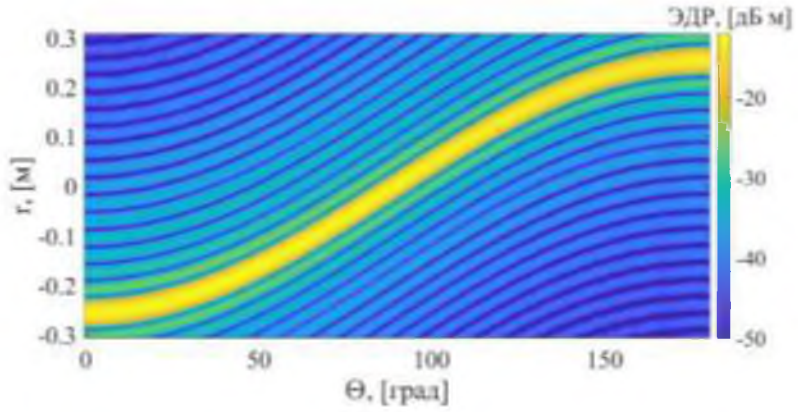
На втором этапе верификации на базе сертифицированного РИК «Цунами-4» ВКА им. А. Ф. Можайского проводились полунатурные измерения (рис. 10,*б*) для получения сиграммы макета ЛЦР. В результате измерений были получены РЛХ макета ЛЦР. К результатам измерений применены алгоритмы калибровки для корректировки фазочастотной характеристики. Диапазон частот измерений составил $F = 4$ ГГц от 8 до 12 ГГц с шагом 5 МГц, а интервал ракурсов наблюдения $\theta = 180$ град от 0 до 180 град с шагом 0,25 град. По результатам эксперимента сформирована комплексная матрица рассеяния.



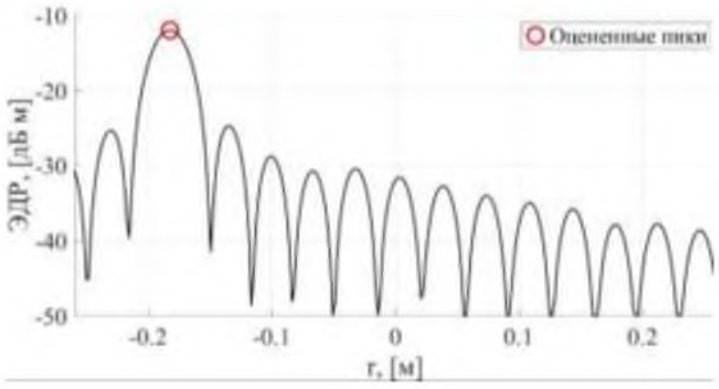
а) б)

Рис. 10. Макет ЛЦР на ОПУ (а) и схема проведения эксперимента (б)

После применения к комплексной матрице рассеяния обратного преобразования Фурье получена синограмма макета ЛЦР (рис.11,*а*). На основании ИД $\{w_{\min}, p_{\min}, I\}$ обнаружены $L_{\max}$ на каждом из дальностных портретов для каждого ракурса θ (рис. 11,*б*).



а)

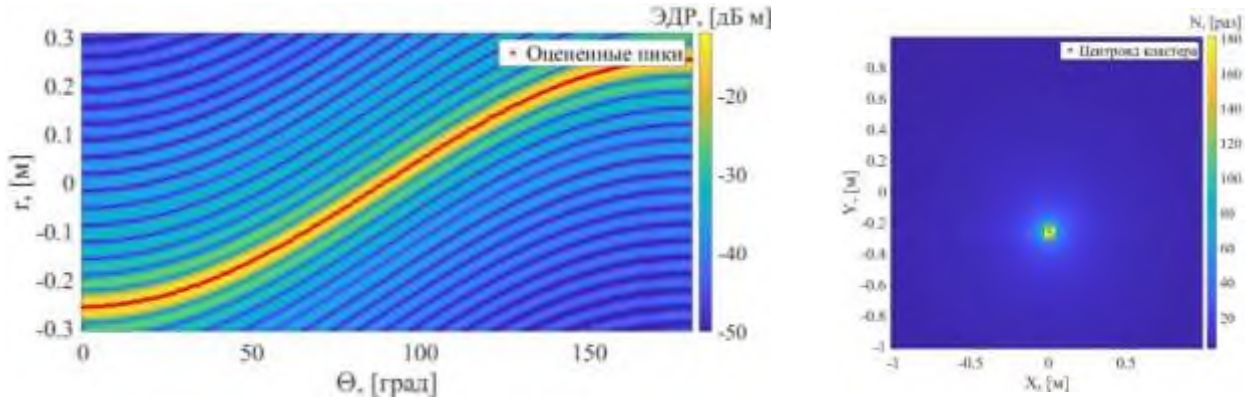


б)

Рис. 11. Синограмма макета ЛЦР (а) и дальностный портрет $\theta = 45$ град (б)

После оценки $L_{\max}$ на каждом дальностном портрете, входящем в синограмму, формируется траектория движения ЛЦР (рис. 12,*а*). В соответствии с алгоритмом поиска координат ЛЦР $A_{x,y}(L_{\max}, X, Y, \theta)$ необходимо сформировать R-таблицы $R(X, Y, \theta)$ опорных точек

$y(x_r^n, y_r^n, \theta)$ для сравнения с $y(L_{\max}, \theta)$, а также аккумулятор A для применения ОПХ. После выполнения ОПХ и расчета $\{r_{\min}, p_{\min}\}$ к аккумулятору A применяется алгоритм кластеризации *DBSCAN* $C(A, r_{\min}, p_{\min})$ и обнаруживаются центроиды c_n кластеров. Координаты центроидов c_n являются искомыми координатами ЛЦР (x, y) (рис. 12,*б*).



а) б)

Рис. 12. Трек ЛЦР (а) и результат применения ОПХ и кластеризации (б)

Координаты ЛЦР в ПСК, найденные с применением разработанной методики, составляют (0,006; -0,25) м, тогда как истинные координаты (в ССК), измеренные при помощи лазерного дальномера высокой точности SNDWAY SW-M50, составляют (0; −0,2554) м. Ошибка по координате x вызвана неточностью позиционирования макета на ОПУ. При расчете реальных координат по теореме Пифагора значения $(x, y) = (0;\ -0{,}2501)$. Значение ошибки – $E = 0{,}0072$, м. При расчете $E_{\text{треб}}$ воспользуемся отношением (6) с учетом $Q = 25$ дБ (идеальные лабораторные условия), $E_{\text{треб}} = 0{,}0075$ м. Таким образом, $E_{\text{треб}} > E$, следовательно, поставленная задача выполнена, условие (5) соблюдается с учетом ограничений. Погрешность может быть вызвана неточностью позиционирования макета на ОПУ, разрешающей способностью, определяемой полосой зондирующего сигнала, а также шагом по координате аккумулятора при применении ОПХ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате исследований разработана методика $M_x(F, \Theta, Q)$ формирования статических РЛХ на основе численного расчета, а также при помощи полунатурного моделирования в РИК «Цунами-4» ВКА им. А. Ф. Можайского.

Разработан алгоритм применения ОПХ $A_{x,y}(L_{\max}, X, Y, \theta)$ для поиска искомых координат ЛЦР (x, y). Обоснован выбор шага по параметрам X и Y аккумулятора с точки зрения характеристик РЛС. Обоснован выбор и применение алгоритма кластеризации *DBSCAN* $C(A, r_{\min}, p_{\min})$ для поиска координат ЛЦР в ПСК на основе оценки координат центроидов c_n кластеров в аккумуляторе.

Получена оценка работоспособности алгоритма на большом интервале ОСШ Q по большой выборке симуляций ($N = 1000$). Расчет ошибки E показал, что ее значение не превышает требуемого $E_{\text{треб}}$. Методика верифицирована на результатах полунатурных измерений в РИК «Цунами-4» ВКА им. А. Ф. Можайского.

Таким образом, применение ОПХ позволяет осуществлять поиск координат ЛЦР на основе оценки их треков на радиолокационной синограмме.

Список использованных источников

1. *Ballard D. H.* Generalizing the Hough transform to detect arbitrary shapes // Pattern Recognition. – 1981. – Vol. 13, № 2. – P. 111–122.

2. *Duda R. O., Hart P. E.* Use of the Hough transform to detect lines and curves in pictures // Communications of the ACM. – 1975. – Vol. 15, № 1. – P. 11–15.

3. Influence of migratory scattering phenomenon on micro-motion characteristics contained in radar signals / K.-Y. Guo [et al.] // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. – 2022. – Vol. 58, № 4. – P. 1–12.

4. *Nabil H. Farhat* Microwave Diversity imaging and Automated Target Identification Based on Models of Neural Networks // IEEE. – 1989. – Vol. 77, № 5. – P. 43–56.

5. Modeling Method of Sliding Scattering Center Based on Extended OTSM Graph / J. Hu [et al.] // Journal of Radars. – 2023. – Vol. 12, № 3. – P. 1–15.

6. *Jain A. K., Dubes R. C.* Algorithms for clustering data. – Englewood Cliffs : Prentice-Hall, 1988. – 320 p.

7. *Knott E., Shaeffer J., Tuley M.* Radar Cross Section. – 2nd ed. – Raleigh : SciTech Publishing, 2004. – 637 p.

8. *Дорошинский Л. Г., Виноградова Н. С.* Радиолокация сложных целей. Обнаружение и распознавание : моногр. – М. : ИД «Академия Естествознания», 2024. – 244 с.

9. Радиолокационные характеристики летательных аппаратов / М. Е. Варганов [и др.]; под ред. Л. Т. Тучкова. – М. : Радио и связь, 1985. – 236 с.

10. Теоретические основы радиолокации: учеб. пособие для вузов / А. А. Коростелев [и др.]; под ред. В. Е. Дулевича. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Сов. радио, 1978. – 608 с.

11. *Черняк В. С.* Статистическая теория радиолокации. – М. : Радио и связь, 1977. – 432 с.

А. Н. Калюта[1],
кандидат технических наук;
И. П. Коробченко[2],
кандидат технических наук;
С. В. Логунов[3],
кандидат технических наук;
Г. Н. Мальцев[4],
доктор технических наук, профессор
[1] 15 армия Воздушно-космических сил особого назначения.
[2–4] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К АНАЛИЗУ ДОСТОВЕРНОСТИ РАСПОЗНАВАНИЯ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ДИСТАНЦИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

Наблюдение космических аппаратов наземными оптико-электронными системами позволяет получать информацию о состоянии космического аппарата при возникновении на борту нештатных ситуаций по «видимым» их проявлениям. Представлены общий подход к анализу достоверности распознавания состояния космических аппаратов по данным дистанционных наблюдений и его применение к распознаванию нештатных ситуаций на борту космического аппарата по фотометрической информации. Рассмотрена обобщенная логическая схема обнаружения нештатной ситуации по результатам обработки фотометрической информации с учетом динамических и спектральных информативных признаков. Выполнены расчеты вероятностных показателей достоверности распознавания нештатной ситуации на борту космического аппарата по фотометрической информации.

Ключевые слова: космический аппарат, наземная оптико-электронная система, нештатная ситуация, фотометрическая кривая блеска, динамические и спектральные информативные признаки.

ВВЕДЕНИЕ

Для дистанционного наблюдения за космическими аппаратами (КА) и другими космическими объектами (КО) в настоящее время широко используются наземные оптико-электронные системы (ОЭС) [1, 2]. Они могут проводить наблюдения КО в пассивном режиме с естественной солнечной подсветкой и обеспечивают получение различных видов координатной и некоординатной оптической информации о КО. Одним из видов некоординатной информации о КА, получаемой при их наблюдении наземными ОЭС, является фотометрическая информация в виде фотометрических кривых блеска (ФКБ) КА. Фотометрическая информация является наиболее доступной некоординатной оптической информацией о КА, она может быть получена при наблюдении КА наземными ОЭС низкого разрешения одновременно с измерением угловых координат КА [3, 4]. По данным наблюдений по косвенным («видимым») признакам может осуществляться оценка состояния КА при возникновении на борту нештатных ситуаций, когда получение информации о состоянии КА другими способами невозможно.

Под нештатной ситуацией в общем случае понимается совокупность обстоятельств, обусловленных действием возмущающих факторов, приводящих к недопустимому изменению состояния КА, его функциональных возможностей, способности выполнения целевых задач и снижению уровня безопасности полета [5]. Проведение дистанционных наблюдений КА наземными ОЭС обеспечивает получение дополнительной информации о состоянии бортовых систем и информационную поддержку Центра управления полетом при возникновении на борту КА нештатных ситуаций. В настоящей статье представлен методический подход к

расчету показателей достоверности распознавания нештатной ситуации на борту КА по фотометрической информации, основанный на составлении обобщенных логических схем обнаружения нештатной ситуации по результатам обработки ФКБ КА.

ОБЩИЙ ПОДХОД К АНАЛИЗУ ДОСТОВЕРНОСТИ РАСПОЗНАВАНИЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ДАННЫМ ДИСТАНЦИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

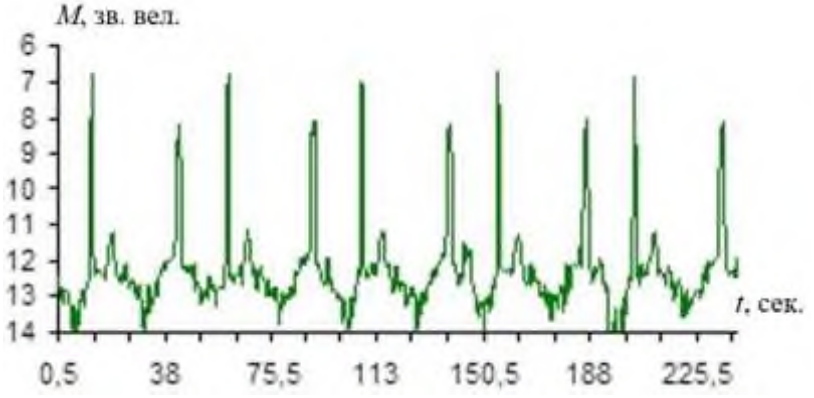
При оценке состояния КА по данным дистанционных оптических наблюдений учитывается то обстоятельство, что изменения режимов функционирования и технического состояния КА могут иметь внешние проявления в состоянии конструкции КА и его внешних элементов. Эти изменения приводят к преобразованию отражательных характеристик КА, что позволяет в той или иной степени идентифицировать состояние КА при возникновении нештатных ситуаций по результатам сравнения данных наблюдения с эталонной информацией. С учетом возможности распознавания состояния функционирования КА по данным оптических наблюдений нештатные ситуации могут быть подразделены на «видимые» и «невидимые». При этом имеются особенности обработки фотометрической информации при оценке состояния КА, связанные с характером проявления нештатных ситуаций на борту КА в изменении эффективной площади рассеяния КА и, как следствие, в изменении ФКБ. Для практической реализации возможностей определения «видимых» нештатных ситуаций на борту КА по его ФКБ необходимо проведение анализа достоверности распознавания состояния КА по фотометрической информации.

Оценка состояния КА по данным дистанционных наблюдений при возникновении «видимых» нештатных ситуаций осуществляется по информативным признакам, характерным для анализируемого вида информации. Исходя особенностей обработки различных видов оптической информации о КА и информативных признаков, характерных для этих видов информации, определяются этапы и алгоритмы обработки данных дистанционных наблюдений для распознавания нештатных ситуаций на борту КА [6].

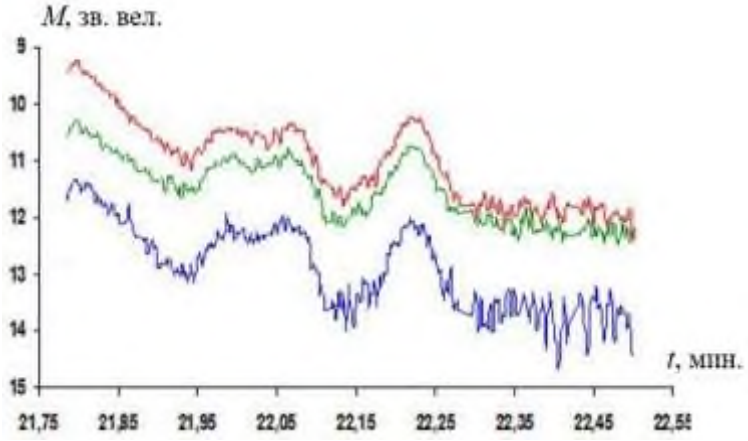
Фотометрическая информация о КА представляет собой ФКБ, регистрируемые при прохождении КА в угловом поле наземной ОЭС. Блеск КА есть характеристика отражательных свойств его поверхности. Фотометрическая информация о КА может регистрироваться в виде интегральных ФКБ в полосе оптических частот или в виде совокупности ФКБ в различных спектральных диапазонах. При определении состояния КА по данным дистанционных наблюдений информативными признаками (параметрами) интегральных ФКБ являются динамические признаки, характеризующие их изменение во времени. К ним за счет спектрального разрешения ОЭС при регистрации ФКБ в нескольких спектральных диапазонах добавляются спектральные признаки, характеризующие изменение блеска по частоте [7, 8]. В существующих ОЭС реализуется регистрация интегральных ФКБ в полосе оптических частот, при этом модернизация таких ОЭС без замены используемого в них телескопа и изменения пространственного разрешения позволяет реализовать регистрацию ФКБ в различных спектральных диапазонах [9]. Совокупность ФКБ, зарегистрированных в нескольких спектральных диапазонах, образует многомерную сигнатуру или спектрофотометрический портрет КА [10].

По динамическим признакам интегральных ФКБ могут быть выделены параметры стабилизации КА и его вращения относительно центра масс, а по динамическим и спектральным признакам спектрофотометрического портрета КА могут быть выделены так называемые событийные фрагменты изменения состояния КА, проявляющиеся в ФКБ, регистрируемых в определенных спектральных диапазонах, или проявляющиеся различным образом в ФКБ, регистрируемых в различных спектральных диапазонах. На рис. 1 приведены примеры типовых ФКБ в виде зависимостей блеска КА M в звездных величинах от времени t, иллюстрирующие проявление в ФКБ изменения состояния КА: интегральная ФКБ с характерными пе-

риодическими изменениями блеска КА (рис. 1,*а*), свидетельствующими о нарушении стабилизации КА и его вращении относительно центра масс, и ФКБ, зарегистрированные в трех спектральных диапазонах *BVR*, с характерными изменениями уровня блеска КА на анализируемом временном интервале (рис. 1,*б*), соответствующими событийному фрагменту изменения состояния КА – развороту внешнего элемента конструкции.



а)



б)

Рис. 1. Типовые фотометрические кривые блеска, иллюстрирующие проявление динамических (а) и спектральных (б) признаков состояния космического аппарата

Обнаружение и распознавание «видимых» нештатных ситуаций на борту КА по данным наблюдения наземными ОЭС может рассматриваться как техническое диагностирование КА. В общем случае признаком технического состояния объекта диагностирования является совокупность результатов оценки его параметров, позволяющих сделать вывод о виде его технического состояния [11]. В результате технического диагностирования определяется техническое состояние КА, а при наличии нештатных ситуаций обнаруживаются признаки неисправностей и причин отказов. Достоверность технического диагностирования КА отражает степень обоснованности решений об его техническом состоянии и определяет уровень доверия к полученным результатам диагностирования.

Случайный характер возникновения неисправностей и ошибок при техническом диагностировании приводит к тому, что основными показателями достоверности диагностирования технического состояния любых объектов являются вероятностные показатели [12]. Задачам диагностирования технического состояния КА в процессе летной эксплуатации, в том числе при возникновении нештатных ситуаций, в наибольшей степени соответствуют апостериор-

ные вероятностные показатели, характеризующие вероятность того, что в результате технического диагностирования вид технического состояния КА определен правильно и соответствует его действительному техническому состоянию.

Применительно к рассматриваемой задаче оценки состояния КА при возникновении нештатных ситуаций по данным оптических наблюдений использование вероятностных показателей обусловлено, с одной стороны, случайным характером возникновения нештатных ситуаций на борту КА и возможностью обнаружения и распознавания по данным оптических наблюдений только «видимых» нештатных ситуаций, которые проявляются в данных оптических наблюдений КА, регистрируемых наземными ОЭС, а с другой стороны, возможностью ошибок и неверных решений о нештатной ситуации на борту КА по результатам обработки данных наблюдений.

Достоверность распознавания нештатных ситуаций на борту КА по данным дистанционных наблюдений характеризуется вероятностями обнаружения и распознавания нештатной ситуации. Под распознаванием нештатной ситуации понимается определение ее типа (идентификация) и вызвавших ее причин. Обработка ФКБ осуществляется в автоматизированном режиме. С учетом использования баз данных и моделей КА при автоматизированной обработке данных наблюдений распознавание нештатных ситуаций сводится к их многоальтернативному обнаружению, которое может дать правильное или ошибочное решение. В этом случае вероятность распознавания соответствует правильному обнаружению нештатной ситуации, а вероятность обнаружения учитывает как правильное, так и ложное обнаружение нештатной ситуации.

Общий подход к анализу достоверности распознавания нештатной ситуации на борту КА по данным дистанционных наблюдений основан на составлении обобщенных логических схем обнаружения и распознавания нештатной ситуации по результатам обработки данных наблюдений КА. Будем полагать, что анализируемые данные оптических наблюдений КА имеют n информативных признаков, позволяющих определить «видимые» нештатные ситуации. Логическая схема обнаружения и распознавания нештатной ситуации по результатам обработки данных наблюдений должна учитывать взаимосвязь вероятностей возникновения «видимых» нештатных ситуаций, вероятностей их обнаружения (правильного и ложного) и необнаружения (пропуска) по всем информативным признакам рассматриваемого вида оптической информации и результирующих вероятностей принятия решений о нештатной ситуации.

При принятых допущениях и независимом проявлении информативных признаков данных оптических наблюдений общие выражения для вероятностей обнаружения $P_{\text{обн}}$ и распознавания $P_{\text{расп}}$ нештатной ситуации имеют следующий вид:

$$P_{\text{обн}} = \sum_{i=1}^{n} P_i P_{\text{О}i} + \left(1 - \sum_{i=1}^{n} P_i\right) \sum_{i=1}^{n} P_{\text{Л}i}, \tag{1}$$

где P_i – вероятность возникновения «видимой» нештатной ситуации, проявляющейся в i-м информативном признаке;

$P_{\text{О}i}$ – вероятность правильного обнаружения нештатной ситуации по i-му информативному признаку;

$P_{\text{Л}i}$ – вероятность ложного обнаружения нештатной ситуации по i-му информативному признаку;

$$P_{\text{расп}} = \sum_{i=1}^{n} P_i P_{\text{О}i}. \tag{2}$$

Выражение (1) определяет вероятность как правильного, так и ложного обнаружения нештатной ситуации. Выражение (2) определяет вероятность правильного обнаружения нештатной ситуации, соответствующую при многоальтернативном обнаружении вероятности ее распознавания. В случае взаимной зависимости учитываемых информативных признаков

выражения (1) и (2) для $P_{\text{обн}}$ и $P_{\text{расп}}$ усложняются и должны учитывать коэффициенты корреляции информативных признаков.

При анализе достоверности распознавания состояния КА по данным наблюдений дополнительно может быть использован вероятностный показатель достоверности распознавания D, отражающий степень объективности результатов распознавания нештатной ситуации и представляющий собой безусловную вероятность правильного обнаружения нештатной ситуации, нормированную к результирующей вероятности ее обнаружения с учетом возможных ошибочных решений:

$$D = \frac{P_{\text{расп}}}{P_{\text{обн}}} \cdot \tag{3}$$

Аналогичный показатель достоверности используется при оценке технического состояния объектов при техническом диагностировании [13].

ДОСТОВЕРНОСТЬ РАСПОЗНАВАНИЯ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО ФОТОМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Основными этапами обработки зарегистрированных ФКБ (интегральных или в спектральных диапазонах) являются этапы их стандартной и корреляционной обработки, на которых анализируются характеристики и признаки технического состояния КА, проявляющиеся в характерных изменениях блеска КА [14]. Сравнение данных наблюдений с эталонными осуществляется в процессе спектрального анализа и корреляционной обработки зарегистрированных ФКБ, а при их регистрации в нескольких спектральных диапазонах – в процессе многомерной корреляционной обработки зарегистрированного спектрофотометрического портрета. Решение по результатам обработки данных наблюдения КА принимается по результатам каждого из этапов независимо, поскольку на них анализируются независимые признаки технического состояния КА и выявляются различные типы нештатных ситуаций.

Особенности анализа достоверности распознавания нештатных ситуаций на борту КА по фотометрической информации обусловлены характером используемых информативных признаков оценки состояния КА и алгоритмов обработки данных наблюдения. При анализе ФКБ используются $n = 2$ независимых информативных признака: периодичность изменения ФКБ и наличие в ФКБ событийных фрагментов изменения состояния КА. Первый из указанных признаков анализируется на этапе стандартной обработки фотометрической информации, второй из указанных признаков анализируется на этапе корреляционной обработки фотометрической информации. На рис. 2 приведена обобщенная схема обнаружения нештатной ситуации на борту КА по результатам обработки ФКБ. Приведенная схема принятия решений по результатам обработки ФКБ с двумя симметричными ветвями анализа отражает независимость результатов стандартной и корреляционной обработки фотометрической информации.

На этапе стандартной обработки обнаруживаются проявления нештатной ситуации в периодичности изменения ФКБ. Априорная вероятность такой нештатной ситуации P_1. На этапе корреляционной обработки выявляются проявления нештатной ситуации в событийных фрагментах ФКБ. Априорная вероятность такой нештатной ситуации P_2. С вероятностью $1–P_1–P_2$ нештатные ситуации рассматриваемых типов в ФКБ не проявляются. В случае проявления в ФКБ рассматриваемых типов нештатных ситуаций они обнаруживаются с вероятностями $P_{\text{О1}}$ и $P_{\text{О2}}$ или не обнаруживаются с вероятностями $1–P_{\text{О1}}$ и $1–P_{\text{О2}}$. Если нештатные ситуации не проявляются в ФКБ, то они могут быть ошибочно обнаружены по результатам обработки с вероятностями $P_{\text{Л1}}$ и $P_{\text{Л2}}$, а правильное решение об отсутствии нештатных ситуаций рассматриваемых типов будет принято с вероятностью $1–P_{\text{Л1}}–P_{\text{Л2}}$.

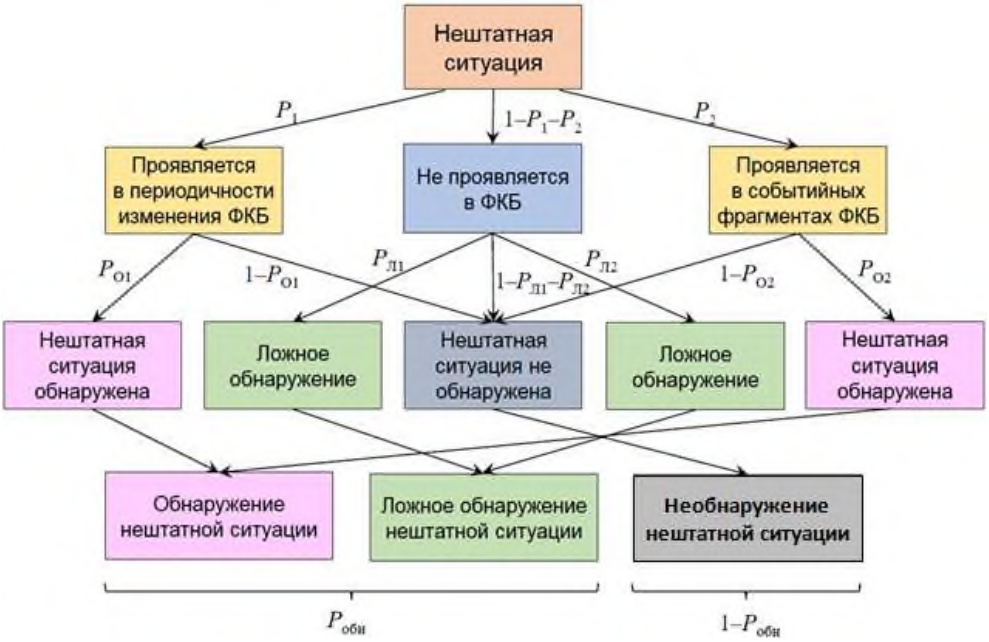


Рис. 2. Обобщенная схема обнаружения нештатной ситуации на борту космическогоаппарата по результатам обработки фотометрических кривых блеска

При анализе достоверности обнаружения нештатной ситуации на борту КА предполагается, что она уже возникла и задача состоит в том, чтобы ее правильно обнаружить. Тогда в результате обработки фотометрической информации возможны три исхода: правильное обнаружение нештатной ситуации, ложное обнаружение нештатной ситуации и необнаружение нештатной ситуации. При этом на вероятности P_1, P_2 и $P_{Л1}$, $P_{Л2}$ накладываются ограничения $P_1+P_2\leq 1$ и $P_{Л1}+P_{Л2}\leq 1$, поскольку на этапах стандартной и корреляционной обработки выявляются различные типы нештатных ситуаций.

При введенных обозначениях выражение (1) для вероятности обнаружения нештатной ситуации приводится к виду

$$P_{обн} = P_1P_{О1}+P_2P_{О2}+(1-P_1-P_2)(P_{Л1}+P_{Л2}), \quad (4)$$

а выражение (2) для вероятности распознавания нештатной ситуации приводится к виду

$$P_{расп} = P_1P_{О1}+P_2P_{О2}. \quad (5)$$

В выражении (4) первые два слагаемых определяют вероятность правильного обнаружения нештатной ситуации, а третье слагаемое определяет вероятность ложного обнаружения нештатной ситуации. Выражение (5) определяет вероятность распознавания нештатной ситуации как вероятность ее правильного обнаружения.

Вероятностный показатель достоверности распознавания нештатной ситуации, определяемый выражением (3), при введенных обозначениях приводится к виду

$$D = \frac{P_1P_{О1} + P_2P_{О2}}{P_1P_{О1} + P_2P_{О2} + (1-P_1-P_2)(P_{Л1}+P_{Л2})}. \quad (6)$$

При безошибочном обнаружении имеющих место нештатных ситуаций и отсутствии ложных обнаружений невыявленных нештатных ситуаций выполняются следующие условия: $P_{О1} = P_{О2} = 1$, $P_{Л1} = P_{Л2} = 0$, $P_{обн} = P_{расп} = P_1+P_2$, $D = 1$.

На рис. 3 приведены примеры расчетных зависимостей вероятности обнаружения $P_{обн}$ (рис. 3,*а*), вероятности распознавания $P_{расп}$ (рис. 3,*б*) и вероятностного показателя достоверности распознавания D (рис. 3,*в*) нештатной ситуации от вероятности ее обнаружения по

ФКБ $P_О = P_{О1} = P_{О2}$, рассчитанные в соответствии с выражениями (5)–(7), при различных значениях априорных вероятностей нештатных ситуаций P_1 и P_2 и вероятностей их ложного обнаружения $P_{Л1}$ и $P_{Л2}$. Полагалось $P = P_1 = P_2$, $P_Л = P_{Л1} = P_{Л2}$.

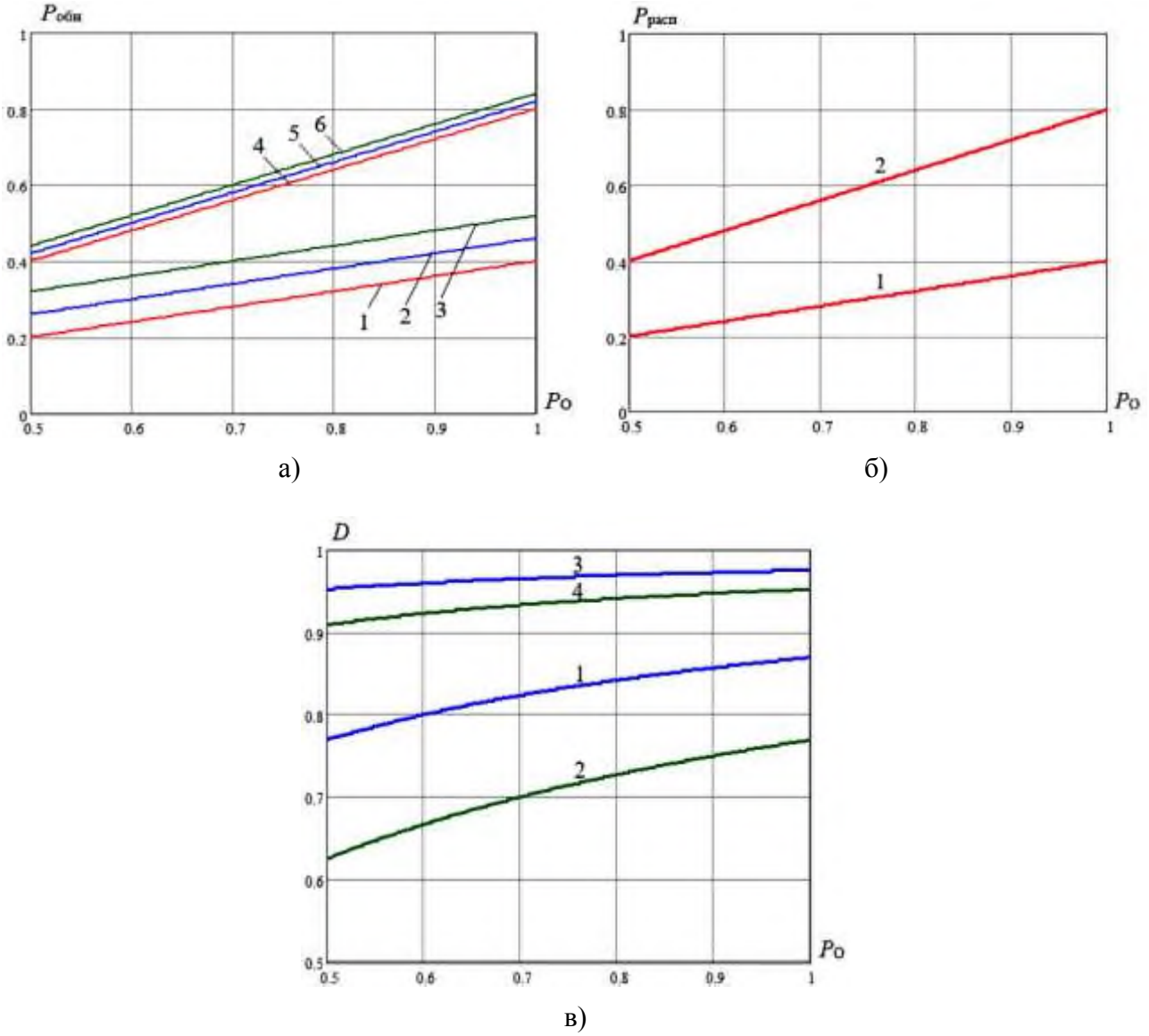


Рис. 3. Зависимости вероятностей обнаружения и распознавания и показателя достоверности распознавания нештатной ситуации от вероятности ее обнаружения по фотометрическим кривым блеска

На рис. 3,*а* кривые 1–3 соответствуют $P = 0{,}2$, кривые 4–6 – $P = 0{,}4$, кривые 1 и 4 соответствуют $P_Л = 0$, кривые 2 и 5 – $P_Л = 0{,}05$, кривые 3 и 6 – $P_Л = 0{,}1$. На рис. 3,*б* кривая 1 соответствует $P = 0{,}2$, кривая 2 – $P = 0{,}4$. От вероятности $P_Л$ вероятность распознавания нештатной ситуации $P_{расп}$ не зависит. На рис. 3,*в* кривые 1 и 2 соответствуют $P = 0{,}2$, кривые 3 и 4 – $P = 0{,}4$. Кривые 1 и 3 соответствуют $P_Л = 0{,}05$, а кривые 2 и 4 – $P_Л = 0{,}1$.

С увеличением вероятности $P_О$ вероятность распознавания нештатной ситуации $P_{расп}$ повышается и стремится к величине суммы априорных вероятностей нештатных ситуаций $P_{расп} = P_1 + P_2$. Вероятность обнаружения нештатной ситуации $P_{обн}$ также повышается с ростом вероятности $P_О$ и дополнительно возрастает с увеличением вероятности $P_Л$ за счет ложных обнаружений отсутствующих нештатных ситуаций. Зависимости $P_{расп}$ от $P_О$ совпадают с

зависимостями $P_{обн}$ от $P_О$ при $P_Л = 0$. С увеличением вероятностей P и $P_О$ показатель достоверности D стремится к значению $D = 1$, что соответствует достоверному распознаванию имеющих место нештатных ситуаций. При $P_Л = 0$ независимо от величины P выполняется $D = 1$. С увеличением величины $P_Л$ показатель достоверности D уменьшается вследствие ложных обнаружений нештатных ситуаций, при этом влияние величины $P_Л$ на показатель достоверности D тем сильнее, чем меньше величина P. Во всех случаях достоверность распознавания нештатных ситуаций тем выше, чем больше априорная вероятность «видимых» нештатных ситуаций и вероятность их обнаружения и чем меньше вероятность ложного обнаружения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Опыт решения задач управления КА показывает, что нештатные ситуации на их борту могут возникать сравнительно редко, но цена правильного и своевременного принятия решения по управлению КА в нештатных ситуациях оказывается чрезвычайно высокой, вплоть до потери управления и невозможности применения КА по целевому назначению. При возникновении нештатных ситуаций, сопровождающихся прекращением радиосвязи и информационного обмена с КА, данные дистанционного наблюдения наземными ОЭС являются единственным источником информации о состоянии КА и позволяют распознавать нештатные ситуации, имеющие «видимые» проявления.

Рассмотренный подход к анализу достоверности распознавания нештатной ситуации ориентирован на оценку технического состояния КА при возникновении нештатных ситуаций по некоординатной оптической информации. При дистанционном наблюдении КА наземными ОЭС низкого разрешения наиболее широкие возможности оценки технического состояния КА при возникновении нештатных ситуаций связаны с регистрацией и обработкой спектрофотометрических портретов КА – совокупности ФКБ, зарегистрированных в различных спектральных диапазонах. В этом случае, кроме традиционных динамических информативных признаков, характеризующих движение КА относительно центра масс, появляется возможность использования спектральных информативных признаков, характеризующих материалы поверхности КА, изменения состояния его конструкции и внешних элементов.

Список использованных источников

1. *Свиридов К. Н.* Оптическая локация космического мусора. – М. : Знание, 2006. – 488 с.

2. *Муртазов А. К.* Мониторинг загрязнений околоземного космического пространства оптическими средствами. – Рязань : РГУ, 2010. – 248 с.

3. *Васильев В. П.* Современное состояние высокоточной лазерной дальнометрии // Успехи физических наук. – 2018. – Т. 188, № 7. – С. 790–797.

4. *Ипатов А. В., Ведешин Л. А.* Дистанционные, оптические и радиолокационные наблюдения за космическим пространством // Труды ИПА РАН. – 2022. – Вып. 62. – С. 10–14.

5. *Соловьев С. В.* Нештатные ситуации в космической технике и принципы их парирования // Современная наука: актуальные проблемы теории и практики. Сер. : Естественные и технические науки. – 2021. – № 2. – С. 97–103.

6. *Мальцев Г. Н., Калюта А. Н., Логунов С. В.* Обработка некоординатной информации о космических аппаратах для оценки их состояния по данным дистанционных наблюдений наземными оптико-электронными системами // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 698. – С. 92–98.

7. *Ладыгин А. И.* Анализ сигнатур. Теория и практика радиолокационного распознавания космических объектов. Космические трагедии глазами аналитиков сигнатур. – М. : Университетская книга, 2008. – 256 с.

8. *Миронов А. В.* Основы астрофотометрии. Практические основы фотометрии и спектрофотометрии звезд. – М. : Физматлит, 2008. – 260 с.

9. *Благодыренко Е. В., Коробченко И. П.* Наблюдение космических объектов наземными оптико-электронными системами с регистрацией спектрофотометрической информации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 62–68.

10. *Логунов С. В.* Расширение фотометрического портрета геостационарного искусственного космического объекта на основе спектрофотометрической информации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 694. – С. 83–92.

11. *Малкин В. С.* Техническая диагностика. – СПб. : Лань, 2015. – 272 с.

12. *Алексеев А. А., Кораблев Ю. А., Шестопалов М. Ю.* Идентификация и диагностика систем : учебник для студ. высш. учеб. заведений. – М. : Изд. центр «Академия», 2009. – 352 с.

13. *Мальцев Г. Н., Якимов В. Л.* Достоверность многоэтапного контроля технического состояния объектов испытаний // Информационно-управляющие системы. – 2018. – № 1 (92). – С. 49–57. – DOI : 10.15217/issnl684-8853.2018.1.49.

14. *Нестечук А. Н., Крупский К. А., Хлебников С. Г.* Методика классификации состояния космического объекта по результатам оптических измерений с использованием методов машинного обучения // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2022. – № 9-10 (171-172). – С. 43–49. – DOI : 10.53816/23061456_2022_9-10_43.

А. Н. Калюта[1],
кандидат технических наук;
С. В. Логунов[2],
кандидат технических наук;
Г. Н. Мальцев[3],
доктор технических наук, профессор
[1] 15 армия Воздушно-космических сил особого назначения.
[2] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

ОБРАБОТКА НЕКООРДИНАТНОЙ ИНФОРМАЦИИ О КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ ДЛЯ ОЦЕНКИ ИХ СОСТОЯНИЯ ПО ДАННЫМ ДИСТАНЦИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ НАЗЕМНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ

Наземные оптико-электронные системы позволяют получать координатную и некоординатную информацию о космических объектах при их дистанционном наблюдении. К некоординатной информации о космических объектах относятся их фотометрические кривые блеска и детальные изображения. Рассмотрено содержание обработки фотометрических кривых блеска и детальных изображений космических аппаратов при оценке их состояния по данным дистанционных наблюдений наземными оптико-электронными системами. Предполагается использование автоматизированной корреляционной обработки фотометрических кривых блеска и визуального дешифрирования детальных изображений. Выделены основные этапы обработки данных наблюдения и дается характеристика используемого при этом специального программного обеспечения.

Ключевые слова: наблюдение космических аппаратов, наземные оптико-электронные системы, некоординатная информация, фотометрические кривые блеска, детальные изображения.

Наземные оптико-электронные системы (ОЭС) в настоящее время являются основным типом информационных средств дистанционного наблюдения за космическими аппаратами (КА) и другими техногенными космическими объектами (КО) [1–3]. Они обеспечивают поиск, обнаружение и сопровождение КО, получение координатной и некоординатной информации о КО с целью контроля их технического состояния и оценки обстановки в околоземном космическом пространстве. Отечественный и зарубежный опыт [4–6] достаточно убедительно показывает необходимость использования при решении прикладных задач космической деятельности всех видов координатной и некоординатной информации о КО, при этом наиболее информативной при дистанционном наблюдении КО является некоординатная информация в виде фотометрических кривых блеска и детальных оптических изображений. При наблюдении КА они позволяют оценить состояние неизвестных КА, а также известных КА при возникновении на борту нештатных ситуаций, когда получение информации о состоянии КА другими способами невозможно [7–10].

При проведении дистанционных наблюдений КА наземными ОЭС учитывается то обстоятельство, при котором изменения режимов функционирования и технического состояния бортовых систем КА могут иметь событийные признаки (внешние проявления) в состоянии конструкции КА и его внешних элементов, что позволяет их идентифицировать по результатам сравнения данных наблюдения с эталонными данными. С учетом возможности распознавания по данным дистанционного наблюдения состояния функционирования КА могут быть подразделены на «видимые» и «невидимые». Для практической реализации возможностей оценки «видимого» состояния КА по данным дистанционных наблюдений необходима, с одной стороны, реализация в наземных ОЭС режимов получения некоординатной информации о наблюдаемых КА, с другой стороны, разработка алгоритмов обработки некоординатной информации о КА для оценки их состояния по данным дистанционных наблюдений.

Основными достоинствами наземных ОЭС при проведении дистанционных наблюдений КО являются: возможность работы ОЭС в пассивном режиме наблюдения КО при естественной солнечной подсветке, высокая точность измерения угловых координат КО при высокой пропускной способности ОЭС для мгновенной зоны обзора и возможность получения координатной и некоординатной оптической информации о КО. Основными видами некоординатной информации о КО, получаемой наземными ОЭС, являются сигнатуры и детальные изображения КА. Под сигнатурой здесь поднимется в общем случае многомерная зависимость от времени отраженного (фотометрические кривые блеска) или собственного излучения КО, регистрируемая при прохождении КО в угловом поле наземной ОЭС при его наблюдении. Под детальными изображениями понимаются изображения с линейным разрешением до десятков сантиметров наблюдаемого КО.

В работах [11, 12] рассмотрены основные задачи и режимы наблюдения КО наземными ОЭС. Получение некоординатной информации о КА осуществляется в режимах планового и оперативного наблюдения заданных КО. Для получения фотометрических кривых блеска КО могут быть использованы наземные ОЭС низкого разрешения с малыми телескопами диаметром до десятка сантиметров. В существующих ОЭС реализуется регистрация интегральных фотометрических кривых блеска, при этом модернизация таких ОЭС без замены используемого в них телескопа и изменения пространственного разрешения позволяет реализовать в них регистрацию фотометрических кривых блеска в различных спектральных диапазонах – спектрофотометрической информации [13]. Повышение информативности данных наблюдения при этом обеспечивается за счет спектрального разрешения ОЭС. Для получения детальных изображений КО необходимо использование наземных ОЭС высокого разрешения со средними и крупными телескопами диаметром до единиц метров. Высокая информативность наблюдений обеспечивается пространственным разрешением ОЭС. Обязательным условием при этом является преодоление атмосферного предела углового разрешения наземных ОЭС за счет коррекции атмосферных искажений принимаемого оптического поля с помощью адаптивных оптических систем [14].

Фотометрическая (спектрофотометрическая) информация является наиболее доступной некоординатной информацией о КО, поскольку может быть получена наземными ОЭС низкого разрешения. Блеск КО есть характеристика отражательных свойств его поверхности. Кривая блеска представляет собой сигнатуру, которая характеризует изменение отраженной и рассеянной энергии излучения солнечной подсветки поверхностью КО в течение временного интервала наблюдения. Информативными признаками фотометрических кривых блеска являются параметры, характеризующие их изменение во времени [2, 7]. Обработка фотометрических кривых блеска осуществляется в автоматизированном режиме.

При проведении наблюдений КА обработка фотометрических кривых блеска включает три основных этапа:

1) предварительную обработку – приведение зарегистрированных фотометрических кривых блеска к стандартным условиям наблюдения;

2) стандартную обработку – анализ параметров, зарегистрированных фотометрических кривых блеска;

3) корреляционную обработку – сравнение зарегистрированных фотометрических кривых блеска с эталонными фотометрическими кривыми блеска.

Основными операциями предварительной обработки фотометрических кривых блеска являются коррекция влияния атмосферного поглощения и изменения дальности до КА на интервале времени его наблюдения, калибровка и нормализация уровня, сглаживание и фильтрация. Перечисленные операции обеспечивают приведение исходной фотометрической информации к стандартным условиям наблюдения. Благодаря этому наблюдаемый КА рассматривается в заданных условиях наблюдения, а эффективная площадь рассеяния КА приводится к заданному значению. При таком подходе анализ принимаемого потока оптического излучения от наблюдаемого КА можно проводить независимо от внешних условий и

дальности наблюдения и осуществлять сравнение зарегистрированных фотометрических кривых блеска с эталонными фотометрическими кривыми блеска. Дополнительной операцией предварительной обработки фотометрических кривых блеска является их сегментация и выделение для анализа отдельных наиболее информативных фрагментов. Этап предварительной обработки исходной фотометрической информации обеспечивает ее подготовку к анализу на последующих этапах, на которых непосредственно осуществляется выделение и анализ информативных признаков фотометрических кривых блеска наблюдаемого КА.

Этап стандартной обработки зарегистрированных фотометрических кривых блеска в общем случае включает получение информации о геометрических и вращательных характеристиках наблюдаемого КА, а также об индивидуальных особенностях его формы и конструкции. Средний уровень блеска КА характеризует его эффективную площадь рассеяния и габаритные размеры. Блики (резкие увеличения блеска) в процессе изменения ориентации КА свидетельствуют о наличии участков поверхности КА с зеркальным отражением, периодические изменения блеска КА характеризуют движение КА относительно центра масс. Поэтому основным содержанием этапа стандартной обработки зарегистрированных фотометрических кривых блеска КА является выявление и анализ периодичности изменения функции блеска, наблюдаемого КА. Для оценки периода изменения функции блеска КА используются различные методы анализа спектрального состава фотометрических кривых блеска на временном интервале анализа, реализованные в специальном программном обеспечении сигнатурного анализа.

Этап корреляционной обработки зарегистрированных фотометрических кривых блеска включает их сравнение с эталонными, хранящимися в базе данных расчетных и экспериментальных фотометрических кривых блеска КА. Такое сравнение позволяет косвенно оценить состояние конструкции КА и его внешних элементов, отражательные характеристики КА и их изменение во времени. Для этого в базе данных хранится множество эталонных интегральных и спектрофотометрических кривых блеска, соответствующих различным ракурсам наблюдения КА и спектральным диапазонам. Наиболее широкие возможности оценки состояния КА по сигнатурам открываются при переходе от регистрации кривых интегрального блеска КА к регистрации спектрофотометрической информации – кривых блеска КА в нескольких спектральных диапазонах.

Сравнение по форме зарегистрированных в различных спектральных диапазонах фотометрических кривых блеска КА с эталонными позволяет оценить состояние конструкции КА, внешних элементов и материалов поверхности, а в отдельных случаях – событийных признаков изменения состояния КА. При решении задачи корреляционной обработки фотометрических кривых блеска КА используется специальное программное обеспечение многомерного корреляционного анализа.

На рис. 1 показаны основные этапы алгоритма обработки фотометрической информации, полученной наземными ОЭС при дистанционном наблюдении КА при возникновении на борту нештатной ситуации. Обработка данных наблюдения КА включает:

1) анализ имеющейся информации о нештатной ситуации на борту КА;

2) анализ условий наблюдения КА и полетной ситуации, в которых наземными ОЭС получена анализируемая фотометрическая информация о КА;

3) стандартная обработка фотометрических кривых блеска и анализ геометрических и вращательных характеристик наблюдаемого КА;

4) корреляционную обработку фотометрических кривых блеска и анализ отражательных характеристик КА и признаков изменения состояния функционально-конструктивных элементов КА;

5) обобщение результатов стандартной и корреляционной обработки фотометрических кривых блеска;

6) принятие решения по результатам обработки данных наблюдения КА.

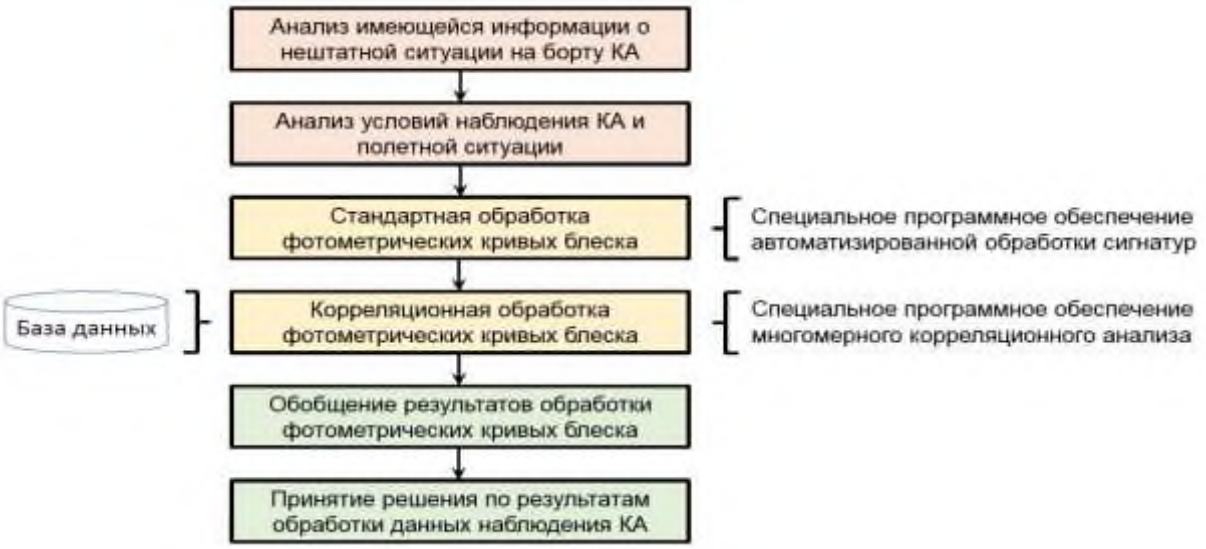


Рис. 1. Основные этапы алгоритма обработки фотометрической информации

На этапах стандартной и корреляционной обработки фотометрических кривых блеска используется специальное программное обеспечение автоматизированной обработки сигнатур. На этапе корреляционной обработки используется специальное программное обеспечение многомерного корреляционного анализа и база данных эталонных фотометрических кривых блеска КА (интегрального или в спектральных диапазонах). Поскольку на этапах стандартной и корреляционной обработки фотометрических кривых блеска анализируются различные характеристики и признаки состояния КА, решение по результатам обработки данных наблюдения в общем случае принимается по результатам каждого из этапов независимо.

Под детальными изображениями КА понимаются изображения с линейным разрешением в несколько десятков сантиметров. Детальные изображения – это наиболее информативный вид данных наблюдения КА. Информативными признаками детальных изображений являются геометрические и топологические признаки наблюдаемых объектов [3, 16]. Они максимально устойчивы при распознавании техногенных объектов, в том числе космической техники. Оптические изображения КА содержат информацию о геометрической форме, размерах, конструктивных особенностях и отражательных свойствах материалов внешних покрытий КА в оптическом диапазоне длин волн. Основным методом обработки изображений в системах дистанционного наблюдения является визуальное дешифрирование, выполняемое операторами-дешифровщиками.

При проведении наблюдений КА обработка детальных изображений включает три основных этапа:

1) предварительную обработку – подготовку зарегистрированного изображения к визуальному дешифрированию;

2) визуальное дешифрирование с анализом геометрических и топологических признаков наблюдаемого объекта в целом – параметров его конструкции;

3) визуальное дешифрирование с анализом геометрических и топологических признаков элементов наблюдаемого объекта – параметров его внешних элементов.

Этап предварительной обработки изображений КА, зарегистрированных наземными ОЭС, выполняется непосредственно перед их визуальным дешифрированием оператором-дешифровщиком. Выполняемые операции предварительной обработки изображений направлены на представление анализируемых изображений в виде, наиболее удобном для визуального восприятия, в ряде случаев выбор этих методов субъективен и связан как с характером решаемых задач анализа изображений, так и с индивидуальными особенностями оператора-дешифровщика. Операции предварительной обработки и преобразования оптиче-

ских изображений направлены на улучшение визуального качества изображений для их последующего анализа (дешифрирования). Субъективный характер визуального качества изображений и процесса визуального дешифрирования изображений в целом и необходимость учета индивидуальных особенностей оператора-дешифровщика требуют выполнения операций предварительной обработки изображений непосредственно перед их визуальным дешифрированием. Поэтому этап предварительной обработки изображений, как и последующие этапы их визуального дешифрирования, выполняется оператором-дешифровщиком, который использует специальное программное обеспечение обработки изображений.

В процессе визуального дешифрирования оператор-дешифровщик решает задачи обнаружения, распознавания и определения характеристик наблюдаемых объектов (в рассматриваемом случае – КА) по их изображениям. Благодаря возможности параллельного восприятия нескольких участков изображения или фокусировки внимания на отдельный участок и анализа нескольких признаков наблюдаемого объекта, в том числе косвенных, наблюдаемые объекты классифицируются при визуальном дешифрировании по их сущности, а не по формальному признаку как при автоматизированной обработке. Визуальное распознавание объектов базируется на знании их дешифровочных признаков, поэтому необходимы специальная подготовка операторов-дешифровщиков и их знания в предметной области, в частности, в области распознавания КА [17]. За счет своих интеллектуальных возможностей подготовленный оператор-дешифровщик в процессе анализа изображений одновременно выполняет ряд функций, к которым относятся: сенсорные – прием информации; интеллектуальные – восприятие информации, оценка и переработка информации; организационные – принятие решения и его реализация

При визуальном дешифрировании изображений КА этапы анализа геометрических и топологических признаков КА в целом и его внешних элементов в реальных условиях взаимосвязаны и могут тесно переплетаться. Выделение этих этапов обусловлено принципом выполнения дешифрирования от общего к частному и логикой анализа технического и функционального состояния наблюдаемых КА. Сначала анализируется техническое состояние КА в целом, прежде всего параметры конструкции КА и ее целостность. Характерный размер анализируемых элементов составляет от десятков сантиметров до единиц метров. Далее анализируются техническое состояние и положение внешних элементов КА. Характерный размер анализируемых элементов при этом составляет от единиц до десятков сантиметров. В процессе визуального дешифрирования оператор-дешифровщик может использовать программные средства преобразования изображений (масштабирование, сегментацию, квантование, фильтрацию) для выделения необходимой и удаления излишней информации на изображении, а также пользоваться эталонными изображениями наблюдаемых объектов, что соответствует так называемому эталонному дешифрированию [18]. Наличие эталонных изображений даже с отличающимся ракурсом объективно расширяет возможности распознавания объектов по зарегистрированным изображениям.

На рис. 2 показаны основные этапы алгоритма обработки изображений, полученных наземными ОЭС при дистанционном наблюдении КА при возникновении на борту нештатной ситуации. Обработка данных наблюдения КА включает:

1) анализ имеющейся информации о нештатной ситуации на борту КА;
2) анализ условий наблюдения КА и полетной ситуации, в которых наземными ОЭС получены анализируемые изображения КА;
3) предварительную обработку изображений КА для их представления в виде, наиболее удобном для визуального восприятия;
4) визуальное дешифрирование изображений КА с анализом геометрических и топологических признаков КА в целом и его внешних элементов;
5) обобщение результатов визуального дешифрирования изображений КА;
6) принятие решения по результатам обработки данных наблюдения КА.

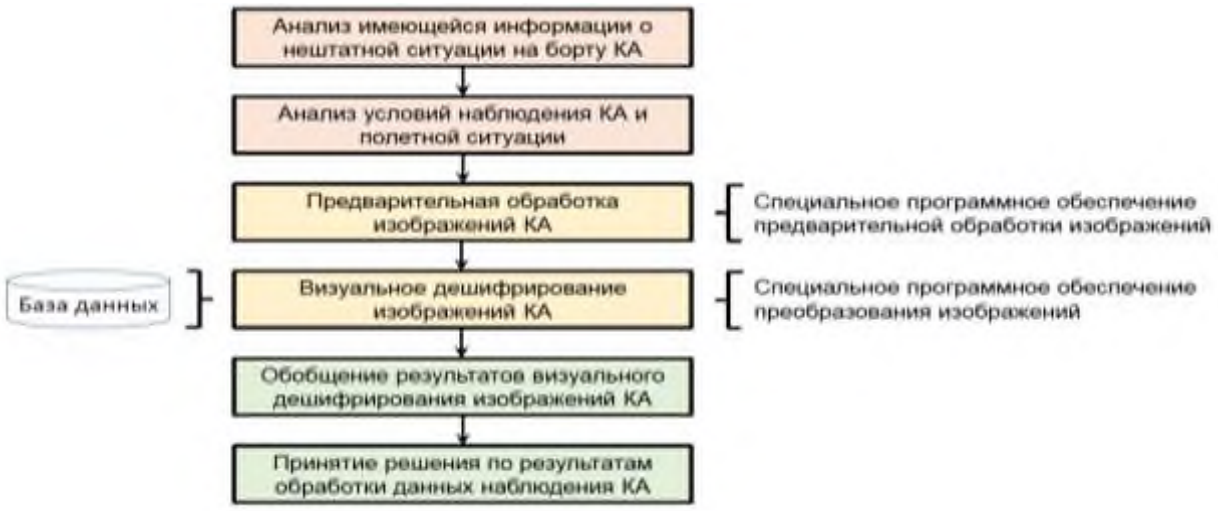


Рис. 2. Основные этапы алгоритма обработки детальных изображений

На этапе предварительной обработки изображения КА представляются в виде, удобном для визуального восприятия. Для этого используется специальное программное обеспечение предварительной обработки изображений. На этапах визуального дешифрирования изображений КА с анализом геометрических и топологических признаков КА в целом и его внешних элементов оператор-дешифровщик использует специальное программное обеспечение преобразования изображений и базу данных эталонных изображений КА и их внешних элементов. Поскольку на этапах визуального дешифрирования изображений КА с анализом параметров конструкции и внешних элементов анализируются взаимосвязанные геометрические и топологические признаки КА и связанные с ними признаки его технического состояния, то решение по результатам обработки данных наблюдения КА принимается совместно по результатам обоих этапов обработки.

Ключевыми операциями рассмотренных операций обработки данных дистанционных наблюдений КА являются многомерный корреляционный анализ фотометрических кривых блеска и эталонное дешифрирование детальных изображений наблюдаемых КА. По результатам анализа фотометрических кривых блеска и детальных изображений КА с использованием специального программного обеспечения и интегрированной базы данных распознаются технические и функциональные состояния КА, имеющие «видимые» проявления. Это позволяет оценивать возможные причины возникновения на борту КА нештатных ситуаций и принимать эффективные меры по их устранению.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Дистанционное наблюдение КА наземными ОЭС позволяет по полученной некоординатной информации – фотометрическим кривым блеска и детальным изображениям – распознавать технические и функциональные состояния КА, имеющие «видимые» проявления, в тех случаях, когда получение информации о состоянии КА другими способами невозможно. Опыт решения задач управления КА показывает, что нештатные ситуации на борту КА могут возникать сравнительно редко, но цена правильного принятия решения по управлению КА при этом оказывается чрезвычайно высокой. В этих условиях использование данных дистанционного наблюдения КА выступает в качестве информационной поддержки принятия решений в Центре управления полетом и для обработки данных наблюдения необходимо формирование баз данных с эталонными сигнатурами изображениями КА.

Список использованных источников

1. *Свиридов К. Н.* Оптическая локация космического мусора. – М. : Знание, 2006. – 488 с.

2. *Миронов А. В.* Основы астрофотометрии. Практические основы фотометрии и спектрофотометрии звезд. – М. : Физматлит, 2008. – 260 с.

3. *Муртазов А. К.* Мониторинг загрязнений околоземного космического пространства оптическими средствами. – Рязань : РГУ, 2010. – 248 с.

4. *Вениаминов С. С., Червонов А. М.* Космический мусор – угроза человечеству. – М. : Изд-во ИКИ РАН, 2012. – 192 с.

5. *Дятлов В.* Основные направления развития наземных оптоэлектронных средств контроля космического пространства США // Зарубежное военное обозрение. – 2006. – № 1. – С. 50–55; № 2. – С. 30–35.

6. *Калюта А. Н.* Глобальный мониторинг космической обстановки – важнейшее направление обеспечения военной безопасности Российской Федерации в воздушно-космической сфере // Военная мысль. – 2017. – № 9. – С. 5–11.

7. *Ладыгин А. И.* Анализ сигнатур. Теория и практика радиолокационного распознавания космических объектов. Космические трагедии глазами аналитиков сигнатур. – М. : Университетская книга, 2008. – 256 с.

8. Мониторинг аварийных ситуаций ИСЗ на основе измерений и прогноза изображений адаптивной оптики и фотометрических сигналов / В. П. Алешин [и др.] // Вестник СибГАУ. – 2011. – № 6. – С. 159–165.

9. *Жуков А. О., Логунов С. В.* Способ определения конструктивных особенностей космических объектов по спектральным характеристикам // Нелинейный мир. – 2013. – № 8. – С. 554–558.

10. Методический подход к решению задачи классификации состояния космических объектов по данным наблюдений измерительными средствами / К. А. Крупский [и др.] // Вопросы радиоэлектроники. Сер. : Техника телевидения. – 2020. – № 1. – С. 55–62.

11. *Ипатов А. В., Ведешин Л. А.* Дистанционные, оптические и радиолокационные наблюдения за космическим пространством // Труды ИПА РАН. – 2022. – Вып. 62. – С. 10–14.

12. *Мальцев Г. Н., Нахов С. А.* Информационные возможности и приоритетные направления применения наземных оптико-электронных систем наблюдения космических объектов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 696. – С. 148–154.

13. *Благодыренко Е. В., Коробченко И. П.* Наблюдение космических объектов наземными оптико-электронными системами с регистрацией спектрофотометрической информации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 62–68.

14. *Свиридов К. Н.* Атмосферная оптика высокого разрешения. – М. : Знание, 2007. – Т. 1: Квазиоптимальные технологии достижения высокого углового разрешения оптических систем атмосферного видения. – 200 с.

15. *Корякин А. В., Лутов И. О.* Распознавание космических объектов по разнородной видовой информации. – СПб. : ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 2000. – 116 с.

16. *Балдина Е .А., Лабутина И. А.* Дешифрирование аэрокосмических снимков. – М. : Добросвет, 2021. – 269 с.

17. *Колмыков Г. Н., Ачкасов Н. Б., Севастьянов В. С.* Методика дополнительной подготовки операторов-дешифровщиков с использованием специальной базы данных // Информация и космос. – 2010. – № 1. – С. 176–181.

18. *Живичин А. Н., Соколов В. С.* Дешифрирование оптических изображений. – М. : Недра, 1980. – 254 с.

А. В. Косырев
Военная академия связи, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИКА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ СВЯЗИ ПРИ МНОЖЕСТВЕННЫХ ОТКАЗАХ, ВЫЗВАННЫХ КОРОТКИМ ЗАМЫКАНИЕМ В ЦЕПИ ПИТАНИЯ

В данной статье военная техника связи (ВТС) рассматривается в рамках средств связи, которые, в свою очередь, являются разновидностью радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), при этом тенденция развития современных образцов напрямую связана с элементной базой на основе SMD-компонентов.

В виду того, что большая часть отказов связана с коротким замыканием (КЗ) по шинам питания вследствие пробоя диэлектрика конденсаторов, приводящего к отказу контролера питания, решение данной задачи является актуальным направлением исследования.

Цель исследования – повышение эффективности функционирования системы технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления за счет совершенствования методов и способов диагностирования путем внедрения термографического метода контроля и его реализации в методике диагностирования ВТС при множественных отказах в цепях питания.

Особенностью данной методики является системный подход к диагностированию отказов, связывающий типологию дефекта (обрыв и КЗ) с физико-технологическими особенностями SMD-компонента и природой возникновения множественных отказов. При этом предложенная методика позволяет сократить время диагностирования, идентифицировать единичные и множественные отказы в рамках одного измерительного цикла, и как следствие, преодолеть ограничения традиционных методов, основанных на последовательном поиске. Также в статье представлено математическое обоснование значений параметров диагностического воздействия.

Ключевые слова: диагностика, отказы, неразрушающие методы контроля, тепловизионное диагностирование, термография, оптимизация параметров.

ВВЕДЕНИЕ

Подсистема ремонта является основным элементом системы восстановления, которая, в свою очередь, входит в систему технического обеспечения связи и автоматизированных систем управления и включает подлежащие ремонту объекты, в том числе технику связи и автоматизированные системы управления. Основной задачей ремонта военной техники связи (ВТС) [1] при возникновении отказов и боевых повреждений является восстановление работоспособности в требуемые сроки, при этом определение места отказа и причины отказа осуществляется в процессе технического диагностирования.

Тенденция развития РЭА, а вместе с тем и средств связи, направлена на внедрение и применение современной элементной базы на основе SMD-компонентов [2] (*Surface Mounted Device*), что значительно уменьшает ее массогабаритные показатели, но при этом усложняет диагностирование и снижает ремонтопригодность [3]. По своему физическому проявлению отказы элементов подразделяются на обрыв или КЗ, фундаментальный процесс деградации элементной базы представляет собой каскадный и лавинообразный характер, приводящий к повреждению не только самого компонента, но и других взаимосвязанных с ним элементов, что подчеркивает важность ращения задачи диагностирования множественных отказов [4].

АНАЛИЗ МЕТОДОВ И СПОСОБОВ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ

Основной проблемой методов и способов диагностирования [5–7] является невозможность выявления множественных отказов, считается, что вероятность возникновения нескольких отказов достаточно мала, что не соответствует реальной практике.

В условиях современной элементной базы при применении существующих методов диагностирования возникает ряд непреодолимых трудностей: экстремальная плотность монтажа и миниатюризация компонентов делают чрезвычайно трудоемким топологический анализ цепей питания. Наиболее критичным ограничением является операция выборочного выпаивания элементов для их верификации. Использование многослойных плат, бессвинцовых припоев и BGA-корпусов делает данный процесс высокорисковым, так как велика вероятность термического и механического повреждения как самого компонента, так и токоведущих дорожек. Указанные факторы, в сочетании с искажающим влиянием поврежденных узлов на результаты промежуточных измерений, объективно ограничивают применимость традиционного подхода и диктуют необходимость разработки альтернативных диагностических методик.

Надежность современной РЭА определяется как внезапными отказами, так и постепенной деградацией компонентов. Процессы электромиграции в проводниках, старение диэлектрика и деградация паяных соединений подчиняются математическим моделям Эрринга, Блэка, Коффина – Мэнсона, Аррениуса, а также модели деградации электролитических конденсаторов [8–12], которые позволяют оценить остаточный ресурс аппаратуры.

Данные модели не только объясняют высокую вероятность множественных отказов, но и подтверждают необходимость использования щадящих и контролируемых диагностических воздействий для предотвращения дальнейшего повреждения аппаратуры.

На основе неразрушающих методов контроля [13], а именно электрического и термографического контроля [14–16], при их симбиозе образован метод подачи пониженного напряжения с ограничением тока и термографическим анализом.

Предлагаемый метод заключается в подаче пониженного напряжения с ограничением тока в исследуемую цепь или на токопроводящий контакт элемента с лабораторного источника питания для предотвращения повреждения чувствительных деталей общей цепи. Тепловизором фиксируется распределение температуры на плате, дефектные участки (плохая пайка, КЗ, перегруженные элементы) проявляются аномальным нагревом. Данный метод имеет ряд преимуществ, к которым относятся: безопасность для компонентов – низкое напряжение не повреждает микросхемы в цепи питания; высокая чувствительность – выявляет микротрещины в пайке, которые не видны визуально; высокая скорость диагностики – не требует демонтажа компонентов; применимость для миниатюрных компонентов – тепловизоры с высоким разрешением позволяют анализировать мелкие SMD-элементы (0402, 0201) [17]; обнаружение скрытых дефектов, таких как внутренние повреждения BGA-микросхем или межслойные замыкания на многослойных платах.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛОВОГО ОТКЛИКА

В качестве альтернативы, преодолевающей указанные ограничения традиционных методов, предлагается методика, основанная на активном термографическом диагностировании. Ее теоретической основой служит разработанная математическая модель теплового отклика.

Для прогнозирования и количественной интерпретации результатов термографического анализа, выполняемого в рамках предложенной методики, тепловая динамика дефектного компонента описывается моделью, связывающей процессы выделения и рассеивания тепла.

В ходе проведенного анализа существующих моделей, представленных в работах [18–20], было установлено, что рассматриваемые подходы обладают существенными методологическими ограничениями:

– тепловые процессы рассматриваются как следствие короткого замыкания для анализа работы защитных устройств [18];

– на этапе проектирования создается «электротепловая» модель устройства для формирования базы данных («справочника неисправностей»), диагностика осуществляется путем сравнения реальных измерений с эталонными данными из справочника [19];

– мониторинг температур элементов осуществляется в режиме реального времени, состояние оборудования оценивается путем сравнения текущих температур с заранее рассчитанными допустимыми диапазонами [20].

Таким образом, существующие подходы ограничиваются анализом тепловых процессов в нормальных режимах работы, но не используют целенаправленное тепловое воздействие в качестве активного диагностического инструмента. Предлагаемая методика устраняет данный методологический пробел путем разработки активного термографического метода с управляемым тепловым воздействием, специально адаптированного для локализации множественных отказов в цепях питания.

Наиболее близкой является модель, представленная в работе К. Р. Валиуллина и С. И. Тушева [18], где также исследуются тепловые процессы при КЗ. Однако их модель направлена на анализ последствий КЗ – изучение теплового спада тока в проводнике для оценки быстродействия защитных устройств. Следовательно, предлагаемая в настоящей статье методика решает принципиально иную задачу.

Научная новизна подхода заключается в использовании тепловых процессов не для анализа последствий, а в качестве инструмента диагностики. Разработанная модель теплового отклика позволяет оптимизировать параметры диагностического воздействия (величину тока, время прогрева) для безопасной и точной визуализации дефектных компонентов с помощью тепловизора, что существенно сокращает время поиска неисправностей по сравнению с традиционными методами.

Для начала определим модель в общем виде, согласно закону сохранения энергии:

$$Q_{\text{нт}}(t) = Q_{\text{ген}}(t) - Q_{\text{отв}}(t), \tag{6}$$

где $Q_{\text{нт}}(t)$ – накопление тепла;

$Q_{\text{ген}}(t)$ – генерация тепла;

$Q_{\text{отв}}(t)$ – отвод тепла.

Количество тепловой энергии Q, выделившейся в зоне дефекта (области с аномально высоким сопротивлением R) за время диагностики t, определяется интегралом Джоуля [21]:

$$Q_{\text{ген}}(t) = \int_0^t I^2(\tau) \cdot R d\tau, \tag{7}$$

где I – ток, ограниченный источником питания, А;

R – сопротивление дефекта, Ом.

Управляя параметрами I и t, производится контроль энергии Q, при этом обеспечивается достаточно интенсивный нагрев для детектирования тепловизором, но предотвращается разрушение аппаратуры. Данный подход формально связывает электрические параметры диагностического сигнала с тепловым откликом системы.

В свою очередь, для стабилизированного источника питания мощность нагрева постоянна и определяется выражением

$$P = I^2 R. \tag{8}$$

Тепло отводится от всей поверхности компонента к окружающей среде с температурой T_0 по закону Ньютона – Рихмана [22]:

$$\frac{dQ}{dt} = -\alpha S \cdot (T(t) - T_0), \tag{9}$$

где Q – тепловая энергия;
α – коэффициент теплоотдачи;
S – площадь поверхности теплообмена.

При этом тепловое сопротивление R_{th} показывает, на сколько градусов нагреется компонент, если в нем выделяется 1 Вт мощности:

$$R_{th} = \frac{1}{\alpha S}. \tag{10}$$

Для анализа тепловых процессов в электронных компонентах используется дифференциальное уравнение теплового баланса [22]

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + q_V. \tag{11}$$

Для упрощения и в виду малых размеров компонентов будем считать температуру внутри компонента условно однородной. Это справедливо, когда внутренний теплообмен (за счет теплопроводности) происходит гораздо быстрее, чем теплообмен с окружающей средой:

$$Q_{\text{нт}}(t) = \rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = C_{th} \frac{dT(t)}{dt}. \tag{12}$$

Итоговое уравнение теплового баланса будет иметь вид

$$\frac{dT(t)}{dt} = \frac{1}{C_{th}} \left(P(t) - \frac{T(t) - T_0}{R_{th}} \right). \tag{13}$$

Уравнение теплового баланса позволяет моделировать переходные тепловые процессы и определять установившуюся температуру электронного компонента при различных режимах эксплуатации. Левая часть уравнения описывает скорость изменения температуры компонента во времени, характеризующую динамику его нагрева или охлаждения. Правая часть представляет баланс тепловых потоков, где мощность тепловыделения, обусловленная протеканием электрического тока, компенсируется мощностью теплоотвода в окружающую среду, пропорциональной разности температур между компонентом и средой. Тепловая емкость в знаменателе определяет инерционность тепловых процессов системы.

Для формализации процесса термографического диагностирования использована модель теплового отклика компонента при подаче пониженного напряжения:

$$T(t) = T_0 + P \cdot R_{th} \cdot \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}} \right). \tag{14}$$

где $T(t)$ – температура компонента в момент времени t, °С;
T_0 – начальная температура, °С; P – мощность нагрева, Вт;
R_{th} – тепловое сопротивление, показывающее на сколько градусов повысится температура компонента при выделении в нем 1 Вт мощности;
τ – тепловая постоянная времени [с], характеризующая инерционность тепловой системы (время, за которое компонент прогреется на 63,2 %),

$$\tau = R_{th} \cdot C_{th},$$

где C_{th} – тепловая емкость, Дж/°С (для SMD-компонента 0,05–0,2 Дж/°С).

Экспериментально определено, что для SMD-компонентов типоразмера 0402–1206 постоянная времени τ составляет 5–15 с, что подтверждает целесообразность выдержки 10–30 с перед термографическим контролем.

Для определения значений целевых параметров введем критерий оптимизации. Для достижения целевой температуры $T_{ц}$ за время t необходим ток $I_{опт}$, значение которого определяется выражением

$$I_{опт} = \min\left(\sqrt{\frac{T_{ц} - T_0}{R \cdot R_{th} \cdot \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}}\right)}}, \frac{U}{R}\right). \quad (15)$$

Прикладные задачи диагностики, которые решает предлагаемая тепловая модель, следующие:

1. Оценка времени диагностирования. Модель позволяет прогнозировать временные интервалы, необходимые для формирования детектируемой тепловой аномалии. С практической точки зрения, время диагностики $t_{диаг}$ оценивается как 3τ, что соответствует достижению ~95% от установившегося значения температуры дефектной области.

2. Выбор безопасных режимов диагностирования. Уравнения модели обеспечивают аналитическое обоснование для выбора величины диагностического тока. Критерием оптимизации является такое значение тока $I_{опт}$, при котором мощность тепловыделения P обеспечивает температурный контраст $\Delta T = T(t) - T_0$, достаточный для уверенной регистрации тепловизором, но не превышающий критических значений, способных вызвать повреждение исправных элементов или прогрессирование дефекта.

3. Формализация методики диагностирования. Модель позволяет перевести процедуру теплового диагностирования из эмпирической плоскости на уровень строгого количественного анализа, что обеспечивает оптимизацию как длительности, так и безопасности диагностических процедур.

Статистически установлено, что при пробое SMD-компонента сопротивление КЗ составляет 0,1–5 Ом. Соответственно исходные данные для проведения расчетов имеют следующие значения: сопротивление КЗ (R) 0,1–5 Ом, напряжение (U) 1–5 В с шагом 0,5, целевая температура 35 ºС, время 30 с, R_{th} =100 ºС, C_{th} = 0,1 Дж/ºС.

На основе разработанной тепловой модели были проведены расчеты для определения безопасных и эффективных параметров диагностики. На рис. 1 представлены зависимости оптимального тока ограничения $I_{опт}$ от сопротивления короткого замыкания и напряжения питания, рассчитанные по формуле (15).

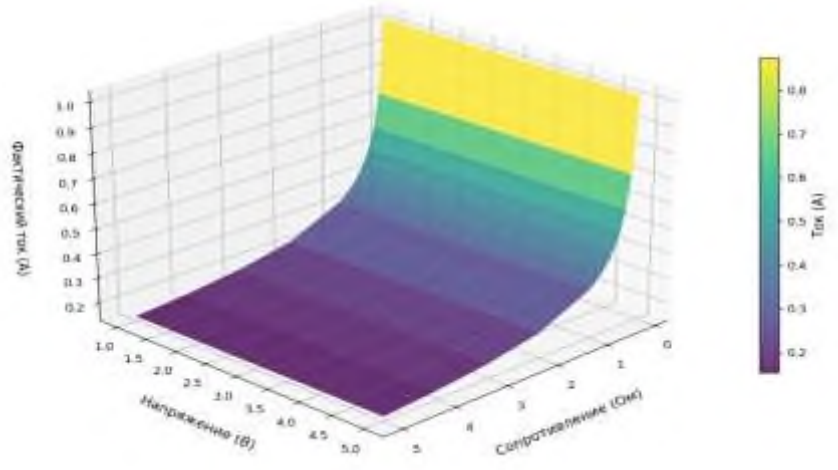


Рис. 1. Зависимость тока ограничения $I_{опт}$ от сопротивления КЗ при фиксированном напряжении

Номограмма для выбора параметров (рис. 2) построена по результатам расчетов оптимального тока ограничения. Она позволяет определить значение $I_{опт}$, обеспечивающего заданный тепловой контраст без риска повреждения аппаратуры, что формализует и унифицирует процесс настройки диагностического оборудования.

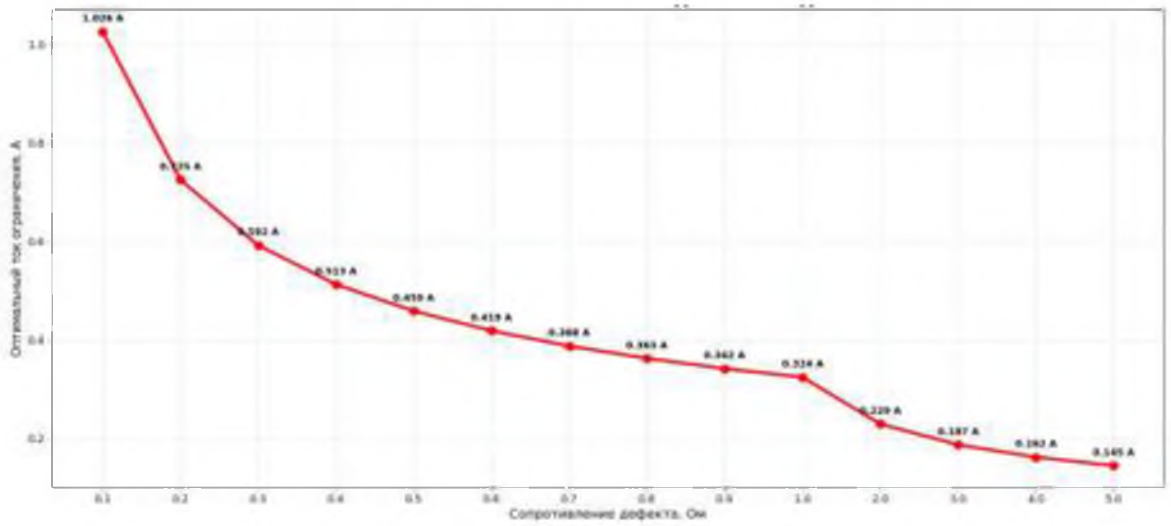


Рис. 2. Номограмма для выбора параметров диагностического воздействия

Анализ результатов параметрического моделирования (рис. 3) показывает, что напряжения питания 1 В достаточно для достижения целевого теплового контраста ($\Delta T \approx 10$°C) в течение 30 с во всем диапазоне сопротивлений КЗ (0,1–5 Ом). Данный вывод является ключевым, так как он указывает на отсутствие практической необходимости в использовании более высоких напряжений для эффективного проведения диагностики предложенным методом.

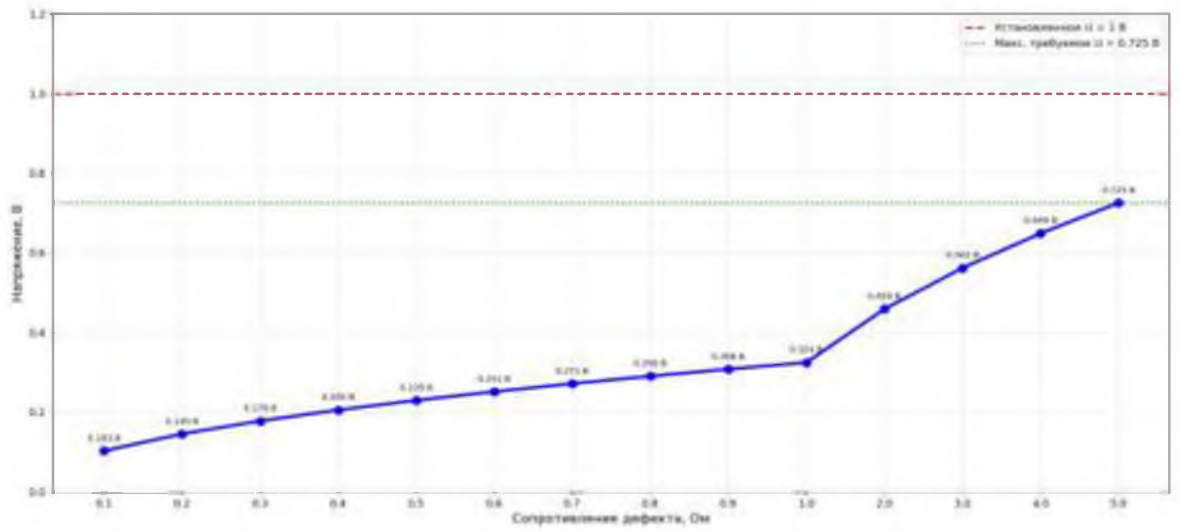


Рис. 3. Необходимое напряжение питания для проведения диагностирования

Совпадение значений мощности нагрева для всего диапазона сопротивлений короткого замыкания (рис. 4) является прямым экспериментальным подтверждением эффективности предложенной методики и корректности расчетной номограммы (см. рис. 2). Наблюдаемая независимость энерговыделения от сопротивления доказывает, что алгоритм определения

оптимального тока ограничения $I_{опт}$ обеспечивает его адаптивную компенсацию, тем самым стабилизируя мощность тепловыделения на уровне, достаточном для детектирования, но безопасном для аппаратуры. Таким образом, данный результат подтверждает, что методика позволяет сбалансированно дозировать диагностическое воздействие под конкретный дефект.

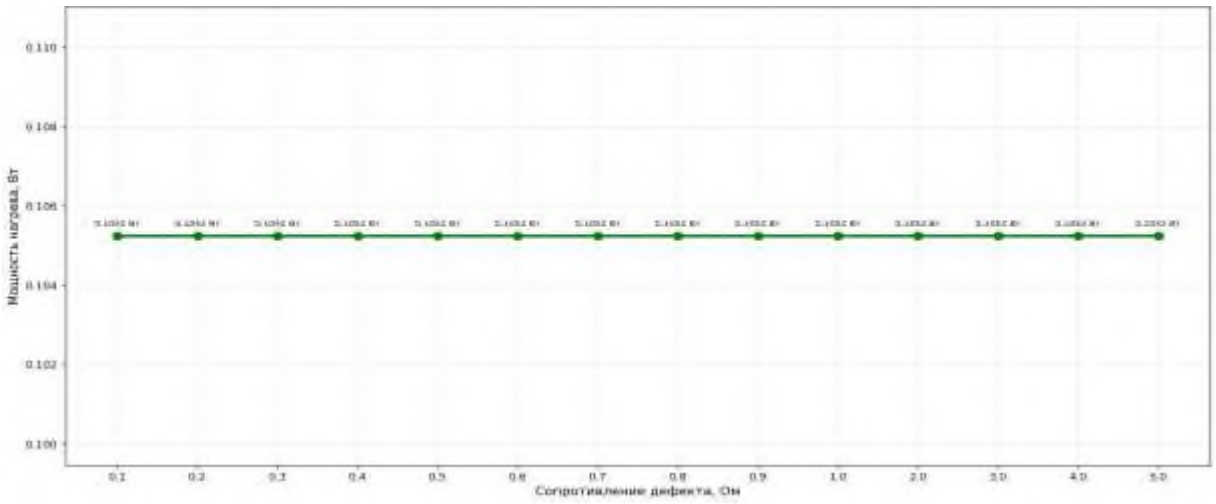


Рис. 4. Зависимость мощности, затрачиваемой на нагрев в зоне КЗ, от его сопротивления

На рис. 5 представлены результаты моделирования переходного теплового процесса в дефектном компоненте при подаче диагностического напряжения. Кривые прогрева характеризуются экспоненциальным приближением температуры к стационарному значению. Установление теплового режима, необходимого для достоверной термографической фиксации, происходит в течение заданного интервала в 30 с. Накопление тепловой энергии подчиняется экспоненциальному закону, а время выхода на рабочий режим, составляющее 3τ (≈20–30 с) и соответствующее достижению ~95 % от установившейся температуры, подтверждает корректность выдержки перед проведением термографического контроля. Таким образом, полученные временные зависимости свидетельствуют об адекватности использованной тепловой модели и обоснованности выбранной длительности диагностического воздействия.

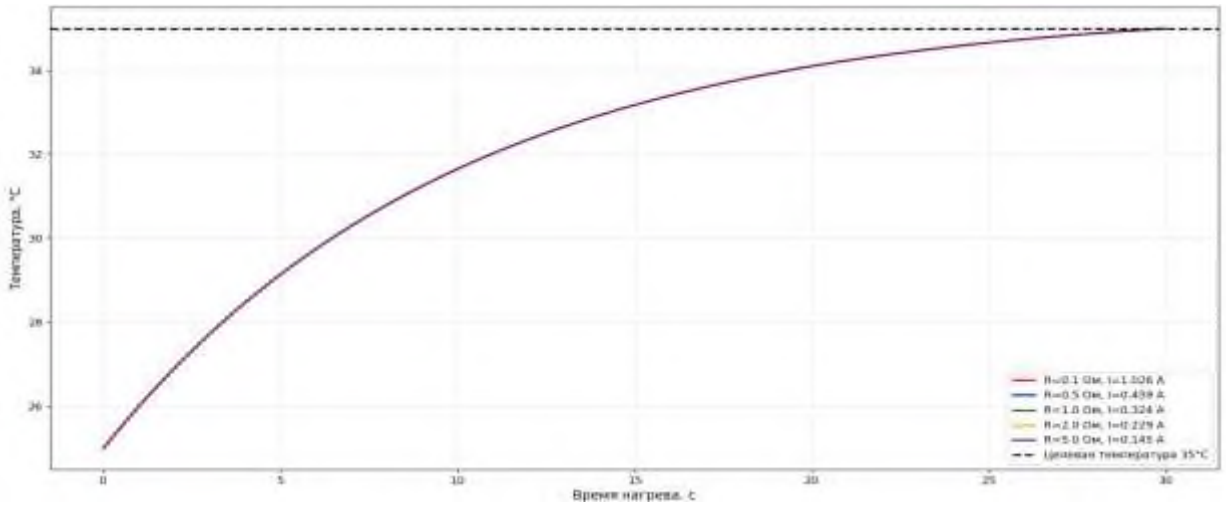


Рис. 5. Переходная характеристика температуры дефектного компонента в процессе диагностики

Результаты параметрического моделирования, представленные на рис. 2–5, позволяют формализовать процедуру выбора параметров диагностического воздействия. На рис. 3 продемонстрировано, что напряжения питания в 1 В достаточно для достижения целевой температуры +35°C ($\Delta T \approx 10$°C) при любом значении сопротивления короткого замыкания в исследуемом диапазоне (0,1–5 Ом) в течение установленного времени (30 с). Это ключевой вывод, определяющий фиксированное значение напряжения как универсальный параметр настройки.

Номограмма для выбора параметров, представленная на рис. 2, является основным инструментом для оперативной настройки оборудования. Она показывает оптимальное значение тока ограничения, которое необходимо установить на лабораторном источнике питания для каждого конкретного сопротивления КЗ. Именно ток, рассчитанный по модели, является управляемым параметром, обеспечивающим безопасный и эффективный нагрев.

Исходя из рассмотрения рис. 4 и 5, можно выявить общую закономерность: с ростом целевой температуры или сокращением времени диагностики требуется увеличение тока ограничения.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ

На основе анализа математической модели и результатов параметрического моделирования (рис. 2–5) сформулированы практические рекомендации по выбору параметров диагностического воздействия и определена последовательность действий:

1. Установить напряжение источника питания 1 В. Данного значения, как показывает рис. 5, достаточно для создания детектируемого теплового контраста ($\Delta T \geq 10$°C) в течение 30 с для всего диапазона сопротивлений КЗ от 0,1 до 5 Ом.

2. Определить и установить ограничение тока по номограмме на рис. 2. Для этого необходимо предварительно оценить сопротивление короткого замыкания на шине питания. Например, при $R_кз = 0{,}5$ Ом $\rightarrow I_{опт} \approx 0{,}46$ А.

3. Установить время прогрева 20–30 с. Данный интервал соответствует 2-3 постоянным времени тепловой системы τ типичных SMD-компонентов и гарантирует выход на стационарный тепловой режим.

Такой подход позволяет унифицировать процедуру диагностики, делая ее интуитивно понятной для оператора: напряжение является фиксированным, а ток – управляемой переменной, зависящей от сопротивления КЗ.

ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ

Разработанный алгоритм диагностирования реализует системный подход к локализации множественных отказов и включает следующие этапы:

1) идентификацию отказавшего модуля путем замены на заведомо исправный в многомодульных системах;

2) визуальный осмотр и предварительную проверку ключевых элементов (микроконтроллеров, ЦПУ, ОЗУ) на предмет видимых повреждений;

3) контроль целостности цепей питания измерением сопротивления в контрольных точках;

4) применение активной термографии путем подачи пониженного напряжения с ограничением тока в соответствии с рекомендациями, указанными в разделе «Определение оптимальных параметров диагностирования»;

5) тепловизионный анализ с регистрацией аномалий нагрева, согласно классификации термографических картин (табл. 1);

6) верификацию результатов путем выпаивания идентифицированных компонентов и повторной проверки цепи.

Блок-схема алгоритма представлена на рис. 6.

Таблица 1

Термографическая картина по типу неисправности

Неисправность	Термографическая картина	Дополнительная проверка
Короткое замыкание	Яркая локальная точка нагрева	Прозвонка мультиметром
Пробой полупроводника	Нагрев одного компонента	Проверка *p-n* переходов
Перегруженная цепь	Равномерный нагрев дорожки или группы элементов	Замер тока потребления
Обрыв цепи	Нет нагрева (холодная зона)	Прозвонка целостности цепи

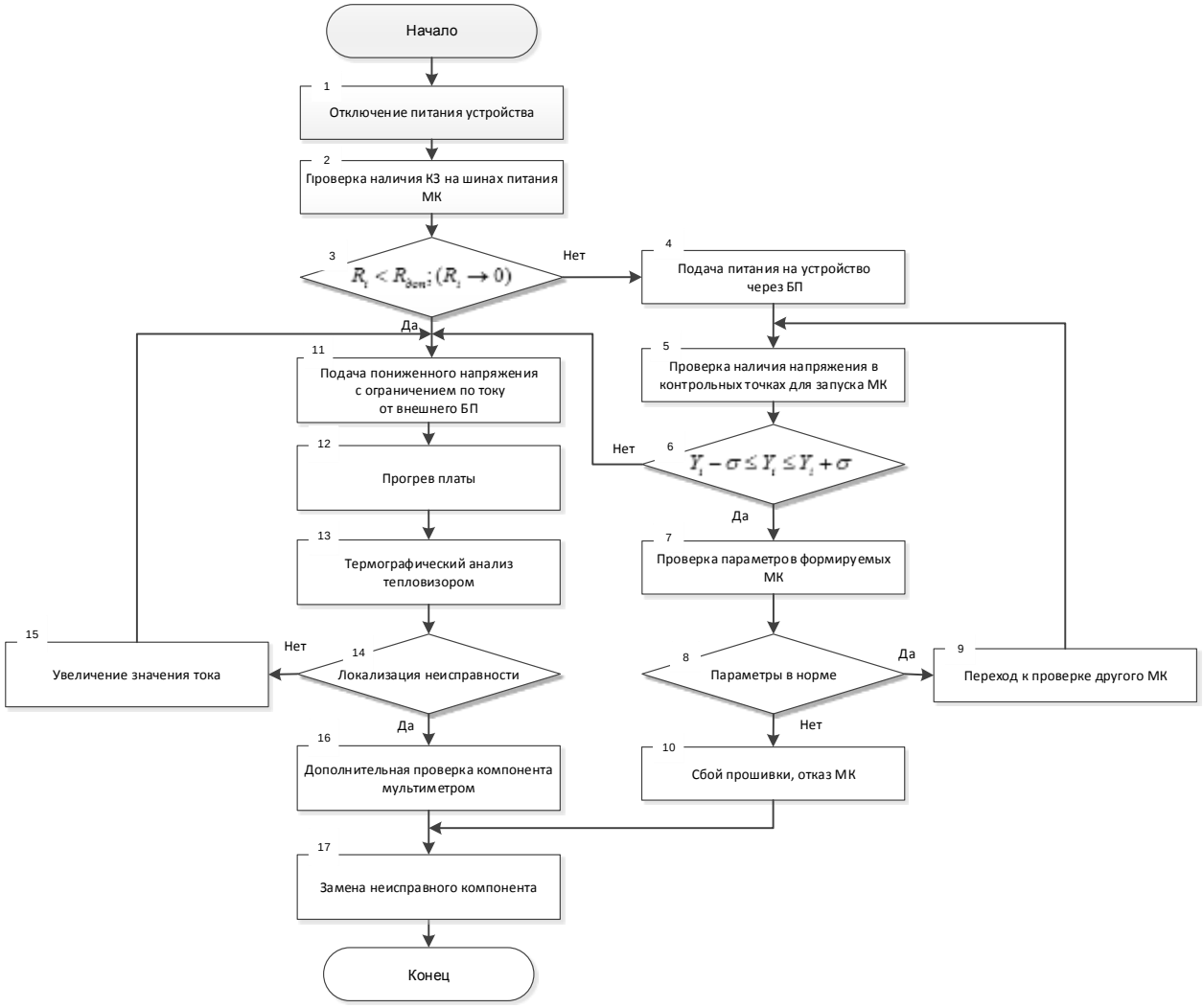


Рис. 6. Блок-схема методики

Ниже представлены временные интервалы операций диагностирования и результаты сравнения методик (табл. 2, 3, рис. 7).

Таблица 2

Временные интервалы операций диагностирования

Технологическая операция	Min (*t*)	Средне (*t*)	Max (*t*)
Разборка	10 мин	12 мин 30 с	15 мин
Сборка	15 мин	22 мин 30 с	30 мин
Проверка на функционирование	5 мин	10 мин	15 мин
Время провидения измерения в КТ	5 с	10 с	15 с
Время поиска элемента на плате при наличии схемы			
Со схемой при наличии обозначения на плате	5 с	17,5 с	30 с
Со схемой без обозначения на плате	1 мин	3 мин	5 мин
С datasheet	2 мин	8 мин 30 с	15 мин
Без документации	15 мин	67 мин 30 с	>120 мин
Время на выпаивание компонента			
SMD-конденсаторы, резисторы	10 с	25 с	40 с
MOSFET, транзистор	30 с	1 мин 15 с	2 мин
BGA-микросхемы	1 мин	5 мин 30 с	10 мин
DIP/SOIC/QFP-микросхемы	1 мин	3 мин	5 мин

Таблица 3

Сравнительная характеристика методик диагностирования

№ п/п	Радиокомпоненты	Поиск КЗ		
		мультиметром	термографический с удалением компонента	термографический без удаления компонента
1	1 Smd-конденсатор	3 мин 45 с	3 мин 35с	3 мин
2	1 Smd-конденсатор + MOSFET	6 мин 10 с	4 мин 50 с	3 мин
3	2 Smd-конденсатора	7 мин 30 с	4 мин	3 мин
4	2 Smd-конденсатора + MOSFET	9 мин 55 с	5 мин 15 с	3 мин
5	3 Smd-конденсатора	11 мин 15 с	4 мин 25	3 мин
6	Smd-конденсатор+ MOSFET+BGA	11 мин 40 с	10 мин 20 мин	3 мин
7	3 Smd-конденсатора + MOSFET	12 мин 40 с	5 мин 40 с	3 мин
8	4 Smd-конденсатора	15 мин	4 мин 50 с	3 мин
9	2 Smd-конденсатора + MOSFET+BGA	15 мин 25 с	10 мин 45	3 мин
10	4 Smd-конденсатора + MOSFET	17 мин 25 с	6 мин 5 с	3 мин
11	3 Smd-конденсатора + MOSFET+ BGA	18 мин 30 мин	11 мин 10с	3 мин
12	4 Smd-конденсатора + MOSFET + BGA	23 мин 40 с	11 мин 35 с	3 мин

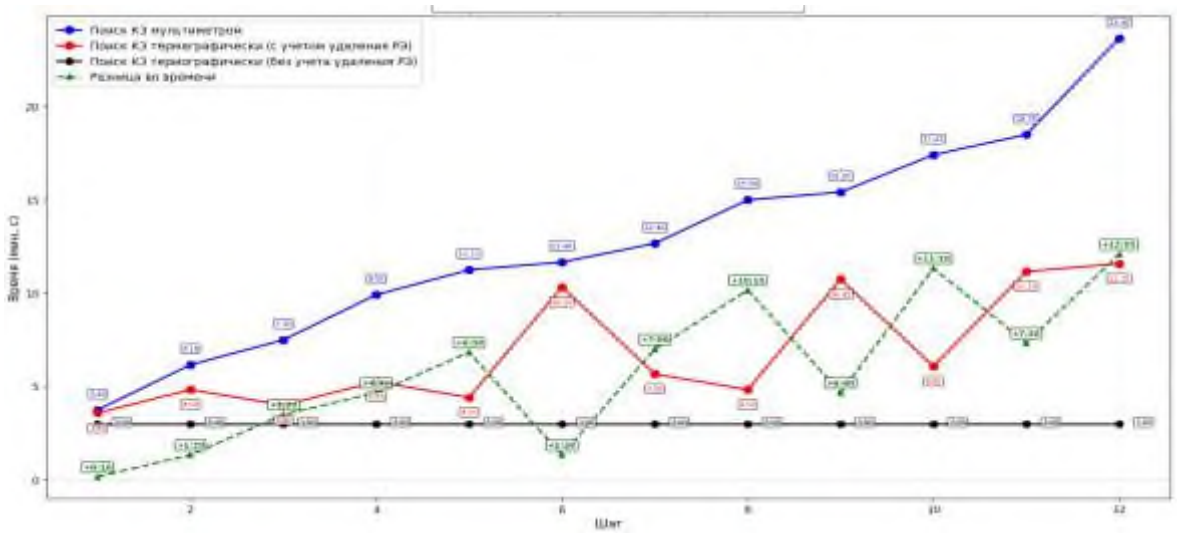


Рис. 7 Сравнительная характеристика методик

Сокращение времени диагностирования осуществляется за счет уменьшения количества времени, затраченного на поиск отказавшего или отказавших элементов в цепи питания.

Для количественной оценки эффективности предложенной методики введем показатель сокращения времени диагностики:

$$\Delta T = N \cdot t_{\text{ср.эл}} - t_{\text{терма}}, \tag{16}$$

где N – количество компонентов в цепи питания;

$t_{\text{ср.эл}}$ – среднее время проверки одного элемента традиционным методом;

$t_{\text{терма}}$ – время термографического анализа цепи питания.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное исследование позволило разработать и апробировать методику диагностирования множественных отказов в цепях питания РЭА, основанную на симбиозе электрических и тепловизионных методов контроля. В результате работы получены следующие основные результаты:

1. Доказано, что напряжение питания 1 В является универсальным и достаточным для термографической диагностики коротких замыканий в диапазоне сопротивлений 0,1–5 Ом, так как обеспечивает достижение детектируемого теплового контраста ($\Delta T \approx 10$°C) за время 30 с (см. рис. 3).

2. Управляемым параметром методики является ток ограничения, значение которого для каждого сопротивления КЗ определяется по расчетной номограмме (см. рис. 2). Это позволяет адаптировать мощность нагрева под конкретный дефект, предотвращая повреждение аппаратуры.

3. Апробация методики на тестовых образцах показала, что время диагностирования множественных отказов не зависит от их количества и составляет примерно 3 мин, в то время как для традиционных методов оно возрастает пропорционально числу неисправных компонентов (см. табл. 3).

4. Разработанный формализованный подход (фиксированное напряжение 1 В и расчетный ток по номограмме) позволяет применять методику специалистами с различным уровнем подготовки, независимо от наличия принципиальной схемы и углубленных знаний в схемотехнике.

5. Предложен алгоритм активного термографического диагностирования, обеспечивающий идентификацию множественных отказов в рамках одного измерительного цикла. Методика устраняет необходимость последовательного поиска, характерного для традиционных подходов.

6. Доказана практическая эффективность методики сравнительными испытаниями. Установлено, что при диагностировании 3-4 отказавших компонентов время поиска сокращается в 4–8 раз по сравнению с традиционными методами (с 15–23 мин до 3 мин).

Перспективы дальнейших исследований связаны с адаптацией методики для диагностики печатных плат с повышенной плотностью монтажа и разработкой автоматизированной системы анализа термографических изображений.

Список использованных источников

1. ГОСТ РВ 0158-006-2018 Связь военная. Термины и определения : введ. 2019-03-01. – М. : Стандартинформ, 2018. – 23 с.

2. *Монк С., Шерц П.* Электроника. Теория и практика : пер. с англ. – 4-е изд. – СПб. : БХВ-Петербург, 2018. – 1168 с.

3. *Косырев А. В.* Анализ исходных данных для построения математической модели диагностирования военной техники связи при возникновении отказов // Труды IX Межвузовской научно-практической конференции «Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях» : сб. мат. [Санкт-Петербург, 17 мая 2024 года]. – СПб. : ВАС им. С. М. Будённого, 2024. – С. 81–85.

4. ГОСТ 27.102-2021 Надежность в технике. Надежность объекта. Термины и определения : введ. 2021-0-08. – М. : Российский институт стандартизации, 2021. – 40 с.

5. *Пашковский Г. С.* Задачи оптимального обнаружения и поиска отказов в РЭА / под ред. И. А. Ушакова. – М. : Радио и связь, 1981. – 280 с.

6. *Бородин С. М.* Основы технической диагностики электронных средств : учеб. пособие. – Ульяновск : УлГТУ, 2019. – 48 с.

7. Система вооружения и военной техники : учебник / А. В. Чихачев [и др.]. – СПб. : ВАС им. С. М. Будённого, 2015. – 316 с.

8. *Evseev S. B.* Eyring acceleration model in thick nitride/oxide dielectrics. Microelectronics Reliability // Microelectronics Reliability. – 2007. – Vol. 47, Iss. 4-5. – P. 748–751. – DOI : 10.1016/j.microrel.2007.01.019.

9. *Black J. R.* Electromigration failure modes in aluminum metallization for semiconductor devices // Proceedings of the IEEE. – 1969. – Vol. 57, № 9. – P. 1587–1594.

10. *Thirugnanasambandam S.* Lead-free doped solder joint reliability under harsh temperature cycling environment to study the long term isothermal aging effects of heat sinks, solder paste volume, board substrate material, component substrate material and component sizes. – Auburn, 2018. – URL : https://www.researchgate.net/publication/326570983 (дата обращения: 9.09.2025).

11. An experimental approach for controlling confinement effects at catalyst interfaces / Slot Thierry K. [et al.] // Chemical Science. – 2020. – № 11 (40). – P. 11024–11029. – DOI : 10.1039/D0SC04118A.

12. *Родюшкин О.* Методы оценки срока эксплуатации электролитических конденсаторов // Силовая электроника. – 2010. – № 5(28). – С. 19–22.

13. Методы неразрушающего контроля : учеб. пособие / О. Н. Петренко [и др.]. – Красноярск : Сиб. Федр. ун-т, 2021. – 132 с.

14. *Власов А. Б., Аллояров К. Б.* Особенности реализации метода количественной термографической диагностики при внедрении цифровых технологий // Вестник МГТУ. Труды Мурманского государственного технического университета. – 2019. – Т. 22, № 4. – С. 484–495. – DOI : 10.21443/1560-9278-2019-22-4-484-495.

15. Пат. РФ 2670186 C1. Термографический способ контроля объектов и устройств для его осуществления / Головин Ю.И. – № 20171377902; заявл. 30.10.2017 ; опубл. 18.10.2018, Бюл. № 29. – 21 с.

16. *Головин Д. Ю., Тюрин А. И., Самодуров А. А.* Динамические термографические методы неразрушающего экспресс-контроля / под общ. ред. Ю. И. Головина. – М. : ТЕХНОСФЕРА, 2019. – 214 с.

17. *Семёнов С. С., Косырев А. В., Алисевич Е. А.* Анализ надежности SMD-конденсаторов // Современное состояние и перспективы развития инфокоммуникационных сетей связи специального назначения : сб. мат. научно-практ. конф., Санкт-Петербург, 27 марта 2025 года. – СПб. : ВАС, 2025. – С. 267–272.

18. *Валиуллин К. Р., Тушев С. И.* Математическая модель изменения тока короткого замыкания с учетом нагрева проводника // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2021. – № 5. – С. 458–466. – DOI : 10.24412/2071-6168-2021-5-458-467.

19. *Воловикова Е. А.* Метод диагностирования радиоэлектронных функциональных узлов по электрическим характеристикам с учетом температур комплектующих элементов: автореферат дис. ... канд. техн. наук: 05.12.04 / Воловикова Евгения Владиславовна; Моск. гос. ин-т электроники и математики. – М., 2010. – 19 с.

20. *Будко П. А., Виноградeнко А. М., Гойденко В. К.* Методика теплового диагностирования и контроля технического состояния радиоэлектронного оборудования // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. – 2019. – Т. 11, № 1. – С. 12–19. – DOI : 10.24411/2409-5419-2018-10220.

21. *Сивухин Д. В.* Общий курс физики. – М. : Наука, 1977. – Т. III : Электричество. – 688 с.

22. *Коновалова Л. С., Загромов Ю. А.* Теоретические основы теплотехники. Теплопередача : учеб. пособие. – Томск : Изд-во ТПУ, 2001. – 118 с.

А. Г. Маслик;
С. С. Семенюк,
кандидат технических наук, доцент;
И. Н. Сиротин,
кандидат технических наук

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СУТОЧНОЙ ЭВОЛЮЦИИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ СПУТНИКОВЫХ РЕТРАНСЛЯТОРОВ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ НА ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ИСТОЧНИКОВ НЕПРЕДНАМЕРЕННЫХ ПОМЕХ РАЗНОСТНО-ДАЛЬНОМЕРНЫМ МЕТОДОМ

Представлены результаты исследований влияния пространственной конфигурации трех спутниковых ретрансляторов (СР) на геостационарной орбите (ГСО) в течение суточного цикла их движения на точность определения местоположения (ОМП) источников непреднамеренных помех (ИНП) разностно-дальномерным методом (РДМ). Точность определения местоположения ИНП рассматривается в течение суточного цикла движения СР на ГСО.

Результаты имитационного моделирования показали, что зависимость средней ошибки ОМП ИНП от изменения координат СР за сутки имеет экстремумы. Для установления причин возникновения таких экстремумов проведены исследования влияния различных геометрических параметров созвездия СР на точность ОМП ИНП.

Ключевые слова: электромагнитная совместимость, источник непреднамеренных помех, спутниковый ретранслятор, геостационарная орбита, разностно-дальномерный метод.

ВВЕДЕНИЕ

Для передачи значительно возросших объемов информации требуется все большее количество различных систем и средств спутниковой связи (ССС). Количество космических аппаратов и наземных терминалов спутниковой связи постоянно возрастает, а частотные диапазоны, в которых работают различные ССС, как правило близки и ограничены, что неизбежно приводит к созданию сложной помеховой обстановки и проблемам в области их электромагнитной совместимости [1, 2].

Источники непреднамеренных помех, которые могут оказывать влияние на качество связи и несанкционированно использовать ресурс ССС, необходимо своевременно обнаруживать и принимать организационные или технические меры для устранения негативного эффекта от них [3–9].

Для ОМП ИНП применяются методы определения местоположения, которые по измеряемому параметру сигнала классифицируются на дальномерные, разностно-дальномерные, угломерные, суммарно-дальномерные и комбинированные. Каждый из них позволяет построить необходимое количество поверхностей положения ИНП [10].

Для определения координат ИНП в трехмерном пространстве необходимо построить три независимые поверхности положения и определить координаты точки их пересечения [10].

Одним из методов решения задач определения координат источников излучений, в условиях априорной неопределенности их координат, является разностно-дальномерный метод (РДМ) [6–10].

Для применения РДМ с целью ОМП ИНП в трехмерном пространстве в фиксированный момент времени требуется иметь группировку, состоящую не менее чем из трех носителей радиоприемной / ретранслирующей аппаратуры. При этом необходимым условием является

одновременная пространственная и энергетическая доступность каждого из них к лоцируемому ИНП.

При условии размещения ИНП на поверхности Земли можно в качестве одной из поверхностей положения использовать какую-либо модель Земли, например сферу, и тогда достаточно двух значений параметров местоопределения [9–11].

На рис. 1 приведен пример, который показывает, что наземная станция осуществляет обмен информацией с пунктом приема данных (ППД) через спутниковый ретранслятор СР2. При этом наземная станция является источником непреднамеренных помех для спутниковых ретрансляторов СР1 и СР3. Непреднамеренные помехи могут оказывать воздействие на ретрансляторы СР1 и СР3. Такое воздействие на отдельные радиолинии связи может привести к потере передаваемой в них информации. Для устранения негативного влияния непреднамеренных радиопомех на передачу информации в радиолиниях ССС необходимо вовремя обнаружить их источник, определить его координаты и принадлежность, принять меры помехозащиты.

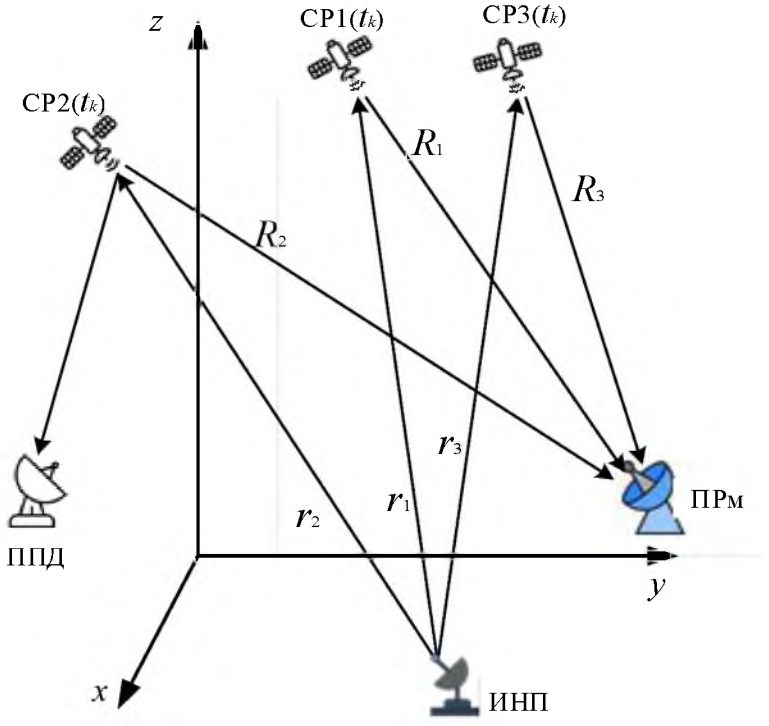


Рис. 1. Пример взаимного расположения СР$_i$, пункта радиомониторинга и пункта приема данных при реализации РДМ ИНП в момент времени t_k

Одним из вариантов решения приведенной на рис. 1 частной задачи определения координат ИНП может быть применение разностно-дальномерного метода [6–11]. В качестве опорных точек принимаются известные координаты спутниковых ретрансляторов без обработки сигналов на борту. При этом необходимо учитывать, что должно выполняться условие взаимной радиовидимости ИНП с наземного пункта радиомониторинга (ПРм) через каждый такой СР.

В материалах статьи [6] рассмотрены результаты оценки точности ОМП источника непреднамеренных помех модифицированным РДМ при различных вариантах пространственных конфигураций СР («параллелограмм», «параллелепипед», «дуга», «тетраэдр»). Анализ результатов показал, что лучшие результаты по точности определения местоположения ИНП $\Delta\bar{R}$ были получены при моделировании созвездия СР «тетраэдр».

В материалах статьи [8] представлены результаты оценивания влияния геометрической конфигурации системы ОМП абонентских терминалов ССС по ретранслированным сигналам на точность определяемых координат. Для решения задачи ОМП ИНП применяется РДМ. В качестве опорных точек выступают спутниковые ретрансляторы на геостационарной орбите. В статье описан геометрический фактор разностно-дальномерной сети, который представляет собой число, указывающее, во сколько раз ошибка определения местоположения источника непреднамеренных помех больше ошибки определения разностей дальностей в зависимости от той или иной конфигурации спутниковых ретрансляторов. Также в материалах статьи приведены зависимости распределения геометрического фактора для конфигурации из трех и четырех СР.

В работе [7] приведены результаты имитационного моделирования ОМП ИНП разностно-дальномерным методом, где в качестве опорных точек выбраны четыре СР на ГСО. При этом предполагалось, что СР работают с прямым переносом спектра сигнала ИНП и ретранслируют его в направлении пункта радиотехнического контроля, где и определяются временные задержки прихода одинаковых реализаций сигнала. Такой способ РДМ в работе назван модифицированным. Выявлено, что точность ОМП ИНП $\Delta\bar{R}(t)$ зависит от объема пространственной пирамиды $\bar{V}_{\square}(t)$, которую образует текущее созвездие СР. Частные результаты исследований показали, что наилучшее значение точности ОМП ИНП $\Delta\bar{R}(t)$ составляет порядка 1 км при максимальном значении $\bar{V}_{\square}(t)$, а наихудшие значения точности – порядка 30 км при $\bar{V}_{\square}(t) \to \min$. При этом приемлемые результаты по точности ОМП ИНП могут быть получены в течение 23 ч рассматриваемого суточного цикла движения СР.

В материалах статьи [9] приведен анализ геометрических аспектов построения и функционирования системы ОМП источника радиоизлучения (ИРИ) без рассмотрения процессов обработки радиоизлучений. Результаты моделирования показали, что на точность системы ОМП ИРИ разностно-дальномерным методом оказывают влияние следующие факторы: взаимное расположение ИРИ, СР и ПРм, амплитуды отклонения спутниковых ретрансляторов от их номинальных координат и ошибки измерения временных задержек прихода одинаковых реализаций сигналов.

Так как в статьях [8, 9] результаты получены при фиксации координат созвездий СР, но не учитывается суточный цикл их движения, а в [6, 7] при решении задачи ОМП ИНП рассмотрено влияние суточного изменения конфигурации для четырех СР, актуальным является вопрос оценивания влияния суточного изменения конфигурации созвездия из трех СР на ГСО на точность ОМП ИНП РДМ.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ НАЗЕМНЫХ ИСТОЧНИКОВ НЕПРЕДНАМЕРЕННЫХ ПОМЕХ СИСТЕМАМ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Расстояния r_i от ИНП до i-го спутникового ретранслятора и R_i от спутникового ретранслятора до ПРм определяются по известным выражениям (см. рис. 1):

$$r_i = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2}; \quad (1)$$

$$R_i = \sqrt{(x_i - x_{\text{ПРм}})^2 + (y_i - y_{\text{ПРм}})^2 + (z_i - z_{\text{ПРм}})^2}, \quad (2)$$

где x, y, z – неизвестные координаты источника непреднамеренных помех;
x_i, y_i, z_i – координаты спутниковых ретрансляторов, $i = 1\ldots4$;
$x_{\text{ПРм}}, y_{\text{ПРм}}, z_{\text{ПРм}}$ – координаты пункта радиомониторинга.

Тогда в формальном виде записывается и решается следующая система уравнений:

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \\ (r_2 + R_2) - (r_1 + R_1) = \Delta r_{21} \\ (r_3 + R_3) - (r_1 + R_1) = \Delta r_{31} \\ R_3 = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь Δr_{j1} – разность расстояний от источника непреднамеренных помех до j-го СР, j = 2, 3, которая определяется как $\Delta r_{j1} = c\tau_{j1}$, где τ_{j1} – разность времен прихода одинаковых реализаций сигнала на 1-й и j-й СР, а c – скорость распространения электромагнитной волны.

Решение системы (3) осуществляется путем ее преобразования к следующему виду:

$$\begin{cases} (x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 = r_1^2 \\ (x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 = (\Delta r_{21} + r_1 + R_1 - R_2)^2 \\ (x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 = (\Delta r_{31} + r_1 + R_1 - R_3)^2 \\ x^2 + y^2 + z^2 = R_3^2. \end{cases} \quad (4)$$

Система (4) содержит неизвестное значение дальности r_1. Относительно r_1 составляется уравнение четвертой степени, которое может быть решено одним из известных способов.

Для вывода коэффициентов уравнения четвертой степени система уравнений (4) преобразуется к виду

$$\begin{cases} x_1 x + y_1 y + z_1 z = b_1 \\ x_2 x + y_2 y + z_2 z = b_2 \\ x_3 x + y_3 y + z_3 z = b_3 \\ x^2 + y^2 + z^2 = R_3^2, \end{cases} \quad (5)$$

где

$$b_1 = k_1 - 0,5r_1^2;$$
$$b_2 = k_2 - 0,5r_1^2 - r_1\ (\Delta r_{21} + R_1 - R_2);$$
$$b_3 = k_3 - 0,5r_1^2 - r_1\ (\Delta r_{31} + R_1 - R_3);$$
$$k_1 = 0,5(\rho_1^2 + R_3^2);$$
$$k_2 = 0,5(\rho_2^2 + R_3^2 - (\Delta r_{21}^2 + 2\Delta r_{21}(R_1 - R_2) + (R_1 - R_2)^2));$$
$$k_3 = 0,5(\rho_3^2 + R_3^2 - (\Delta r_{31}^2 + 2\Delta r_{31}(R_1 - R_3) + (R_1 - R_3)^2));$$
$$\rho_j = \sqrt{x_j^2 + y_j^2 + z_j^2}, \quad j = 1,\ 2,\ 3.$$

Для решения матричным методом по правилу Крамера система уравнений (5) представляется в виде [12]

$$\begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 \\ x_3 & y_3 & z_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Определитель матрицы вычисляется по выражению [12]

$$\Delta = x_1 y_2 z_3 - x_1 z_2 y_3 + y_1 z_2 x_3 - y_1 x_2 z_3 + z_1 x_2 y_3 - z_1 y_2 x_3. \quad (7)$$

Неизвестные в системе уравнений (5) находятся по следующим выражениям [12]:

$$x = \frac{\Delta_x}{\Delta}; \quad y = \frac{\Delta_y}{\Delta}; \quad z = \frac{\Delta_z}{\Delta}, \tag{8}$$

где $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$ – определители матрицы, в которых вместо соответствующих коэффициентов подставлена матрица свободных членов.

Определители $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$ находятся по выражениям [12]:

$$\begin{aligned}
\Delta_x &= b_1 y_2 z_3 - b_1 y_2 z_2 + b_3 y_1 z_2 - b_2 y_1 z_3 + b_2 y_3 z_1 - b_3 y_2 z_1; \\
\Delta_y &= x_1 b_2 z_3 - x_1 b_2 z_2 + x_3 b_1 z_2 - x_2 b_1 z_3 + x_2 b_3 z_1 - x_3 b_2 z_1; \\
\Delta_z &= x_1 y_2 b_3 - x_1 y_2 b_2 + x_3 y_1 b_2 - x_2 y_1 b_3 + x_2 y_3 b_1 - x_3 y_2 b_1.
\end{aligned} \tag{9}$$

С учетом (7)–(9) получим:

$$\begin{aligned}
x &= m_{1x} r_1^2 + m_{2x} r_1 + m_{3x}; \\
y &= m_{1y} r_1^2 + m_{2y} r_1 + m_{3y}; \\
z &= m_{1z} r_1^2 + m_{2z} r_1 + m_{3z},
\end{aligned} \tag{10}$$

где

$$\begin{aligned}
m_{1x} &= (-0,5)(p_1 + p_2 + p_3)/\Delta; \\
m_{2x} &= (-r_1)(p_2(\Delta r_{21} + R_1 - R_2) + p_3(\Delta r_{31} + R_1 - R_3))/\Delta; \\
m_{3x} &= (p_1 k_1 + p_2 k_2 + p_3 k_3)/\Delta; \\
m_{1y} &= (-0,5)(p_4 + p_5 + p_6)/\Delta; \\
m_{2y} &= (-r_1)(p_5(\Delta r_{21} + R_1 - R_2) + p_6(\Delta r_{31} + R_1 - R_3))/\Delta; \\
m_{3y} &= (p_4 k_1 + p_5 k_2 + p_6 k_3)/\Delta; \\
m_{1z} &= (-0,5)(p_7 + p_8 + p_9)/\Delta; \\
m_{2z} &= (-r_1)(p_8(\Delta r_{21} + R_1 - R_2) + p_9(\Delta r_{31} + R_1 - R_3))/\Delta; \\
m_{3z} &= (p_7 k_1 + p_8 k_2 + p_9 k_3)/\Delta; \\
p_1 &= y_2 z_3 - y_3 z_2;\ p_2 = y_3 z_1 - y_1 z_3;\ p_3 = y_1 z_2 - y_2 z_1; \\
p_4 &= x_3 z_2 - x_2 z_3;\ p_5 = x_1 z_3 - y_3 z_1;\ p_6 = x_2 z_1 - x_1 z_2; \\
p_7 &= x_2 y_3 - x_3 y_2;\ p_8 = x_3 y_1 - x_1 y_3;\ p_9 = x_1 y_2 - x_2 y_1.
\end{aligned}$$

Подставляем x, y, z из выражения (10) в уравнение сферы и получаем уравнение четвертой степени:

$$u_0 r_1^4 + u_1 r_1^3 + u_2 r_1^2 + u_3 r_1 + u_4 = 0, \tag{11}$$

где

$$\begin{aligned}
u_0 &= m_{1x}^2 + m_{1y}^2 + m_{1z}^2; \\
u_1 &= 2(m_{1x} m_{2x} + m_{1y} m_{2y} + m_{1z} m_{2z}); \\
u_2 &= 2m_{1x} m_{3x} + 2m_{1y} m_{3y} + 2m_{1z} m_{3z} + m_{2x}^2 + m_{2y}^2 + m_{2z}^2; \\
u_3 &= 2(m_{2x} m_{3x} + m_{2y} m_{3y} + m_{2z} m_{3z}); \\
u_4 &= m_{3x}^2 + m_{3y}^2 + m_{3z}^2 - R_3^2.
\end{aligned}$$

Решив уравнение (11), можно получить до четырех корней, один из которых соответствует истинной дальности r_1. Так как дальность r_1 имеет физический смысл, из четырех корней целесообразно рассматривать только те, у которых комплексная часть равна нулю.

Окончательно координаты источника непреднамеренных помех находятся из уравнений (10). Точка, соответствующая реальному положению источника непреднамеренных помех, находится, исходя из логических соображений, например, по наличию источника непреднамеренных помех в зоне радиовидимости трех спутниковых ретрансляторов и близости координат рассчитанной точки к поверхности Земли.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ИСТОЧНИКОВ НЕПРЕДНАМЕРЕННЫХ ПОМЕХ

При проведении моделирования формируются три вида ошибок [7, 13]:

– ошибка измерения временных задержек прихода одинаковых реализаций сигнала при прохождении расстояния ИНП – СР$_i$ – ПРм (δ_1);

– ошибка местоположения СР$_i$ (δ_2);

– ошибка местоположения ПРм (δ_3).

Случайные величины δ_1, δ_2, δ_3 имеют нормальный закон распределения мгновенных значений с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическими отклонениями (СКО) σ_r, $\sigma_{xyz\ СР}$, $\sigma_{xyz\ ПРм}$ [7]. При этом систематические ошибки не учитываются.

С учетом принятых моделей ошибок выражение (3) преобразуется к виду

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} \\ (r_2 + R_2) - (r_1 + R_1) = \Delta\tilde{r}_{21}(\delta_1, \delta_2, \delta_3) \\ (r_3 + R_3) - (r_1 + R_1) = \Delta\tilde{r}_{31}(\delta_1, \delta_2, \delta_3) \\ R_3 = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \end{cases} \quad (12)$$

Текущее значение расстояния между истинными и рассчитанными координатами источника непреднамеренных помех определяется согласно выражению

$$\Delta R_n = \sqrt{(x_n - x)^2 + (y_n - y)^2 + (z_n - z)^2}, \quad (13)$$

где x_n, y_n, z_n – координаты ИНП, рассчитанные на каждом n-м шаге работы алгоритма.

Частные результаты исследований приведены на рис. 2.

Исходные данные для моделирования:

– $\sigma_{xyz\ ПРм} = \sigma_{xyz\ СР} = 50$ м, $\sigma_t = 100*10^{-9}$ с [7];

– временной интервал между рассматриваемыми положениями СР – 10 мин;

– количество испытаний при моделировании для каждой конфигурации СР$_i$, ПРм и ИНП в фиксированный момент времени $N = 10000$;

– расстояние между СР1 и СР2, а также между СР3 и СР2 составляет порядка 70 000 км, между СР1 и СР3 – порядка 4000 км (рис. 4).

При моделировании использованы координаты СР на ГСО, которые получены из TLE файлов [14].

В приведенной на рис. 2 зависимости наблюдаются два экстремума:

– в 08 ч 00 мин максимальное значение ошибки ОМП ИНП составляет 5075 км;

– в 19 ч 40 мин максимальное значение ошибки ОМП ИНП составляет 4652 км.

В течение суток выбранная группировка спутниковых ретрансляторов может позволить обеспечить ОМП ИНП $\Delta\bar{R}$ с точностью порядка 1 км в течение 18 ч 10 мин с 00 час 00 мин до 07 ч 00 мин (рис. 2,*а*), с 10 ч 10 мин до 18 ч 20 мин (рис. 2,*б*) и с 21 ч 00 мин до 24 ч 00 мин (рис. 2,*в*). В остальное время ошибка ОМП ИНП недопустимо высока и составляет порядка 5000 км.

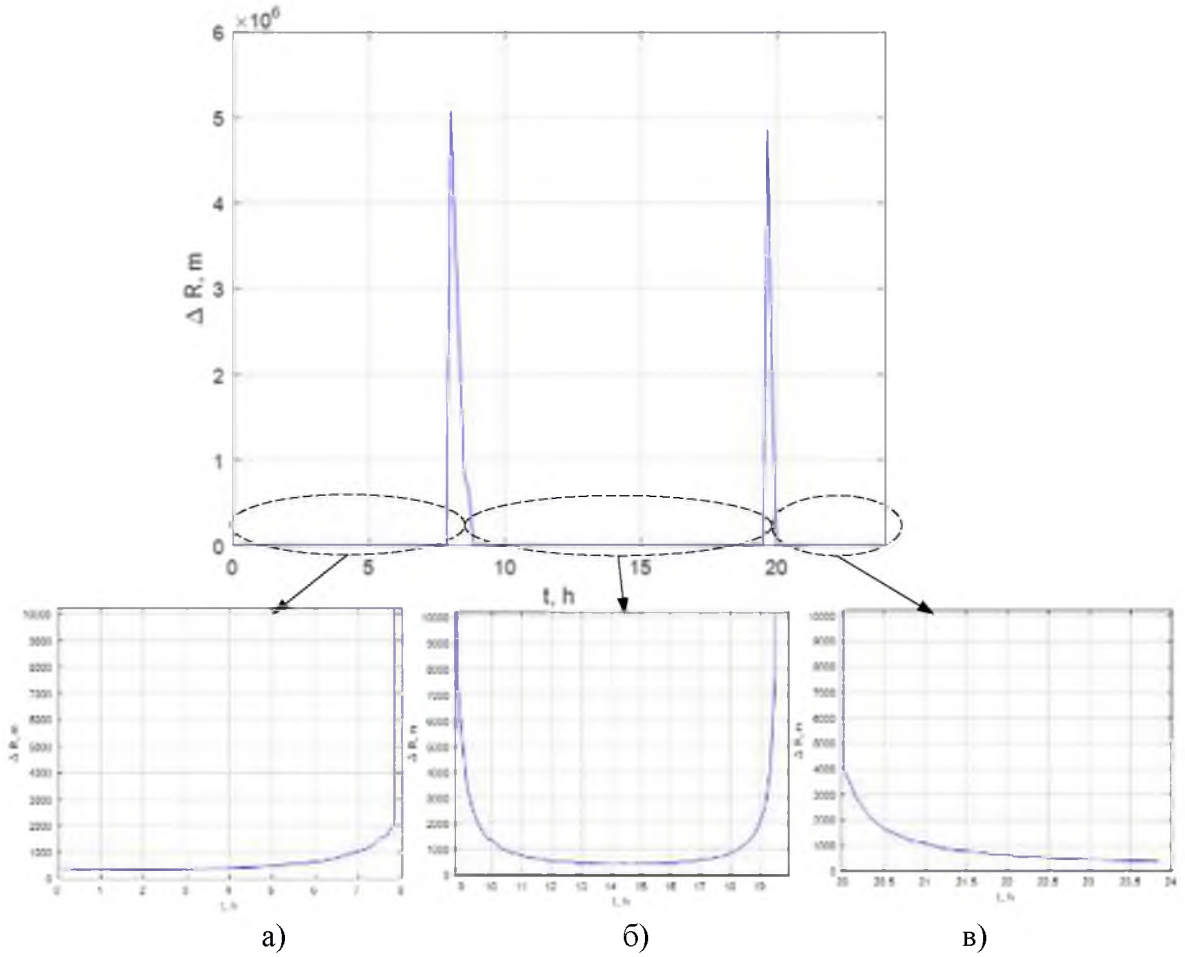


Рис. 2. Зависимость ошибки определения местоположения ИНП от положения СР за сутки (а, б, в – фрагменты основного рисунка в увеличенном масштабе)

Для выявления возможных причин возникновения экстремумов зависимости $\Delta\overline{R}(t)$ проведены исследования влияния на точность определения ошибки ОМП источника непреднамеренных помех следующих параметров:

– абсолютной площади созвездия $\overline{S}_{\Delta}$, образованного тремя СР;

– абсолютных длин все сторон $\overline{P}_{\Delta}$ треугольного созвездия СР (периметр);

– площади проекции треугольного созвездия СР на плоскость, касательную к поверхности Земли в точке размещения ИНП ($\overline{S}_{\Delta\text{проекц ИНП}}$);

– объема пространственной пирамиды $\overline{V}$, образованной тремя СР и ИНП.

При этом параметры $\overline{S}_{\Delta}$ и $\overline{P}_{\Delta}$ не зависят от места размещения ИНП, а $\overline{S}_{\Delta\text{проекц ИНП}}$ и $\overline{V}$ – зависят.

Исследование влияния абсолютной площади созвездия, образованного тремя СР, на точность измерений ошибки местоположения ИНП

Пример треугольного созвездия, образованного СР, показан на рис. 4.

На рис. 5 приведены зависимость ошибки $\Delta\overline{R}$ от текущих координат СР и результаты изменения абсолютной площади треугольного созвездия в течение суток. Для удобства визуального анализа проведено масштабирование площади $\overline{S}_{\Delta}$ (делением на 10^7).

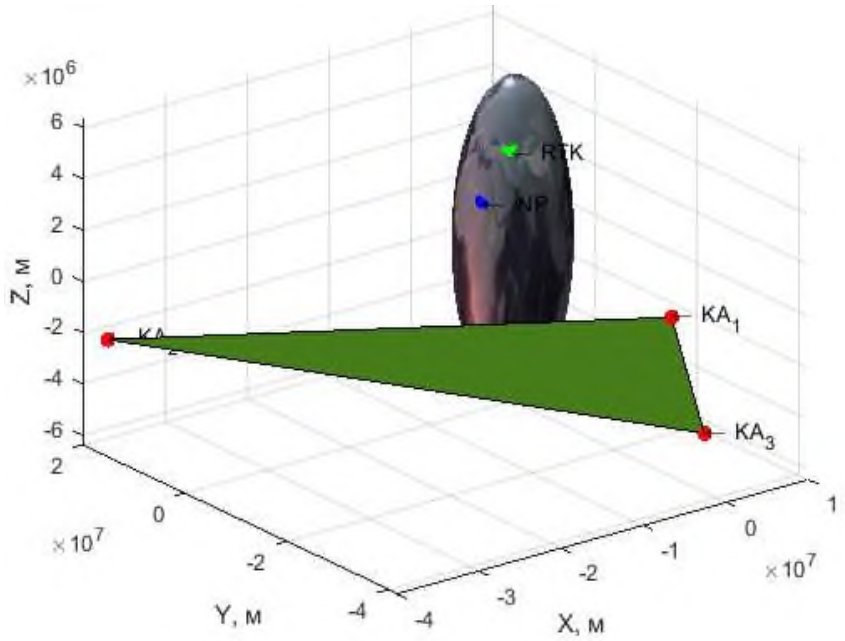


Рис. 4. Пример треугольного созвездия СР в момент времени 11 ч 00 мин

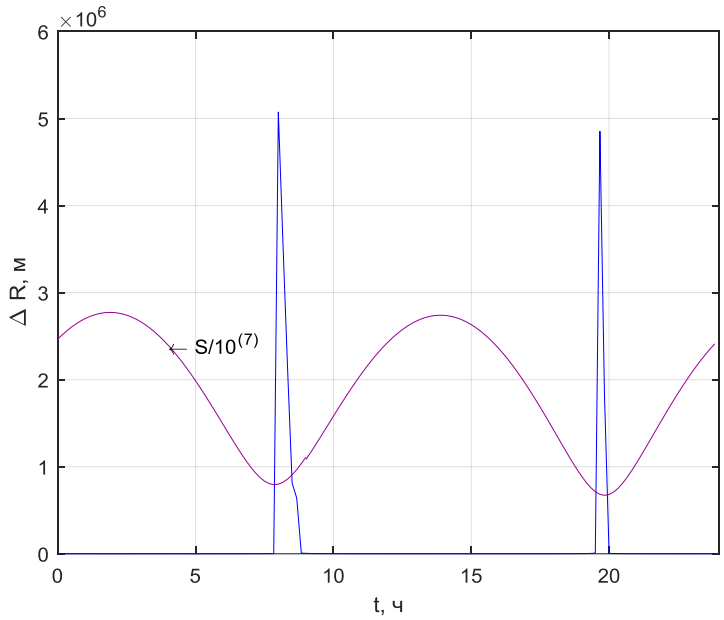


Рис. 5. Изменение площади созвездия СР (треугольника в пространстве) в зависимости от времени в течение суток

Анализ результатов приведенных на рис. 5 показал:

– минимальные значения ошибка $\Delta\bar{R}$ имеет в те моменты времени, когда площадь треугольного созвездия принимает максимальные значения. Например, с 01 ч 00 мин до 03 ч 00 мин ошибка $\Delta\bar{R} \approx 350$ м, а $\bar{S}_{\Delta} \approx 2.75*10^{13}$ м^2, с 13 ч 00 мин до 16 ч 00 мин ошибка $\Delta\bar{R} \approx 450$ м, а $\bar{S}_{\Delta} \approx 2.6*10^{13}$ м^2;

– ошибка $\Delta\bar{R}$ имеет максимальные значение в те моменты времени, когда площадь треугольного созвездия принимает минимальные значения. Например, в 08 ч 00 мин и 19 ч 40 мин ошибки $\Delta\bar{R}$ составляют 5075 и 4652 км, а $\bar{S}_{\Delta}$ – $8*10^{12}$ м^2 и $6.84*10^{11}$ м^2;

– указанная выше тенденция сохраняется при изменении места размещения ИНП. При этом могут быть незначительные отклонения экстремумов $\overline{P}_{\Delta}$ и $\Delta\overline{R}$ в пределах единиц минут по временной шкале.

Необходимо отметить, что минимальные значения $\overline{S}_{\Delta}$ наблюдаются в те моменты времени, когда СР располагаются практически по «дуге» относительно экватора. Ранее в статье [6] было доказано, что такой вид созвездия СР является самым неоптимальным с точки зрения получения лучших результатов по точности ОМП ИНП. При этом в [6] также рассматривался модифицированный РДМ, но при наличии четырех опорных точек в виде СР. С учетом проведенного исследования, частные результаты работы модифицированного РДМ, описанные в [6], справедливы и для текущей ситуации.

Исследование влияния суммы абсолютных длин всех сторон P_{Δ} треугольного созвездия СР на точность измерений ошибки местоположения ИНП

На рис. 6. приведены зависимость ошибки $\Delta\overline{R}$ от текущих координат СР и результаты изменения суммы абсолютных длин всех сторон $\overline{P}_{\Delta}(t)$ треугольного созвездия СР в течение суток. Для удобства визуального анализа проведено масштабирование значений площади $\overline{P}_{\Delta}(t)$ (делением на 30).

Анализ приведенных на рис. 6 результатов показал:

– сумма длин всех сторон треугольного созвездия СР также имеет минимальные значения в те моменты времени, когда ошибка $\Delta\overline{R}$ принимает максимальные значения. И наоборот, когда ошибка $\Delta\overline{R}$ минимальна, то и исследуемый параметр $\overline{P}_{\Delta}(t)$ принимает максимальные значения. Данный факт в очередной раз подтверждает тезис о зависимости точности ОМП ИНП от конфигурации созвездия СР;

– приведенные результаты для рассматриваемой группировки из трех СР сохраняются при изменении места размещения ИНП. При этом могут быть незначительные отклонения экстремумов $\overline{P}_{\Delta}(t)$ и $\Delta\overline{R}(t)$ в пределах единиц минут по временной шкале.

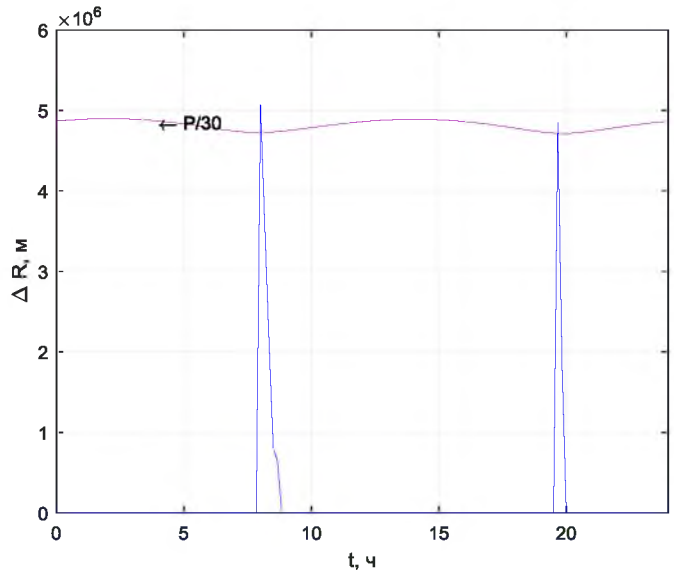


Рис. 6. Изменение суммы абсолютных длин всех сторон P_{Δ} треугольного созвездия СР в зависимости от времени в течение суток

Исследование влияния на точность измерений ошибки местоположения ИНП площади проекции треугольного созвездия СР на плоскость, касательную к поверхности Земли в точке размещения ИНП

На рис. 7 приведена зависимость $\Delta\bar{R}(t)$ и масштабированная $\bar{S}_{\Delta\,\text{проекц ИНП}}(t)$.

Анализ приведенных на рис. 7 результатов показал:

– минимальные значения зависимости $\bar{S}_{\Delta\,\text{проекц ИНП}}(t)$ фактически совпадают с максимальными значениями зависимости $\Delta\bar{R}(t)$;

– изменение места размещения ИНП в пределах совместной ЗРВ трех СР на общий тренд изменения зависимостей не влияет.

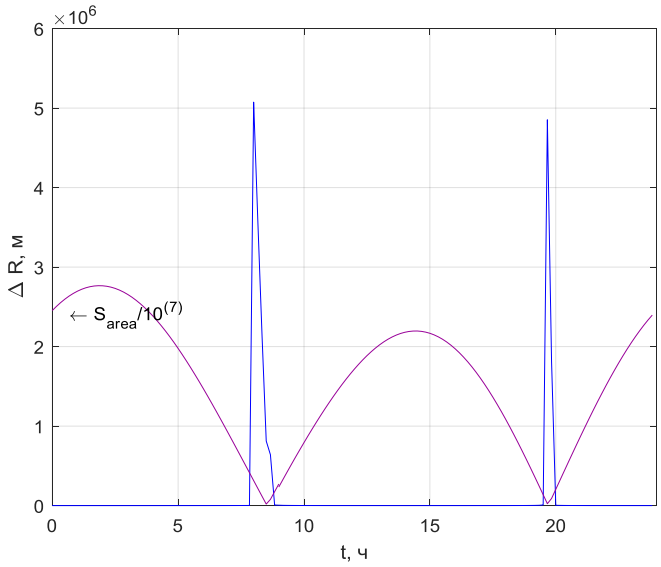


Рис. 7. Изменение площади проекции треугольного созвездия СР на плоскость, касательную к поверхности Земли в точке размещения ИНП, от времени в течение суток

Исследование влияния объема пространственной пирамиды, образованной тремя СР и ИНП, на точность измерений ошибки местоположения ИНП

Результаты изменения объема пространственной пирамиды, образованной тремя спутниковыми ретрансляторами и источником непреднамеренных помех, в зависимости от времени в течение суток приведены на рис. 8. Значения $\bar{V}_{\Delta}(t)$ разделены на 10^{13} для приведения к масштабу удобному для анализа.

Анализ результатов, приведенных на рис. 8, показал:

– минимальные значения зависимости $\bar{V}_{\Delta}(t)$ в пределах единиц минут по шкале времени сдвинуты относительно максимальных значений $\Delta\bar{R}(t)$, однако общий тренд, выявленный в результате анализа результатов, приведенных на рис. 5–7, сохраняется. Небольшие отклонения экстремальных значений зависимостей могут быть связаны с выбором шага в 10 мин по шкале времени, через который фиксируются положения спутниковых ретрансляторов в течение суток;

– изменение места размещения источника непреднамеренных помех в пределах совместной зоны радиовидимости трех СР на общий тренд изменения зависимостей не влияет.

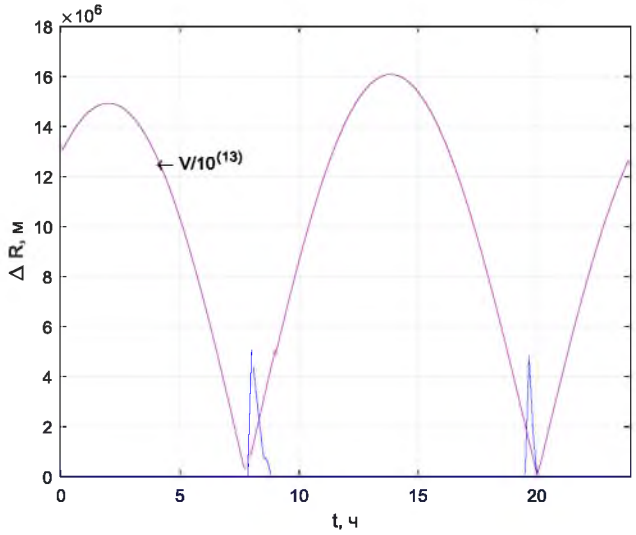


Рис. 8. Изменение объема треугольной пирамиды, образованной СР и ИНП, в зависимости от времени в течение суток

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании проведенных исследований можно сделать ряд обобщающих выводов:

– частные результаты моделирования показали, что на точность ОМП ИНП влияют геометрические параметры созвездий СР, что подтверждает общеизвестные тезисы, приведенные в материалах [6–9];

– установлено, что для частной ситуации наибольшее влияние на точность ОМП ИНП оказывают следующие параметры: площадь треугольника, формируемого тремя СР, площадь проекции треугольного созвездия СР на плоскость, касательную к поверхности Земли в точке размещения ИНП, а также объем треугольной пирамиды, образованной СР и ИНП. При этом для всех перечисленных параметров наблюдается следующий тренд: при минимальном значении рассматриваемого параметра точность ОМП ИНП наихудшая, а при максимальном – стремится к предельным минимальным значениям;

– параметр «площадь треугольника, формируемого тремя СР» может применяться для нахождения временных интервалов в суточном цикле движения выбранного созвездия спутниковых ретрансляторов, гарантирующих требуемую точность ОМП ИНП при отсутствии априорных сведений об их месте размещения;

– параметры «площадь проекции треугольного созвездия СР на плоскость, касательную к поверхности Земли в точке размещения ИНП» и «объем треугольной пирамиды, образованной СР и ИНП» могут применяться при определении временных интервалов в суточном цикле движения выбранного созвездия спутниковых ретрансляторов, гарантирующих требуемую точность ОМП ИНП при наличии априорных сведений об их месте размещения;

– рассмотренные геометрические параметры могут быть использованы для выбора наилучших вариантов конфигурации созвездий СР при их формировании;

– при анализе существующих космических систем, которые могут быть использованы для ретрансляции сигналов ИНП, существует возможность выбора оптимальной структуры СР и времени их работы для удовлетворения требований по точности ОМП источников непреднамеренных помех;

– при других исходных данных (тип орбиты и технические характеристики СР, ПРМ и ИНП) результаты определения ошибки местоположения ИНП могут существенно отличаться, однако общий тренд зависимостей будет сохраняться.

Список использованных источников

1. К 2025 году число спутников на орбите Земли вырастет до 70 тысяч. – URL : https://rg.ru/2023/04/26/iurij-borisov-k-2025-godu-chislo-sputnikov-na-orbite-zemli-vyrastet-do-70-tysiach.html (дата обращения: 19.07.2025).

2. Через 10 лет на околоземной орбите будет уже около 70 тысяч спутников. – URL : https://www.ixbt.com/news/2022/08/18/cherez-10-let-na-okolozemnoj-orbite-budet-uzhe-okolo-70-tysjach-sputnikov.html (дата обращения: 19.07.2025).

3. В России введена в строй система геолокации. – URL: www.rkn.gov.ru/|news /rsoc/news16618.html (дата обращения: 19.07.2025).

4. Китай создает спутниковую систему дистанционного зондирования для геолокации. – URL : www.tass.ru/kosmos/4845907 (дата обращения: 19.07.2025).

5. *Клименко Н. Н.* Современные низкоорбитальные космические аппараты для геолокации и идентификации источников радиоизлучений // Воздушно-космическая сфера. – 2018. – № 2 (95). – С. 48–57.

6. *Сиротин И. Н., Вознюк В. В., Зайцев С. А.* Модифицированный разностно-дальномерный метод определения местоположения источников помех системам спутниковой связи на основе принципа пространственно распределенной ретрансляции сигналов и помех // Вопросы оборонной техники. Сер. 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2020. – Вып. 3–4 (141–142). – С. 43–52.

7. Исследование влияния суточных эволюций орбитальной структуры пространственно распределенной сети геостационарных спутниковых ретрансляторов на точность геолокации наземных источников непреднамеренных помех системам спутниковой связи при решении задач электромагнитной совместимости / И. Н. Сиротин [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2021. – Вып. 11–12 (161–162). – С. 148–156.

8. *Абакумов А. Н., Семенюк С. С.* Исследование влияния геометрической конфигурации разностно-дальномерной системы на точность определения местоположения абонентских терминалов спутниковых систем связи // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2014. – Вып. 644. – С. 40–50.

9. *Волков Р. В., Севидов В. В.* Точность геолокации разностно-дальномерным методом с использованием спутников-ретрансляторов на геостационарной орбите // Известия СПбГЭТИ. – 2014. – Вып. 9. – С. 12–19.

10. *Сайбель А. Г.* Введение в теорию определения местоположения объектов радиотехническими методами : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2000. – 93 с.

11. *Зайцев С. А., Сиротин И. Н., Левин Д. В.* Оценка точности определения местоположения источников радиоизлучения группировкой из трех беспилотных летательных аппаратов // Вопросы оборонной техники. Сер. 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2020. – Вып. 9–10 (147–148). – С.75–80.

12. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике (для научных работников и инженеров). – М., 1974. – 832 с.

13. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2020617945. Программный комплекс для определения местоположения источников помех системам спутниковой связи модифицированным разностно-дальномерным методом на основе принципа пространственно распределенной ретрансляции сигналов и помех / И. Н. Сиротин, В. В. Вознюк, Д. В. Левин. – Заявл. 22.05.2020, опубл. 15.07.2020.

14. Онлайн каталог спутников. – URL : www.celestrak.com/NORAD/elements (дата обращения 19.07.2024).

С. Г. Алёхин[1],
доктор технических наук, доцент;
И. Е. Калмычков[2],
кандидат технических наук;
А. И. Худас[3]
[1] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2, 3] АО «НИИ «Вектор», г. Санкт-Петербург.

ОЦЕНИВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ МНОГОСПУТНИКОВЫХ ГРУППИРОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В статье представлены результаты оценивания эффективности формирования многоспутниковых группировок малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. В этих целях был разработан соответствующий метод для решения задачи формирования орбитальной группировки непрерывного землеобзора.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, малые космические аппараты, многоспутниковая орбитальная группировка, способы вывода и формирования орбитальной группировки.

ВВЕДЕНИЕ

Применительно к космическим системам дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) одним из способов повышения периодичности наблюдения и оперативности доставки информации является использование многоспутниковых группировок малых космических аппаратов (МКА), размещенных на низких околоземных орбитах типа LEO. Однако для обеспечения непрерывного наблюдения поверхности Земли требуется группировка в составе нескольких десятков МКА, размещенных в разных плоскостях и фазах орбиты (табл. 1). При этом скорость развертывания и подержания требуемого состава космического сегмента системы ДЗЗ определяется используемым способом вывода и формирования многоспутниковой группировки.

Таблица 1

Рассчитанное потребное число МКА ДЗЗ, обеспечивающее непрерывное наблюдение поверхности Земли при минимальном угле места 7°

№ п/п	Высота орбиты, км	Радиус зоны контроля, км	Общее число МКА	Число орбитальных плоскостей	Число МКА в орбитальной плоскости
1	500	1782	100	10	10
2	750	2265	64	8	8
3	1000	2659	49	7	7

До настоящего времени МКА ДЗЗ выводились на орбиту в качестве дополнительной нагрузки с помощью ракет-носителей среднего класса. Однако в 2023 г. состоялся запуск баллистической связанной группы (БСГ) МКА системы HawkEye-360 в качестве основной нагрузки с помощью ракеты-носителя легкого класса. Следует отметить, что сегодня развернутые группировки МКА ДЗЗ различных государств не обеспечивают непрерывный землеобзор (табл. 2).

Таблица 2

Характеристика существующих способов вывода МКА ДЗЗ на рабочую орбиту

Основные характеристики способа	Тип МКА		
	Elisa*	HawkEye-360**	HawkEye-360**
Ракета-носитель	Союз-СТ-А	Falcon 9	Rocket Lab Electron
Вид нагрузки	Дополнительная нагрузка	Дополнительная нагрузка	Основная нагрузка
Стоимость запуска, млн. $	50 (общая сумма запуска)	50 (общая сумма запуска)	4,9–6,6
Число запусков	1	6	1
Блок выведения	Фрегат	нет	нет
Средняя высота орбиты, км	700	492–577	553
Наклонение орбиты, град.	98,3	97,6	40,5
Вес МКА, кг	130	30	
Размеры МКА, м	0,6x0,6x0,8	0,4x0,3x0,2	
Число одновременно запущенных МКА	4	3	
Время вывода МКА на рабочую орбиту (без учета времени на ориентацию и стабилизацию)	59 минут	–	90 минут

** Запуск состоялся в 2011 г., дальнейшее наращивание группировки не планируется.*

*** Система формируется с 2018 г. по настоящее время и включает 11 БСГ по три МКА в каждой. Ежегодно выполняется по два запуска. Планируемый размер группировки 20 БСГ по три МКА в каждой.*

Известный в настоящее время способ вывода и формирования многоспутниковых группировок МКА успешно применяется при развертывании космического сегмента систем подвижной спутниковой связи Iridium и систем широкополосного доступа в интернет Starlink и OneWeb (табл. 3) [1–3]. Суть способа состоит в групповом выводе МКА на опорную орбиту с помощью ракеты-носителя среднего класса и их разведении по орбитальным плоскостям и фазам орбиты с помощью собственных двигателей малой тяги (ДМТ). При некоторых запусках для повышения скорости вывода использовался блок выведения «Фрегат».

В работах [4, 5] рассмотрен другой способ использования ракеты-носителя среднего класса для группового вывода МКА. Его отличительной особенностью является применение сборки из четырех электроракетных разгонных блоков (ЭРРБ). Каждый разгонный блок объединяет МКА, выводимые в одну плоскость. Это позволяет не оборудовать космические аппараты собственной двигательной установкой. Однако в настоящее время применение такого способа невозможно вследствие отсутствия практической реализации ЭРРБ.

Следовательно, в настоящее время в качестве возможных способов вывода и формирования многоспутниковых группировок МКА ДЗЗ целесообразно рассматривать следующие пять:

1) одиночный вывод МКА (БСГ МКА) на рабочую орбиту в качестве основной нагрузки с помощью ракеты-носителя легкого класса;

2) одиночный вывод МКА (БСГ МКА) на рабочую орбиту в качестве дополнительной нагрузки с помощью ракеты-носителя среднего класса и блока выведения;

3) групповой вывод МКА на рабочую орбиту в качестве основной нагрузки с помощью ракеты-носителя легкого или среднего класса и их разведение по требуемым фазам орбиты с помощью блоков выведения, в том числе ЭРРБ;

Таблица 3

Основные параметры, характеризующие формирование многоспутниковых группировок систем связи

Тип МКА	Тип ракеты-носителя	Интенсивность запусков	Вес МКА (топлива), кг	Размеры МКА, м	Наклонение орбиты, град.	Высота опорной орбиты, км	Высота рабочей орбиты, км	Параметры, изменяемые при маневре	Время перехода МКА с опорной на рабочую орбиту	Число МКА, выводимых на орбиту при одном запуске
Iridium-NEXT	Falcon 9 FT	один раз в два месяца	860 (141)	3,1x2,4x1,5	86,4	620	750; 780	Наклонение и высота орбиты	до 12 месяцев	до 10
Starlink-0.9	Falcon 9 FT	до двух раз в месяц	227 (10)	3,2x1,6x0,2	53	280	550	Высота орбиты	до 4 месяцев	до 60
OneWeb	Союз-2.1б (Союз – СТБ)	до одного раза в месяц	147,7 (5,8)	1,2x0,925x1,3	87,9	450	1220	Наклонение и высота орбиты	до 10 месяцев	до 36
	Falcon 9									до 40

4) групповой вывод МКА на опорную орбиту в качестве дополнительной нагрузки с помощью ракеты-носителя легкого или среднего класса и их разведение по требуемым плоскостям и фазам орбиты с помощью блоков выведения;

5) групповой вывод МКА на опорную орбиту в качестве основной нагрузки с помощью ракеты-носителя легкого или среднего класса и их разведение по требуемым плоскостям и фазам орбиты с помощью собственных ДМТ.

В исследованиях, посвященных анализу существующих способов построения многоспутниковых группировок МКА, подробно рассмотрены методы синтеза оптимальных группировок [1, 6], основные принципы реализации способов вывода и формирования многоспутниковых группировок [1–5], а также методы оценивания эффективности запуска ракеты-носителя [7]. Однако, не смотря на многообразие существующих способов вывода и формирования многоспутниковых группировок МКА, до настоящего времени не проводилось исследование, позволяющее оценить их эффективность с позиции формирования многоспутниковой орбитальной группировки системы ДЗЗ.

Стоит отметить, что с позиции ДЗЗ выбранный способ должен обеспечивать формирование орбитальной группировки в рамках заданного временного интервала, что обусловлено большим числом МКА и малым временем их активного существования. Поэтому в рамках выполняемой работы эффективность вывода и формирования орбитальной группировки оценивается на основе комплексного показателя, учитывающего не только финансовые, но и временные затраты на ее формирование.

Таким образом, целью исследований является оценивание эффективности существующих подходов к выводу и формированию многоспутниковых группировок на основе расчета временных и финансовых затрат, обеспечивающих вывод и разведение по заданным плоскостям и фазам орбиты требуемого числа МКА ДЗЗ. Объектом исследования являются средства вывода и формирования многоспутниковых группировок МКА. Предметом исследования – способы формирования многоплоскостных многоспутниковых группировок МКА ДЗЗ.

При выполнении исследования приняты следующие допущения:

– надежность средств вывода позволяет решить задачу формирования орбитальной группировки с вероятностью близкой к единице;

– размеры МКА соответствуют форм-фактору Cubesat [8].

В настоящее время для вывода и формирования многоспутниковой группировки могут использоваться следующие средства (табл. 4) [9–14]:

– ракеты-носители легкого класса «Старт-1», «Союз-2.1В», «Ангара А-1.2»;

– ракеты-носители среднего класса «Союз-2.1а» и «Союз-2.1б»;

– ракета-носитель тяжелого класса «Ангара А-5»;

– блоки выведения «Фрегат» и «Волга».

Применение методики, рассмотренной в работе [7], позволило рассчитать число МКА форм-фактора Cubsat (табл. 5), групповой запуск которых возможен одной ракетой-носителем. Расчет выполнен для условий вывода только МКА (табл. 6), а также при условии использования блоков выведения «Волга» и «Фрегат» с адаптером массой 400 кг (табл. 7 и 8). Суть методики состоит в том, что при расчетах учитываются вес и объем выводимой полезной нагрузки.

Анализ данных, представленных в табл. 6–8, показывает потенциальную возможность использования ракетоносителей легкого и среднего класса для вывода МКА в количестве, обеспечивающем решение задачи непрерывного землеобзора (см. табл. 1). Однако стоит заметить, что разрабатываемый перспективный ДМТ МКА типа Cubesat предназначен только для подержания и корректировки орбиты в ходе срока активного существования [15]. Это обусловливает необходимость применения блоков выведения для формирования многоспутниковой группировки.

Таблица 4

Основные характеристики ракет-носителей российского производства

№ п/п	Обозначение	Вес полезной нагрузки	Среднее время подготовки к запуску	Примерная стоимость запуска, млн. руб.	Тип орбиты	Тип стартового устройства	Изготовитель (страна производства)	Примечание
Ракетоносители легкого класса								
1	Старт-1	до 490 кг (реальный вывод – 350 кг)	26 суток	640	LEO 200 км	Мобильное	Московский институт теплотехники (РФ)	Последний запуск в 2006 г.
2	Союз-2.1в	до 2800 кг	20 суток	1680	LEO до 200 км	Наземное открытое	РКЦ «Прогресс (РФ)	Эксплуатация продолжается
3	Ангара А-1.2	до 3800 кг	180 суток (2 запуска в год)	2280	LEO до 200 км	Наземное открытое	ГКНПЦ им. М. В. Хруничева (РФ)	На стадии ЛКИ
		до 1600 кг			LEO до 1500 км			
Ракетоносители среднего класса								
4	Союз-2.1а	2800–9200 кг	20 суток	2800; 3880 (с блоком выведения)	LEO, MEO, GEO	Наземное открытое	РКЦ «Прогресс» (РФ)	Эксплуатация продолжается
5	Союз-2.1б							
Ракетоносители тяжелого и сверхтяжелого класса								
6	Протон-М	до 23700 кг	н. д.	5200	LEO до 200 км	Наземное открытое	ГКНПЦ им. М. В. Хруничева	Планируется завершить эксплуатацию в 2025 году
		до 3300 кг			GEO			
7	Ангара А-5	до 24000 кг	45 суток (8 запусков в год)	7000 (4000 в серии)	LEO до 200км	Наземное открытое	ГКНПЦ им. М. В. Хруничева	На стадии ЛКИ
		до 5400 кг			ГПО			
		до 2800 кг			GEO			

Таблица 5

Параметры МКА типа Cubesat

№ п/п	Форм-фактор платформы	Масса МКА, кг	Длина, мм	Ширина, мм	Высота, мм
1	Cubesat-3U	4	108	108	340,5
2	Cubesat-6U	12	108	226,3	366
3	Cubesat-12U	30	226,3	226,3	340,5

Таблица 6

Параметры ракет-носителей и результаты расчета параметров однократного группового запуска МКА

№ п/п	Основные параметры	Обозначение ракеты-носителя				
		Старт-1	Союз-2.1В (обтекатель Ø 3м)	Ангара-1.2	Союз-2.1а (обтекатель Ø 4,11м)	Союз-2.1б (обтекатель Ø 4,11м)
1.	Масса полезной нагрузки при выводе на орбиту высотой 200 км, кг	490	2800	3800	7000	8660
Параметры головного обтекателя, определяющие объем для размещения полезной нагрузки						
2.	Диаметр зоны полезной нагрузки, мм	830	2300	1820	2120	
3.	Высота зоны полезной нагрузки, мм	2250	5990	7334	8220	
4.	Объем зоны полезной нагрузки, $м^3$	0,775	15,844	12,247	18,472	
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-3U**						
5.	**Число МКА при однократном запуске**	**122**	**700**	**950**	**1750**	**2165**
6.	Суммарный объем МКА, $м^3$	0,485	2,784	3,779	6,96	8,611
7.	Суммарная масса МКА, кг	488	2800	3800	7000	8660
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-6U**						
8.	**Число МКА при однократном запуске**	**40**	**233**	**316**	**583**	**721**
9.	Суммарный объем МКА, $м^3$	0,359	2,091	2,835	5,231	6,469
10.	Суммарная масса МКА, кг	480	2796	3792	6996	8652
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-12U**						
11.	**Число МКА при однократном запуске**	**16**	**93**	**126**	**233**	**288**

Окончание табл. 6

№ п/п	Основные параметры	Обозначение ракеты-носителя				
		Старт-1	Союз-2.1В (обтекатель Ø 3м)	Ангара-1.2	Союз-2.1а (обтекатель Ø 4,11м)	Союз-2.1б (обтекатель Ø 4,11м)
12.	Суммарный объем МКА, м^3	0,281	1,634	2,214	4,1	5,1
13.	Суммарная масса МКА, кг	480	2790	3780	6990	8640

Таблица 7

Параметры ракет-носителей и результаты расчета параметров однократного группового запуска МКА (результаты расчета для условий применения блока выведения «Волга» и адаптера массой 400 кг)

№ п/п	Основные параметры	Обозначение ракеты-носителя		
		Союз-2.1В (обтекатель Ø 3м)	Союз-2.1а (обтекатель Ø 4,11м)	Союз-2.1б (обтекатель Ø 4,11м)
1.	Масса полезной нагрузки при выводе на орбиту высотой 200 км, кг	2800	7000	8660
Параметры головного обтекателя, определяющие объем для размещения полезной нагрузки				
2.	Диаметр зоны полезной нагрузки, мм	2300	2120	
3.	Высота зоны полезной нагрузки, мм	4962	7192	
4.	Объем зоны полезной нагрузки, м^3	13,124	16,162	
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-3U**				
5.	**Число МКА при однократном запуске**	**165**	**1215**	**1630**
6.	Суммарный объем МКА, м^3	0,656	4,833	6,483
7.	Суммарная масса МКА, кг	660	4860	6520
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-6U**				
8.	**Число МКА при однократном запуске**	**55**	**405**	**543**
9.	Суммарный объем МКА, м^3	0,494	3,634	4,872
10.	Суммарная масса МКА, кг	660	4860	6516
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-12U**				
11.	**Число МКА при однократном запуске**	**22**	**162**	**217**
12.	Суммарный объем МКА, м^3	0,387	2,847	3,813
13.	Суммарная масса МКА, кг	660	4860	6510

Таблица 8

Параметры ракет-носителей и результаты расчета параметров однократного группового запуска МКА (результаты расчета для условий применения блока выведения «Фрегат-М» и адаптера массой 400 кг)

№ п/п	Основные параметры	Обозначение ракеты-носителя	
		Союз-2.1а (обтекатель Ø 4,11м)	Союз-2.1б (обтекатель Ø 4,11м)
1.	Масса полезной нагрузки при выводе на орбиту высотой 200 км, кг	7000	8660
Параметры головного обтекателя, определяющие объем для размещения полезной нагрузки			
2.	Диаметр зоны полезной нагрузки, мм	2120	
3.	Высота зоны полезной нагрузки, мм	6345	
4.	Объем зоны полезной нагрузки, м^3	14,258	
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-3U**			
5.	**Число МКА при однократном запуске**	**108**	**523**
6.	Суммарный объем МКА, м^3	0,43	2,08
7.	Суммарная масса МКА, кг	432	2092
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-6U**			
8.	**Число МКА при однократном запуске**	**36**	**174**
9.	Суммарный объем МКА, м^3	0,323	1,561
10.	Суммарная масса МКА, кг	432	2088
Параметры однократного группового запуска МКА форм-фактора **Cubesat-12U**			
11.	**Число МКА при однократном запуске**	**14**	**69**
12.	Суммарный объем МКА, м^3	0,246	1,212
13.	Суммарная масса МКА, кг	420	2070

В свою очередь, технические характеристики блоков выведения с двигателями на жидком ракетном топливе («Фрегат» и «Волга») не позволяют одновременно выводить более трех МКА (БСГ МКА). Это связано с малым допустимым числом включений маршевого двигателя (до 7 включений), а также с ограничением на срок активного существования разгонных блоков (до 24 ч).

Сведения о времени подготовки к запуску и стоимости запуска, представленные в табл. 4, а также результаты расчетов, представленные в табл. 6–8, позволяют оценить эффективность применения рассматриваемых подходов к выводу и формированию многоспутниковой группировки на основе разработанного метода, включающего следующие основные процедуры:

– расчет вероятности успешного решения задачи формирования орбитальной группировки *p*;

– расчет временных затрат на вывод и формирование требуемого состава орбитальной группировки Δt_{Σ};

– расчет суммарных финансовых затрат на запуск ракеты-носителя (ракет-носителей) Δs_{Σ}.

Выполнение перечисленных процедур позволяет сформировать вектор комплексных частных показателей качества

$$V_{\langle 3 \rangle} = \langle p, \Delta t_{\Sigma}, \Delta s_{\Sigma} \rangle. \quad (1)$$

Основу для расчета значения p составляют известные методы расчета показателей надежности космических систем. В рамках выполняемой работы принято допущение, позволяющее считать $p = 1$.

Расчет значения Δs_{Σ} выполняется по следующей формуле:

$$\Delta s = \sum_{i=1}^{N_{\text{РН}}} s_i, \quad (2)$$

где Δs_i – финансовые затраты на запуск i-й ракеты-носителя;

$N_{\text{РН}}$ – число ракет-носителей, необходимых для вывода и формирования требуемого объема орбитальной группировки.

Расчет значения Δt_{Σ} выполняется по следующей формуле:

$$\Delta t_{\Sigma} = \Delta t_{\text{ПР}} + \Delta t_{\text{РО}}, \quad (3)$$

где $\Delta t_{\text{ПР}}$ – время подготовки ракеты-носителя (ракет-носителей) к запуску и выводу МКА на опорную (или рабочую) орбиту;

$\Delta t_{\text{РО}}$ – время установки МКА в заданные плоскости и фазы рабочей орбиты.

Для способов одиночного вывода МКА можно принять $\Delta t_{\text{РО}} = 0$. Это обусловлено тем, что вывод МКА при таких способах может осуществляться непосредственно в заданные фазу и плоскость рабочей орбиты. В этом случае

$$\Delta t_{\Sigma} = \Delta t_{\text{ПР}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{МКА}}} \Delta t_i, \quad (4)$$

где Δt_i – время подготовки i-й ракеты-носителя к запуску;

$N_{\text{МКА}}$ – число выводимых МКА.

Для способов группового вывода МКА

$$\Delta t_{\text{ПР}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{РН}}} \Delta t_i. \quad (5)$$

Значения $N_{\text{РН}}$ и $\Delta t_{\text{РО}}$ определяются наличием и типом используемого блока выведения, а также применением собственных ДМТ МКА.

Так, при использовании блока выведения на жидком ракетном топливе (ЖРТ) число одновременно выводимых МКА не превышает трех. В этом случае

$$N_{\text{РН}} = ceil\left(N_{\text{МКА}}/3\right), \quad (6)$$

где $ceil(x)$ – функция округления аргумента x вверх для ближайшего целого числа.

Энергетические возможности блоков выведения на ЖРТ позволяют считать $\Delta t_{\text{РО}} << \Delta t_{\text{ПР}}$, поэтому при проведении расчетов для такого способа выведения принято $\Delta t_{\text{РО}} = 0$.

При использовании ЭРРБ, а также при групповом выводе МКА с последующим разведением по плоскостям и фазам рабочей орбиты с помощью собственных ДМТ значение $t_{\text{РО}}$ рассчитывается на основе следующего выражения:

$$\Delta t_{\text{РО}} = \frac{\pi}{\left|\Delta\Omega_{\text{О}} - \Delta\Omega_{\text{Р}}\right|}, \tag{7}$$

где $\Delta\Omega_{\text{О}}$, $\Delta\Omega_{\text{Р}}$ – скорости изменения долготы восходящего узла соответственно на опорной и рабочей орбите за счет прецессии орбиты. Значения $\Delta\Omega_{\text{О}}$ и $\Delta\Omega_{\text{Р}}$ рассчитываются на основе следующих выражений [16]:

$$\Delta\Omega_{\text{О}} = -\frac{3}{2} J_2 a^2 \sqrt{\frac{\mu}{(a+h_{\text{О}})^7}} \frac{\cos(i)}{(1-e^2)^2}; \tag{8}$$

$$\Delta\Omega_{\text{Р}} = -\frac{3}{2} J_2 a^2 \sqrt{\frac{\mu}{(a+h_{\text{Р}})^7}} \frac{\cos(i)}{(1-e^2)^2}, \tag{9}$$

где J_2 – коэффициент второй зональной гармоники;
a – большая полуось земного эллипсоида;
μ – гравитационная постоянная;
i – наклонение орбиты;
e – эксцентриситет земного эллипсоида;
$h_{\text{О}}$, $h_{\text{Р}}$ – высота опорной и рабочей орбиты соответственно.

Результат расчета частных показателей качества (табл. 9) показывает, что по критерию превосходства эффективным является групповой вывод МКА, оборудованных собственным ДМТ или объединенных на основе ЭРРБ.

Таблица 9

Результаты расчета показателей эффективности при формировании орбитальной группировки на основе МКА, соответствующих форм-фактору Cubesat-12U

Способ вывода	Тип ракеты-носителя	Число запусков	Δs_{Σ}, млрд. руб.	Δt_{Σ}, суток
49 МКА (высота рабочей орбиты 1000 км)				
Одиночный	Старт-1	49	31,36	1274
Групповой с использованием блока выведения на ЖРТ	Союз-2.1в	17	28,56	340
Групповой с использованием ЭРРБ или ДМТ (высота опорной орбиты 200 км)	Союз-2.1а (2.1б)	1	2,8	153
	Союз-2.1в	**1**	**1,68**	**153**
64 МКА (высота рабочей орбиты 750 км)				
Одиночный	Старт-1	64	40,96	1664
Групповой с использованием блока выведения на ЖРТ	Союз-2.1в	22	36,96	440
Групповой с использованием ЭРРБ или ДМТ (высота опорной орбиты 200 км)	Союз-2.1а (2.1б)	1	2,8	199
	Союз-2.1в	**1**	**1,68**	**199**

Окончание табл. 9

Способ вывода	Тип ракеты-носителя	Число запусков	Δs_{Σ}, млрд. руб.	Δt_{Σ}, суток
100 МКА (высота рабочей орбиты 500 км)				
Одиночный	Старт-1	100	64	2600
Групповой с использованием блока выведения на ЖРТ	Союз-2.1в	34	56,12	680
Групповой с использованием ЭРРБ или ДМТ (высота опорной орбиты 200 км)	**Союз-2.1а (2.1б)**	**1**	**2,8**	**322**
	Союз-2.1в	2	3,36	342

Следует отметить, что при формировании требований к качественным показателям на этапе проектирования системы ДЗЗ для оценивания эффективности могут использоваться другие критерии, а именно, пригодности и оптимальности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По критерию превосходства при формировании космической системы непрерывного землеобзора эффективным является способ группового вывода МКА на опорную орбиту в качестве основной нагрузки с использованием ЭРРБ или собственного ДМТ. При этом тип ракетоносителя определяется числом выводимых МКА.

Реализация эффективного развертывания многоплоскостной многоспутниковой группировки МКА возможна после практического освоения предприятиями промышленности выпуска ЭРРБ или МКА (платформы МКА) с ДМТ, обеспечивающей его вывод в заданную плоскость и фазу орбиты.

Метод оценивания эффективности, отличающийся расчетом времени изменения долготы восходящего узла, позволил оценить эффективность рассматриваемых подходов к выводу и формированию орбитальных группировок МКА с учетом временных затрат.

Список использованных источников

1. *Антилогов В. Р., Гриценко А. А.* Пути снижения стоимости пусковых услуг при формировании многоспутниковых группировок на низких орбитах // Спутниковая связь и вещание. – М. : Линтекст, 2023. – С. 80–85.

2. *Пехтерев С. В., Макаренко С. И., Ковальский А. А.* Описательная модель системы спутниковой связи Starlink // Системы управления, связи и безопасности. – 2022. – № 4. – С. 190–255. – URL : https://sccs.intelgr.com/archive/2022-04/07-Pehterev.pdf (дата обращения: 21.03.2025).

3. Спутник связи IRIDIUM NEXT 154 / Ecoruspace.ru [сайт]. – URL : https://ecoruspace.me/
Iridium+NEXT+154.html (дата обращения: 04.04.2025).

4. Способ развертывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов / Д. А. Мосин [и др.] // Материалы 54-х научных чтений памяти К. Э. Циалковского. Калуга, 17–19 сент. 2019 г. – Калуга : Политоп, 2019. – Ч. 1. – С. 82–86.

5. Концептуально-проектные исследования электроракетного разгонного блока для развертывания многоплоскостной орбитальной группировки малых космических аппаратов / А. В. Левандович [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2021. – № 2. – С. 76–87.

6. *Можаев Г. В.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем. Теоретико-групповой подход. – М. : Машиностроение, 1989. – 304 с.

7. *Скворцов Д. В., Осипова И. В., Флора А. Н.* Подход к оцениванию эффективности этапов подготовки и пуска ракет-носителей // Сборник статей I всероссийской научно-технической конференции «Состояние и перспективы развития современной науки по направлению «Малые космические аппараты». Анапа, 29 июля 2021 г. – Анапа : Военный инновационный технополис «ЭРА», 2021. – С. 85–91.

8. Линейка Cubesat-платформ / ООО «Спутникс». – URL: https://sputnix.ru/ru/platformyi/linejka-cubesat-platform (дата обращения: 11.07.2025).

9. Началась подготовка к запуску ракеты-носителя «Старт-1» // РИА Новости : сайт. – 31 марта 2006. – URL: https://ria.ru/ 20060331/45024265.html?ysclid=lo9x5czipe597652565 (дата публикации: 31.03.2006).

10. Российская ракета-носитель «Старт-1» вывела на орбиту израильский спутник // Известия : сайт. – 25 апр. 2006. – URL: https://iz.ru/news/377088 (дата публикации: 25.04.2006).

11. «Днепр» является самым выгодным средством запуска микроспутников // РИА Новости : сайт. – 30 авг. 2012. – URL: https://ria.ru/20120830/733725013.html (дата публикации: 30.08.2012).

12. Главкосмос Пусковые услуги раскрыла стоимость запуска ракеты «Союз 2.1» // ТАСС : сайт. – 2 окт. 2018. – URL: https://tass.ru/kosmos/5628680 (дата публикации: 02.10.2018).

13. Генконструктор сравнил стоимость пусков «Ангары», «Протона» и Falcon 9 // РИА Новости. – 30 авг. 2012. – URL: https:// ria.ru/20201224/angara-1590792293.html (дата публикации: 30.08.2012).

14. История и характеристики ракет-носителей «Ангара» // ТАСС : сайт. – 30 апр. 2022. – URL: https:// https://tass.ru/info/14523641 (дата публикации: 30.04.2022) .

15. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов – опыт летного применения и новые разработки / Г. В. Абраменков [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2023. – № 4. – С. 36–55.

16. *Овчинников М. Ю.* Введение в динамику космического полета : учеб. пособие. – М. : МФТИ, 2016. – 208 с.

М. И. Андрейченко;
И. Ю. Еремеев,
доктор технических наук, профессор;
С. С. Семенюк,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ АБОНЕНТСКИХ ТЕРМИНАЛОВ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХ ДВИЖУЩИХСЯ РАДИОПРИЕМНЫХ УСТРОЙСТВ НА ОСНОВЕ РАСЧЕТА ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ВЗАИМНОЙ ФУНКЦИИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

В статье приведено описание одноэтапного метода определения координат абонентских терминалов спутниковых систем связи на основе расчета пространственной взаимной функции неопределенности. Показано его преимущество по сравнению с двухэтапным методом в условиях низкой электромагнитной доступности, обуславливающей необходимость накопления взаимной энергии сигналов, принятых радиоприемными устройствами на борту космических аппаратов, путем увеличения интервала анализа.

Ключевые слова: определение координат абонентских терминалов, одноэтапный метод определения местоположения, взаимная функция неопределенности.

ВВЕДЕНИЕ

Современные достижения в области приема и обработки радиосигналов составили теоретическую и практическую базу для развития методов определения местоположения (ОМП) пользователей спутниковых систем связи [1–6]. Однако методы ОМП абонентских терминалов (АТ) спутниковых систем связи, реализуемые с использованием двух, трех и более космических аппаратов (КА), основаны на двухэтапной процедуре оценивания координат, вследствие чего имеют ряд ограничений по применению. Существенное ограничение состоит в том, что в условиях низкой электромагнитной доступности АТ реализация этих методов характеризуется необходимостью увеличения длительности анализируемых записей для повышения точности оценивания параметров положения, однако это увеличение ограничено по причине нестационарности частотно-временных трансформаций сигналов, обусловленных эффектом Доплера, и, как следствие, низкого качества измерения координатно-информативных параметров в связи, например, со «смазыванием» корреляционного пика. Разрешение этого противоречия возможно путем применения одноэтапных процедур определения координат, однако существующие походы [7, 8] реализуются только на интервале стационарности взаимного частотного смещения принятых сигналов.

Для применения одноэтапной процедуры определения координат АТ предлагается метод ОМП источников радиоизлучений с использованием двух движущихся радиоприемных устройств, основанный на расчете пространственной взаимной функции неопределенности и обратной доплеровской трансформации двух сигналов.

МОДЕЛЬ ДОПЛЕРОВСКОЙ ТРАНСФОРМАЦИИ СИГНАЛОВ, ПРИНЯТЫХ ДВИУЖЩИМИСЯ РАДИОПРИЕМНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ

Пусть АТ, определяемый в пространстве вектором координат $\vec{p}_0$, излучает сигнал $u_0(t)$ длительностью T_0 и шириной спектра Δf_0:

$$u_0(t) = s(t)e^{j2\pi f_c t}, \quad 0 \le t \le T, \tag{1}$$

где $s(t)$ – огибающая сигнала;

f_c – частота несущего колебания, при этом $\Delta f_0 << f_c$.

Сигнал принимается движущимся радиоприемным устройством (РПУ), задаваемым в пространстве векторами координат $\vec{p}(t)$ и скорости $\vec{v}(t)$. В момент приема сигнал определяется выражением вида

$$u'(t) = s'(t-\tau)e^{j2\pi\xi(t)f_c t}, \tag{2}$$

где τ – время распространения радиосигнала от источника до приемника;

$s'(t)$ – огибающая принятого сигнала, представляющая собой результат доплеровской трансформации огибающей $s(t)$, обусловленной эффектом Доплера;

$\xi(t)$ – функция Доплеровского изменения частоты несущего колебания.

Под доплеровской трансформацией $s' = f(s)$ понимается растяжение или сжатие огибающей $s(t)$ во времени, обусловленное эффектом Доплера I и II порядков. В настоящее время влияние данной трансформации огибающей на результат ОМП не учитывается. Однако при большой ширине спектра Δf_0 масштабно-временная трансформация огибающей может приводить к нелинейным искажениям сигналов, принятых разными движущимися РПУ.

Функция $\xi(t)$ определяется по формуле [9, 10]

$$\xi(t) = \left(1 - \left(\frac{\|\vec{v}(t)\|}{c}\right)^2\right)^{-\frac{1}{2}} \left(1 - \frac{v_r(t)}{c}\right) = \beta(t)\left(1 - \frac{v_r(t)}{c}\right) = \beta(t)\left(1 - \mu(t)\right), \tag{3}$$

где $v_r(t)$ – радиальная составляющая вектора скорости $\vec{v}$ РПУ в направлении на АТ;

c – скорость распространения радиоволн;

$(1-\mu(t))$ – составляющая коэффициента, соответствующая эффекту Доплера I порядка;

$\beta(t)$ – релятивистская составляющая коэффициента (эффект Доплера II порядка);

$\|\bullet\|$ – норма вектора в Евклидовом пространстве.

Радиальная составляющая вектора скорости РПУ по направлению к АТ может быть определена по формуле

$$v_r = \frac{\vec{v}^T(\vec{p}_0 - \vec{p})}{\|\vec{p}_0 - \vec{p}\|}. \tag{4}$$

В РПУ реализуется процедура понижения частоты принимаемого сигнала и получения комплексной огибающей в соответствии с выражением

$$u'(t) = s'(t-\tau)e^{j2\pi\xi f_c t}e^{-j2\pi f_c t}. \tag{5}$$

В результате несложных преобразований с учетом (3) выражение (5) может быть преобразовано к виду

$$u'(t) = s'(t-\tau)e^{j2\pi f_c(\beta-1)t}e^{-j2\pi\mu\beta f_c t}. \tag{6}$$

В большинстве случаев значение β принимают равным единице по причине его несущественного влияния на смещение частоты [9–12]. При $\beta = 1$ комплексная огибающая принятого сигнала (6) приобретает вид

$$u(t) = s'(t-\tau)e^{-j2\pi\mu f_c t}. \quad (7)$$

При приеме сигналов движущимися РПУ на базе КА в диапазонах сверхвысоких частот изменение частоты, обусловленное влиянием коэффициента β, может достигать нескольких герц. Однако в условиях, когда модули скорости движения РПУ сопоставимы при оценивании частотного смещения сигнала, принятого одним РПУ, относительно сигнала, принятого другим РПУ, влияние коэффициента β ничтожно и им можно пренебречь.

Пусть имеет место N движущихся РПУ, синхронизированных по частоте и времени, $\vec{p}_i$ и $\vec{v}_i$ – вектора координат и скорости i-го приемника в момент приема сигнала.

Тогда сигнал, принимаемый i-м приемником, после понижения частоты с помощью опорного колебания на априорно известной частоте f_c определяется выражением

$$u_i(t) = s_i'(t-\tau_i)e^{-j2\pi\mu_i f_c t},\ i = 1,2,...,N, \quad (8)$$

где τ_i – время распространения сигнала от источника до i-го приемника;

μ_i – коэффициент Доплеровского смещения частоты сигнала при приеме i-м приемником;

$s_i'(t-\tau_i)$ – огибающая сигнала АТ, принятая i-м приемником, представляющая собой результат доплеровской трансформации.

В силу того, что $\mu_i = f(\vec{p}_0, \vec{p}_i, \vec{v}_i)$, а $\vec{p}_i = f(t)$ и $\vec{v}_i = f(t)$ являются функциями времени, в общем случае данный коэффициент также меняется во времени, т. е. $\mu_i = f(t)$. С учетом этого выражение (8) необходимо представить в следующем виде:

$$u_i(t) = s_i'(t-\tau_i)e^{-j2\pi f_c \int_0^t \mu_i(t^*)dt^*} = s_i'(t-\tau_i)e^{-j\varphi_i(t)},\ i = 1,2,...,N, \quad (9)$$

где $\varphi_i(t)$ – функция изменения полной фазы гармонической составляющей принятого сигнала АТ после переноса на нулевую частоту, обусловленного эффектом Доплера.

Смесь сигнала и шума, принимаемая i-м приемником, после понижения частоты с помощью опорного колебания на априорно известной частоте f_c определяется выражением

$$\hat{u}_i(t) = u_i'(t) + \hat{w}_i(t) = s_i'(t-\tau_i)e^{-\varphi_i(t)} + \hat{w}_i(t),\ i = 1,2,...,N, \quad (10)$$

где τ_i – время распространения сигнала от источника до i-го приемника;

$\hat{w}_i(t)$ – стационарный белый Гауссовский комплексный шум, мощность которого равна σ_w^2.

Приведенная модель сигналов, принятых движущимися РПУ, является основой для аналитического описания классического двухэтапного метода ОМП АТ, основанного на расчете взаимной функции неопределенности двух сигналов в частотно-временной области, и предлагаемого модернизированного одноэтапного метода, основанного на расчете пространственной взаимной функции неопределенности и обратной доплеровской трансформации сигналов.

РАСЧЕТ ЧАСТОТНО-ВРЕМЕННОЙ ВЗАИМНОЙ ФУНКЦИИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ СИГНАЛОВ

Для двух РПУ двухэтапное ОМП абонентских терминалов начинается с оценивания координатно-информативных параметров (взаимные временная задержка и частотное смещение) путем расчета двумерной взаимной функции неопределенности (ВФН) принятых сигналов:

$$R_{1,2}(\Delta\tau,\Delta f)=\frac{1}{\sqrt{E_1E_2}}\int_{-\Delta f/2}^{\Delta f/2}\int_{-T}^{T}\hat{u}_1(t)\hat{u}_2(t-\Delta\tau)e^{j2\pi\Delta ft}dtdf, \qquad (11)$$

где T – интервал анализа (интервал накопления взаимной энергии двух сигналов);

E_1 и E_2 – энергии принятых сигналов;

$\Delta\tau$ – варьируемая взаимная задержка сигналов, принятых двумя движущимися РПУ;

Δf – варьируемое взаимное доплеровское смещение сигналов, принятых двумя движущимися РПУ.

Оценка взаимной задержки $\Delta\tau_{1,2}=\tau_1-\tau_2$ и взаимного частотного смещения $\Delta f_{1,2}=f_1-f_2$ определяется путем поиска аргументов максимума функции ВФН:

$$(\Delta\tilde{\tau}_{1,2},\Delta\tilde{f}_{1,2})=\arg\max\left\{\left|R_{1,2}(\Delta\tau,\Delta f)\right|\right\}. \qquad (12)$$

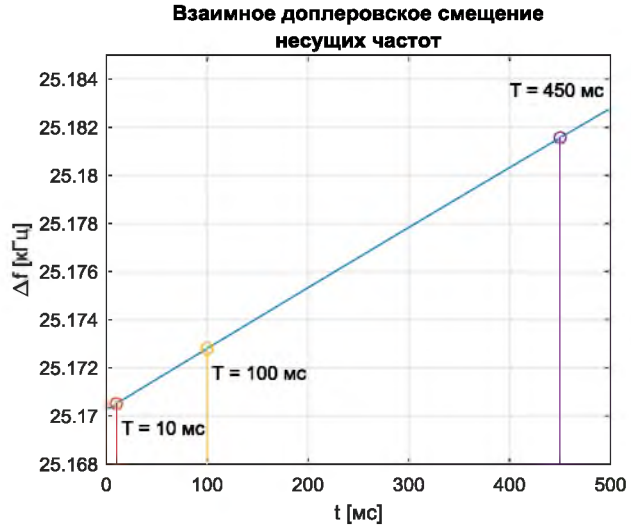
Однако такой подход не является оптимальным в случаях, когда на интервале анализа T взаимное доплеровское смещение частоты вариативно, т. е. при $\Delta f_{1,2}\neq\text{const}$. В этом случае накопление взаимной энергии двух сигналов путем увеличения интервала анализа T (а значит анализируемой базы сигналов) не приводит к повышению точности измерений за счет сужения корреляционного пика.

Рассмотрим пример расчета ВФН двух сигналов, принятых РПУ на борту КА, функционирующих на низкой круговой орбите, от одного наземного АТ. Взаимное положение движущихся РПУ относительно АТ представлено на рис. 1.

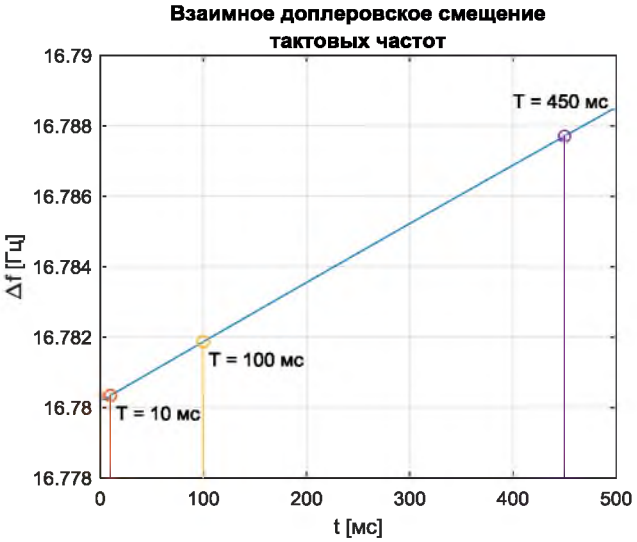


Рис. 1. Взаимное положение АТ и двух РПУ, расположенных на борту КА на низкой круговой орбите

Пусть АТ излучает фазоманипулированный сигнал на несущей частоте $f_c = 4$ ГГц с шириной спектра $\Delta f_0 = 1$ МГц и тактовой частотой (модуляционной скоростью) $f_T = 1$ МГц. Для указанных исходных данных взаимное доплеровское смещение несущей и тактовой частот сигналов, принятых двумя РПУ, в зависимости от интервала накопления T имеют вид, представленный на рис. 2.



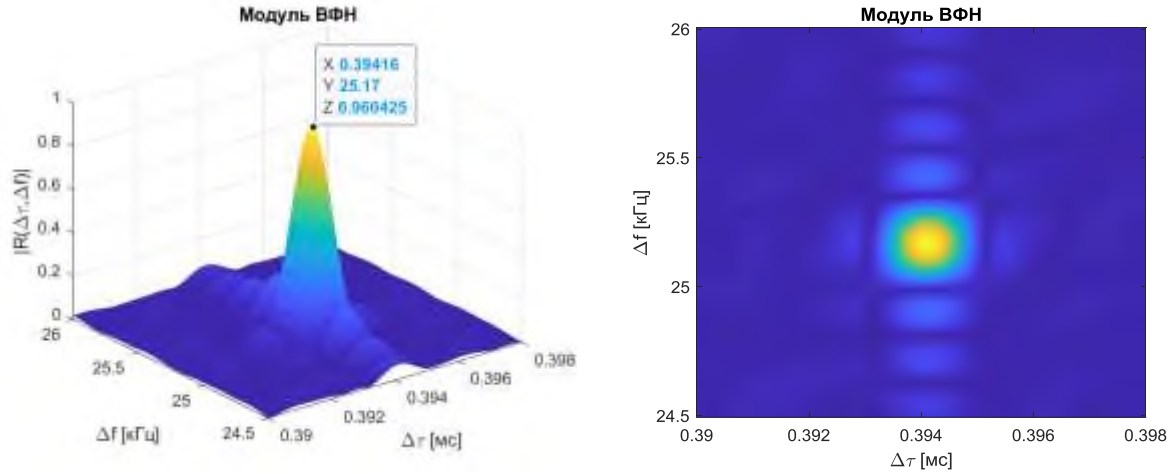
а)



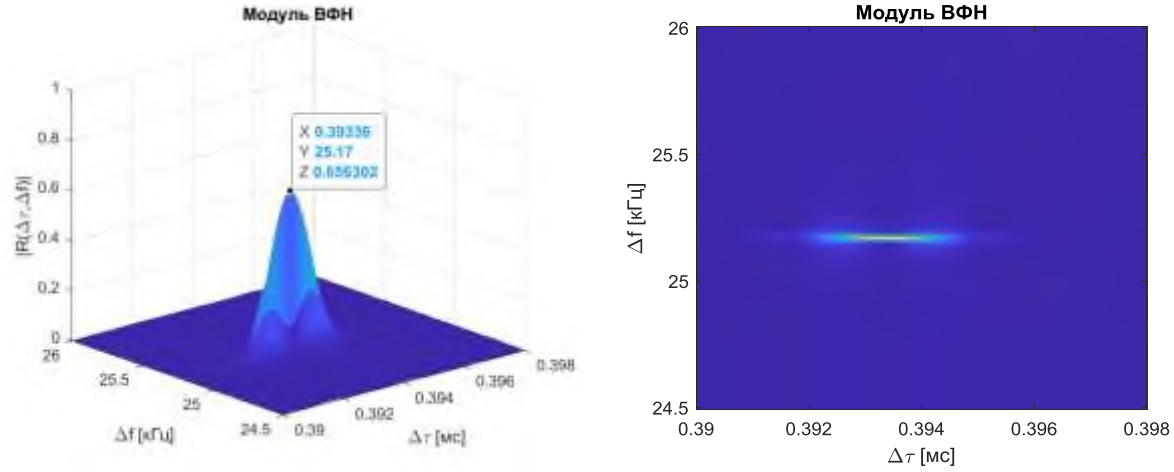
б)

Рис. 2. Взаимное доплеровское смещение несущих (а) и тактовых (б) частот сигналов, принятых от одного АТ двумя РПУ на борту КА

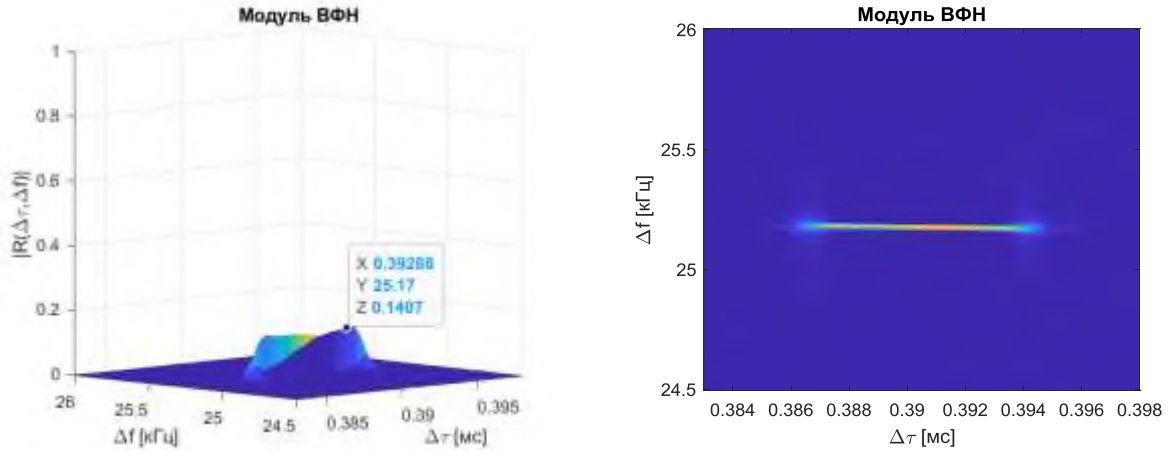
На рис. 3 продемонстрировано изменение максимального значения ВФН при трех значениях интервала T, отмеченных на рис. 2. Из рисунка видно, что взаимное рассогласование сигналов, принятых двумя движущимися РПУ, меняющееся на интервале анализа T, ухудшает качество корреляционной обработки, которое в данном случае выражено максимальным коэффициентом корреляции. Следовательно, это снижает точность оценивания координатно-информативных параметров и точности определения местоположения АТ, более того, при больших величинах T делает невозможным ОМП АТ.



а)



б)



в)

Рис. 3. Модуль частотно-временной ВФН сигналов, принятых двумя РПУ на борту КА, рассчитанной при различных интервалах Т: а – Т = 10 мс; б – Т = 100 мс; в – Т = 450 мс

РАСЧЕТ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ВЗАИМНОЙ ФУНКЦИИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Для устранения противоречия, выраженного в необходимости увеличения интервала анализа с целью повышения точности оценивания координатно-информативных параметров и снижения качества корреляционной обработки при его увеличении, возможно применение одноэтапной процедуры определения координат АТ. В этом случае необходимо изменить область определения ВФН из частотно-временной на пространственную.

Взаимная задержка $\Delta\tau_{n,m}$ определяется выражением

$$\Delta\tau_{n,m} = \left\|\vec{p}_0 - \vec{p}_n\right\| / c - \left\|\vec{p}_0 - \vec{p}_m\right\| / c. \tag{13}$$

В свою очередь, взаимное частотное смещение

$$\Delta f_{n,m} = f_c\left(\beta_n\left(1-\mu_n\right) - \beta_m\left(1-\mu_m\right)\right). \tag{14}$$

Таким образом, при известных векторах координат и скорости приемников в общем выражение (11) может быть преобразовано к виду

$$R_{1,2}(\vec{p}) = \frac{1}{\sqrt{E_1 E_2}} \int\int \hat{u}_1(t)\hat{u}_2(t-\Delta\tau(\vec{p}))e^{j2\pi\Delta f(\vec{p},t)t}\,d\vec{p}. \tag{15}$$

Выражение (15) обеспечивает возможность реализации одноэтапного метода ОМП АТ путем отыскания максимума

$$\tilde{\vec{p}}_0 = \arg\max\left\{\left|R_{1,2}(\vec{p})\right|\right\}. \tag{16}$$

При размещении АТ и приемников на плоскости, т. е. при $\vec{p} = [x, y]^T$, выражение (15) может быть представлено в виде пространственной взаимной функции неопределенности (ПВФН) вида

$$R_{1,2}(x,y) = \frac{1}{\sqrt{E_1 E_2}} \int_{y_1}^{y_2}\int_{x_1}^{x_2} \hat{u}_1(t)\hat{u}_2(t-\Delta\tau(x,y))e^{j2\pi\Delta f(x,y,t)t}\,dxdy, \tag{17}$$

где x_1, x_2, y_1, y_2 – пределы интегрирования, которые определяются априорно известными границами поиска АТ.

Соответственно при размещении приемников в пространстве, а АТ на поверхности Земли, т. е. при $\vec{p} = [\phi, \lambda, h]^T$, выражение (17) может быть представлено в следующем виде:

$$R_{1,2}(\phi, \lambda) = \frac{1}{\sqrt{E_1 E_2}} \int_{\phi_1}^{\phi_2}\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \hat{u}_1(t)\hat{u}_2(t-\Delta\tau(\phi,\lambda))e^{j2\pi\Delta f(\phi,\lambda,t)t}\,d\phi d\lambda,\ h = 0, \tag{18}$$

где ϕ, λ, h – широта, долгота и высота в сферической геоцентрической системе координат.

Таким образом, под пространственной ВФН понимается модифицированная двумерная ВФН (11), пределы интегрирования которой определяются зоной поиска АТ и, вместе с тем, определяют изменение значений $\Delta\tau(\phi, \lambda)$ и $\Delta f(\phi, \lambda)$. Следовательно, свойства ПВФН связаны со свойствами классической ВФН $R_{1,2}(\Delta\tau, \Delta f)$. При этом форма ПВФН отличается от формы ВФН и определяется законами изменения $\Delta\tau_{1,2}$ и $\Delta f_{1,2}$ в пределах интегрирования, характеризуемых геометрическим фактором взаимного положения и движения РПУ относительно АТ.

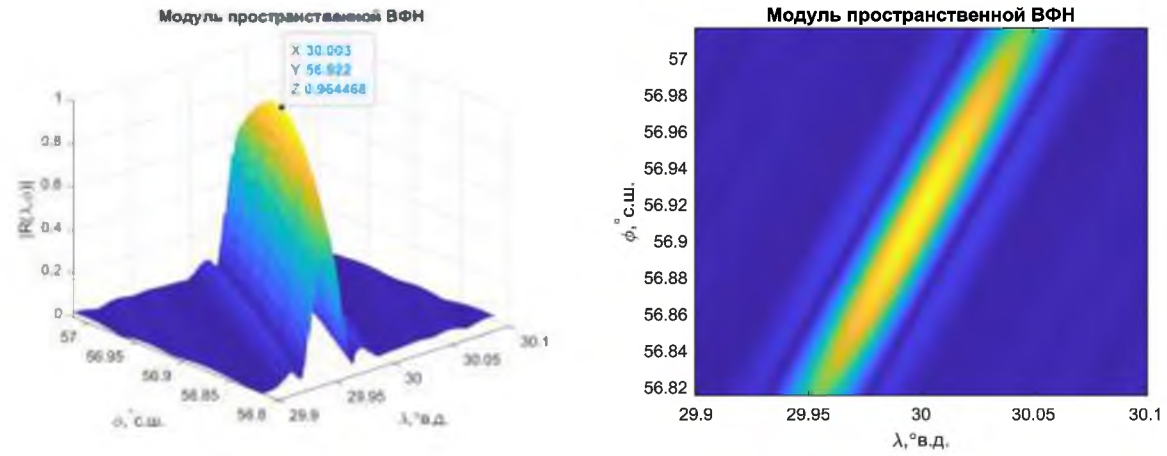
Представим зону поиска АТ в виде двумерного массива координат $P_{[K,L]} = \left[\vec{p}_{k,l}\right]_{[K,L]}$, где $\vec{p}_{k,l} = [\phi_{k,l}, \lambda_{k,l}]^T$, $k = 1, 2, ..., K$, $l = 1, 2, ..., L$.

Следовательно, в произвольный момент времени t значение ПВФН в точке $\vec{p}_{k,l}$ может быть представлено в виде

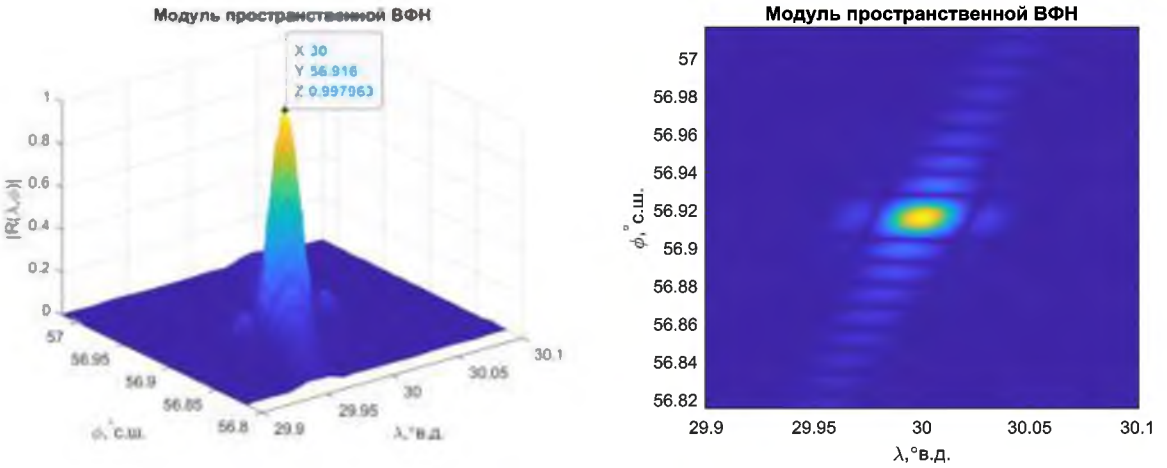
$$R_{1,2}(\vec{p}_{k,l}) = \frac{1}{\sqrt{E_1 E_2}} \int_{\phi_1}^{\phi_2} \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \hat{u}_1(t)\hat{u}_2(t - \Delta\tau(\vec{p}_{k,l}))e^{j2\pi\Delta f(\vec{p}_{k,l})t} d\phi d\lambda. \quad (19)$$

Очевидно, что $R_{1,2}(\vec{p}_0) = 1$ при отсутствии затухания и помех.

Для представленного выше примера исходных данных осуществлен расчет ПВФН при трех интервалах анализа T, указанных точками на рис. 2. Представленные рис. 4 результаты расчета свидетельствуют, что с увеличением интервала анализа T происходит сужение корреляционного пика, соответствующего пространственным координатам АТ на поверхности Земли, при неизменной величине максимума ПВФН. Это означает, что увеличение интервала анализа сигналов, принятых двумя движущимся РПУ от одного АТ, позволяет повысить точность определения координат в условиях нестационарности доплеровских трансформаций сигналов в пределах этого интервала.

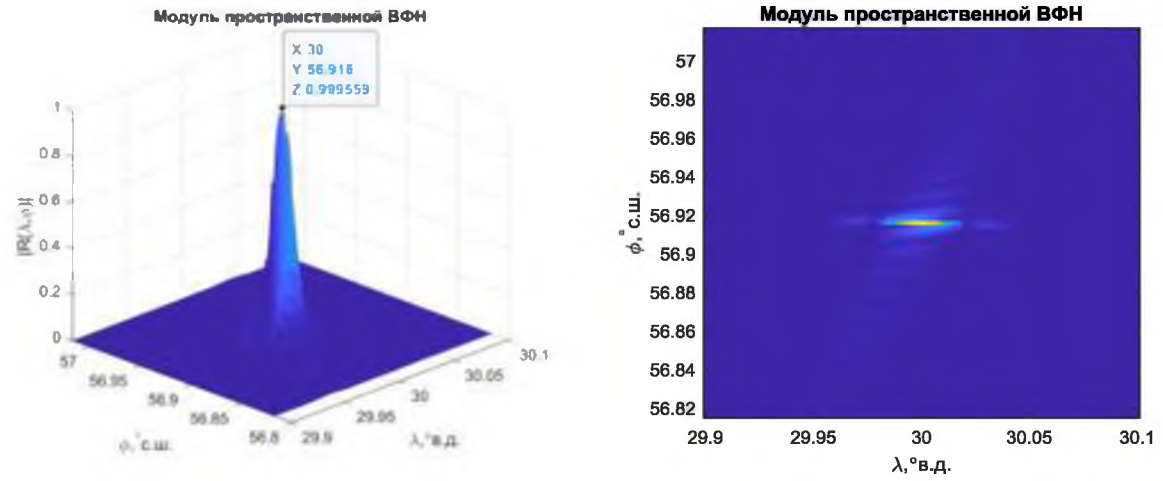


а)



б)

Рис. 4. Модуль пространственной ВФН сигналов, принятых двумя РПУ на борту КА, рассчитанной при различных интервалах (начало)*:*
а – T = 10 мс; б – T = 100 мс; в – T = 450 мс



в)

Рис. 4. Модуль пространственной ВФН сигналов, принятых двумя РПУ на борту КА, рассчитанной при различных интервалах (окончание)*:*
а – T = 10 мс; б – T = 100 мс; в – T = 450 мс

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Существующие методы ОМП АТ основаны на двухэтапной процедуре оценивания координат, существенное ограничение которой состоит в том, что в условиях низкой электромагнитной доступности АТ реализация этих методов характеризуется необходимостью увеличения интервала анализа T для повышения точности оценивания параметров положения. Однако в условиях нестационарности частотно-временных трансформаций сигналов, обусловленных эффектом Доплера, это увеличение ограничено, так как ведет к снижению качества корреляционной обработки, выраженного величиной максимума двумерной ВФН, а при больших интервалах анализа делает невозможным ОМП АТ. Применение одноэтапного метода ОМП АТ с использованием двух движущихся РПУ, основанного на расчете пространственной взаимной функции неопределенности и обратной доплеровской трансформации двух сигналов, позволяет увеличить интервал анализа T, сузить корреляционный пик ВФН при фиксированном значении его максимума и таким образом обеспечить повышение точности оценивания координат АТ.

Список использованных источников

1. Модель наблюдаемой аддитивной смеси абонентских сигналов с совмещением несущих частот в условиях динамического изменения взаимного пространственного положения элементов системы спутниковой связи / А. Н. Абакумов [и др.] // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2023. – Т. 28, № 3. – С. 55–69. – DOI : 10.18127/j5604128-202303-07.

2. Методика оценивания частотного сдвига сигналов с совмещением несущих частот на основе априорных сведений о синхрокомбинации канального уровня / А. В. Передрий [и др.] // Журнал радиоэлектроники. – 2022. – № 6. – URL : http://www.jre.cplire.ru/jre/jun22/4/abstract.html (дата обращения: 17.12.2025). – DOI: 10.30898/1684-1719.2022.6.4.

3. *Семенюк С. С., Каблуков А. В., Григоров А. С.* Определение местоположения источников радиоизлучений разностно-дальномерным методом на основе роевого интеллекта // Ди-

намика сложных систем – XXI век. – 2024. – Т. 18, № 1. – С. 51–57. – DOI : 10.18127/j19997493-202401-05.

4. *Абакумов А. Н., Семенюк С. С.* Исследование влияния геометрической конфигурации разностно-дальномерной системы на точность определения местоположения абонентских терминалов спутниковых систем связи // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2014. – Вып. 644. – С. 40–50.

5. Геометрический фактор односпутниковой системы определения местоположения абонентских терминалов по оценкам частоты доплеровским методом / А. В. Передрий [и др.] // Журнал радиоэлектроники. – 2024. – № 4. – URL : http://www.jre.cplire.ru/jre/apr24/12/text.pdf (дата обращения: 17.12.2025). – DOI : 10.30898/1684-1719.2024.4.12.

6. Геолокация земных станций спутниковой связи доплеровским методом по излучениям спутника-ретранслятора в условиях неопределенности номинала несущей частоты / И. Ю. Еремеев [и др.] // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2022. – № 5-6 (167-168). – С. 3–12.

7. *Дубровин А. В.* Одноэтапное оценивание местоположения источника радиоизлучения широкобазовой пассивной системой при неизвестном уровне сигнала // Радиотехника и электроника. – 2005. – Т. 50, № 7. – С. 834–839.

8. Weiss A. J., Direct geolocation of wideband emitters based on delay and Doppler // IEEE Trans. Signal Process, 2011. – 59 (6). – p. 2513–2521.

9. *Фатеев В. Ф.* Релятивистская метрология околоземного пространства-времени : моногр. – Менделеево : ФГУП «ВНИИФТРИ», 2017. – 439 с.

10. *Шебшаевич В. С.* Введение в теорию космической навигации. – М. : Сов. радио, 1971. – 295 с.

11. *Коростелев А. А., Мельник Ю. А., Касаткин А. С.* Методы измерения координат объектов и обработки радиолокационных сигналов : учеб. пособие. – Л. : ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, 1968. – 238 с.

12. Космические траекторные измерения. Радиотехнические методы измерений и математическая обработка данных / П. А. Агаджанов [и др.]; под ред. П. А. Агаджанова, В. Е. Дулевича, А. А. Коростелева. – М. : Сов. радио, 1969. – 497 с.

Д. М. Бирюков;
А. В. Новиков,
кандидат технических наук;
А. С. Тимощук,
кандидат технических наук, доцент

ПРИМЕНЕНИЕ ДАННЫХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ АТМОСФЕРЫ В ЗАДАЧАХ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ГОЛОЛЕДНЫХ ЯВЛЕНИЙ

В статье приводятся результаты исследования возможности применения гидродинамических моделей атмосферы COSMO-RU2 и GFS в задачах прогнозирования гололедных явлений. Авторами предлагается использование прогностических аэрологических диаграмм моделей COSMO-RU2, GFS и приводятся результаты исследования возможности применения гидродинамических моделей атмосферы COSMO-RU2 и GFS для прогнозирования гололедных явлений по методам Р. А. Ягудина.

Ключевые слова: обледенение, гололед, изморось, гололедица, аэрологическая диаграмма, модель COSMO-RU2, модель GFS, воздушное судно, беспилотные летательные аппараты.

ВВЕДЕНИЕ

В современных условиях развития метеорологического обеспечения атмосферные явления по-прежнему представляют значительную угрозу для авиационной деятельности. Под гололедными явлениями (ГЯ) понимаются метеорологические явления, включающие:

- обледенение поверхностей при определенных температурных условиях;
- изморозевое отложение на различных объектах;
- формирование гололедицы на аэродромных покрытиях.

Особую опасность представляют случаи, когда толщина отложений достигает критических значений:

- при гололедных явлениях – от 20 мм;
- при мокром снеге – от 35 мм;
- при изморози – от 50 мм.

В условиях гололедной активности существенно осложняется процесс предполетной подготовки летательных аппаратов. Выполнение взлетно-посадочных операций для всех типов воздушных средств (от пилотируемых самолетов до беспилотных комплексов) сопряжено с повышенными рисками авиационных инцидентов.

При обнаружении нарастания ледяных образований на поверхности воздушного судна, находящегося на аэродроме, регламентируется категорический запрет на осуществление взлетной операции. Особую опасность представляет наличие поперечного воздушного потока на взлетно-посадочной инфраструктуре, покрытой гололедными отложениями, что создает риск утраты курсового положения и возможного выбега летательного аппарата за пределы рабочей полосы.

Формирование гололедных отложений на элементах аэродромной инфраструктуры – рулежных дорожках и взлетно-посадочных полосах (ВПП) – приводит к критическому снижению сцепных характеристик между шасси воздушного судна и покрытием, что может повлечь за собой:

- снижение эффективности процесса разгона;
- потерю управляемости летательным аппаратом;
- нарушение штатного режима эксплуатации аэродромного комплекса.

Существенное влияние на операционную деятельность аэродрома оказывает характер формирования ледяных отложений, когда образование ледяной корки обусловлено не непо-

средственными атмосферными осадками, а температурными контрастами, воздействующими на снежный или ледовый покров с последующим фазовым переходом и кристаллизацией.

Количественные характеристики гололедно-изморозевых отложений в подобных ситуациях находятся в прямой зависимости от длительности периода воздействия положительных температурных значений.

При исследовании причин авиационных происшествий в виде выката воздушных судов (ВС) за пределы ВПП было выявлено, что одной из основных причин является гололедица. Кроме того, опыт применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в ходе Специальной военной операции (СВО) показал их высокую зависимость от метеорологических условий, и в частности, гололедных явлений, обуславливающих обледенение лопастей БПЛА, бортовой аппаратуры наведения на цель, приборов визуального контроля, что в некоторых случаях приводило к утрате дорогостоящего оборудования, срыву выполнения боевой задачи. Таким образом, формирование гололедных отложений создает целый комплекс проблем для аэродромного обеспечения, основные из которых следующие:

– ограничение эксплуатации воздушных судов;
– усложнение процедур подготовки к полетам;
– снижение безопасности взлетно-посадочных операций;
– нарушение работы аэродромной инфраструктуры.

КЛАССИФИКАЦИЯ ПОЛЕТНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ

Влияние всего многообразия опасных явлений погоды и метеорологических условий в целом на эффективность применения воздушных судов и БПЛА можно свести к следующей классификации:

1) полеты в простых метеорологических условиях (ПМУ):
– при метеорологической дальности видимости (МДВ) более 2 км;
– при скорости ветра на взлете ниже установленного ограничения для данного типа ВС (БПЛА);
– при облачности менее 7 баллов и нижней границе облаков выше 500 м;
2) полеты в сложных метеорологических условиях (СМУ):
– в облаках, между слоями облаков, за облаками при облачности 7 и более баллов;
– под облаками при высоте нижней границы облаков (ВНГО) 500 м и выше, при полетной видимости 5 км и более;
3) полеты при минимуме погоды:
– при максимально допустимых значениях скорости ветра, температуры воздуха, при которых разрешается осуществлять взлет, посадку полеты и перелеты ВС определенного типа в соответствии с руководством по эксплуатации;
– при метеорологической дальности видимости менее 2000 м;
– при общей облачности более 7 баллов и ВНГО менее 500 м;
4) опасные явления погоды (ОЯП) для полетов ВС и БПЛА:
– кучево-дождевая, мощно-кучевая облачность;
– гроза;
– болтанка;
– обледенение;
– электризация корпуса;
– ветер, характеристики которого превышают значения, указанные в руководстве по эксплуатации.

Полеты при минимуме погоды и в сложных метеорологических условиях существенно снижают эффективность применения ВС и БПЛА, например, значительно сокращают возможность ведения объективного контроля, а при наличии ОЯП полеты ВС и БПЛА запреще-

ны. Среди опасных явлений погоды, наблюдающихся в холодный и переходные периоды года, выделяется обледенение, как одно из наиболее частых и трудно прогнозируемых. Накопление ледяных отложений на поверхностях ВС и БПЛА создает критическую угрозу безопасности их эксплуатации. Обледенение техники существенно осложняет выполнение взлетно-посадочных операций, повышая вероятность авиационных инцидентов. Особую опасность представляет внезапное образование ледяных отложений, которое может произойти как на земле, так и в процессе полета. При значительных отложениях льда выполнение взлета и посадки становится крайне рискованным, а во время полета в облаках возрастает вероятность интенсивного нарастания ледяного покрова.

Температурные условия формирования гололедных явлений варьируются в широком диапазоне. Процесс образования гололеда активизируется при отрицательных температурах в приземном слое атмосферы, преимущественно в интервале от 0 до -3°С, хотя возможно его формирование и при более низких значениях, вплоть до -20°С [2].

Структура ледяного покрова напрямую зависит от температурных показателей и размера капель. При температурах, близких к нулю, формируется плотный стекловидно-прозрачный лед. С понижением температуры воздуха и уменьшением размера капель происходит образование менее плотного ледяного покрова.

Область в атмосфере с условиями, характерными для формирования обледенения ВС и БПЛА, определяют путем комплексного анализа распределения по вертикали облачности и осадков, температуры воздуха.

Наиболее сильное обледенение формируется при полетах в переохлажденном дожде в клине холодного воздуха перед теплым фронтом (ТФ), а также перед фронтом окклюзии (ФО) и за холодным фронтом (ХФ) 1-го рода. Условия для сильного обледенения во внутримассовой облачности регистрируются в хорошо развитых кучево-дождевых облаках, состоящих из крупных переохлажденных капель с температурой до -23°С. Кроме того, наблюдается достаточно высокая вероятность обледенения (до 90%) в холодный период года в слоистых, слоисто-дождевых и слоисто-кучевых облаках, которые могут сохранять жидкокапельную структуру при температурах до -18°С и ниже.

Обледенение ВС и БПЛА наиболее вероятно в диапазоне температур 0 до -20°С. Поэтому слои обледенения летательных аппаратов диагностируют, сопоставляя положение изотерм 0, -10 и -20°С и облачных слоев. Слои обледенения выделяют вертикальной красной линией со стрелками на ее концах; в разрыве этой линии в середине слоя проставляют красным цветом знак обледенения:

Ψ – слабое;

Ψ – умеренное;

Ψ – сильное обледенение.

ДИАГНОСТИРОВАНИЕ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПО ДАННЫМ АЭРОЛОГИЧЕСКОГО ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ

Наиболее эффективным методом определения фактических условий обледенения летательных аппаратов является комплексный анализ аэрологических диаграмм. Базовым источником данных служит аэрологическое зондирование в точке предполагаемого вылета воздушного судна. При этом временной промежуток между проведением зондирования и началом полета должен быть минимальным. Критические зоны обледенения на аэрологической диаграмме (АД) определяются в атмосферных слоях, характеризующихся отрицательными температурными показателями и наличием облачности или осадков. Особую опасность представляют высотные уровни, где температурный режим находится в интервале от 0 до -20°С – в этих условиях возможно формирование интенсивного обледенения воздушных судов. Условия для развития сильного обледенения особенно характерны для тех слоев, где

температура воздуха T ниже температуры насыщения надо льдом $T_{НЛ}$, определяемой по формуле Годске:

$$T_{НЛ} = -8(T - T_d) \text{ при } \Delta T^* = T - T_{НЛ} \leq 0,$$

где T – температура воздуха;
T_d – температура точки росы;
$T_{НЛ}$ – температура насыщения надо льдом.

По значениям $T_{НЛ}$ на аэрологической диаграмме черным цветом проводится кривая насыщения надо льдом. В тех слоях, где эта кривая проходит правее кривой стратификации, обледенение воздушных судов возможно. Нижняя и верхняя границы слоев обледенения выделяются выносными прямыми линиями красного цвета с нанесением их высоты, а в середине слоев наносится красным цветом знак обледенения (рис. 1).

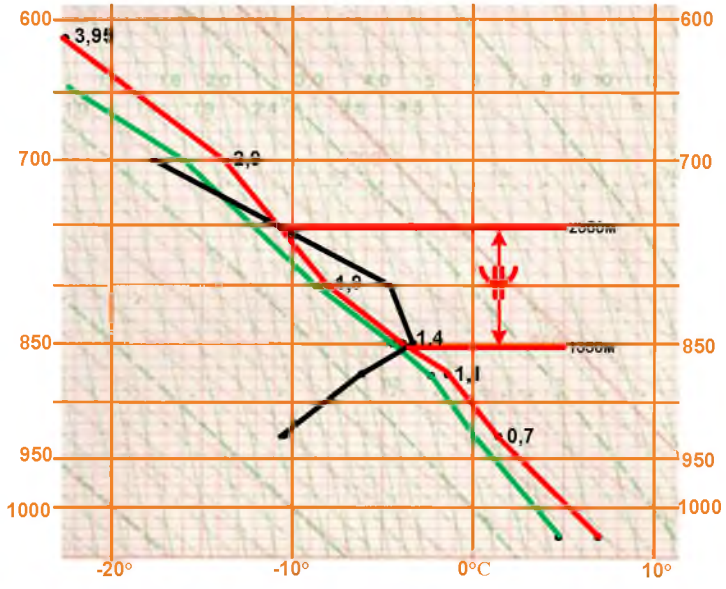


Рис. 1. Выделение зон обледенения на аэрологической диаграмме

СУЩЕСТВУЮЩАЯ МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ГОЛОЛЕДА

Прогнозирование гололеда базируется на прогнозе условий, способствующих его образованию (синоптический метод). Гололедно-изморозевые отложения активно формируются при адвекции теплого и влажного воздуха на холодную подстилающую поверхность.

Метеорологическими условиями, способствующими образованию гололеда являются [2]:

– температура воздуха в приземной атмосфере от 0,5 до -3°С;

– наличие в пограничном слое атмосферы (ПгСА) мощного слоя инверсии (на нижней границе первого от земли слоя инверсии температура воздуха от -0,5 до -8°С);

– морось, переохлажденный дождь, туман или низкая слоистая облачность и их сочетание;

– очаг тепла $АТ_{850}$ (температура воздуха на уровне 850 мбар – от 5 до -5°С);

– сильные и умеренные ветры в ПгСА;

– интегральный дефицит точки росы 3–5°С и менее в слое от земли до высоты поверхности 850 мбар.

В зависимости от метеорологических условий формирования различают два основных типа гололедно-изморозевых отложений: фронтальные и внутримассовые.

Наиболее интенсивными считаются фронтальные отложения, которые формируются преимущественно перед теплыми фронтами. Их характерные особенности следующие:

– скорость перемещения фронтов составляет 20–30 км/ч;
– ширина опасной зоны достигает 100–200 км;
– образование связано с выпадением переохлажденного дождя.

На европейской территории России при активности южных циклонов часто возникают внутримассовые отложения, развивающиеся в условиях адвективного переноса тепла и влаги. Благоприятные синоптические условия для их формирования создаются в западной и северной периферии стационарных антициклонов, в передней части циклонов, в теплых секторах барических образований. В пограничном слое атмосферы при этом обычно наблюдается приподнятая температурная инверсия в диапазоне высот 500–1500 м.

Процесс прогнозирования гололедных явлений включает два этапа.

Этап 1. Анализ приземной метеорологической обстановки для выявления следующих факторов:
– существующих гололедных явлений;
– потенциальных зон их формирования;
– критических температурных условий (от 0 до -10°С);
– наличия низко расположенной слоистой облачности;
– присутствия атмосферных фронтов.

Этап 2. Разработка прогноза перемещения опасных зон, где ожидаются следующие метеорологические процессы:
– формирование гололедно-изморозевых отложений;
– развитие неблагоприятных метеорологических условий;
– активизация опасных атмосферных процессов.

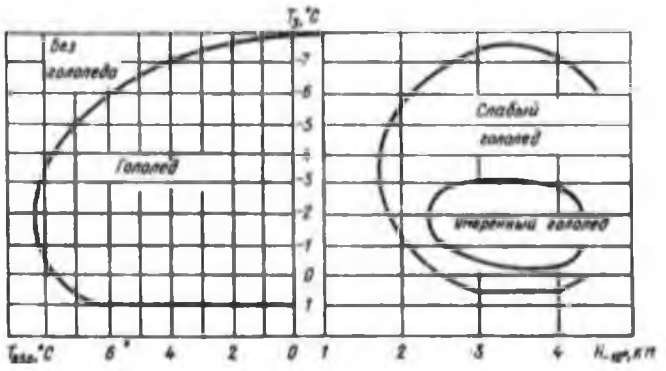
Особое внимание уделяется зонам, где происходит взаимодействие воздушных масс с высокими температурными контрастами, поскольку именно там создаются наиболее благоприятные условия для развития гололедных явлений.

Для прогнозирования образования и интенсивности фронтального гололеда наиболее часто применяется метод Р. А. Ягудина с заблаговременностью прогноза 12–36 ч и оправдываемостью 70–80%. Метод базируется на анализе распределения температуры у земной поверхности и во фронтальных облаках. Для прогнозирования по этому методу необходимо:

– рассчитать прогностическую температуру воздуха у земли $T_з$;

– определить, какой участок фронта пройдет через пункт прогноза. На нем определить по данным радиозондирования температуру на уровне изобарической поверхности 850 мбар (T_{850}) и высоту изотермы -10°С (H_{-10});

– по графику, представленному на рис. 2,*а*, определить возможность образования гололеда, а по графику, представленному на рис. 2,*б*, оценить его интенсивность.



а) б)

Рис. 2. Графики для прогнозирования по методу Р. А. Ягудина:
а – наличие фронтального гололеда; б – интенсивность фронтального гололеда

ПРИМЕНЕНИЕ ДАННЫХ МОДЕЛИ COSMO-RU2 ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ГОЛОЛЕДА МЕТОДОМ Р. А. ЯГУДИНА

В работе в качестве исходных данных для прогнозирования гололеда методом Р. А. Ягудина вместо стандартных данных аэрологического зондирования атмосферы использованы данные по вертикальному температурно-влажностному профилю атмосферы, полученному по модели COSMO-RU2 (или GFS). Преимуществом такого способа является возможность построения аэрологической диаграммы в любой точке на карте северного полушария, а также возможность построения прогностических аэрологических диаграмм в любой точке северного полушария на срок до 48 ч для модели COSMO-RU2 (рис. 3) и на срок +372 ч для модели GFS (рис. 4). В работе рассчитывались прогнозы на период октябрь – апрель по модельным данным от 00 и от 12 ВСВ за 2022, 2023, 2024 г. на 12–72 ч вперед.

В качестве эталона для сравнения данных моделирования по прогностической диаграмме на 48 ч по модели COSMO-RU2 (см. рис. 3) и фактически наблюдаемых метеорологических условий использовались фактические данные аэрологической диаграммы по пункту наблюдения станции № 26063 г. Санкт-Петербург (рис. 5) за тот же срок.

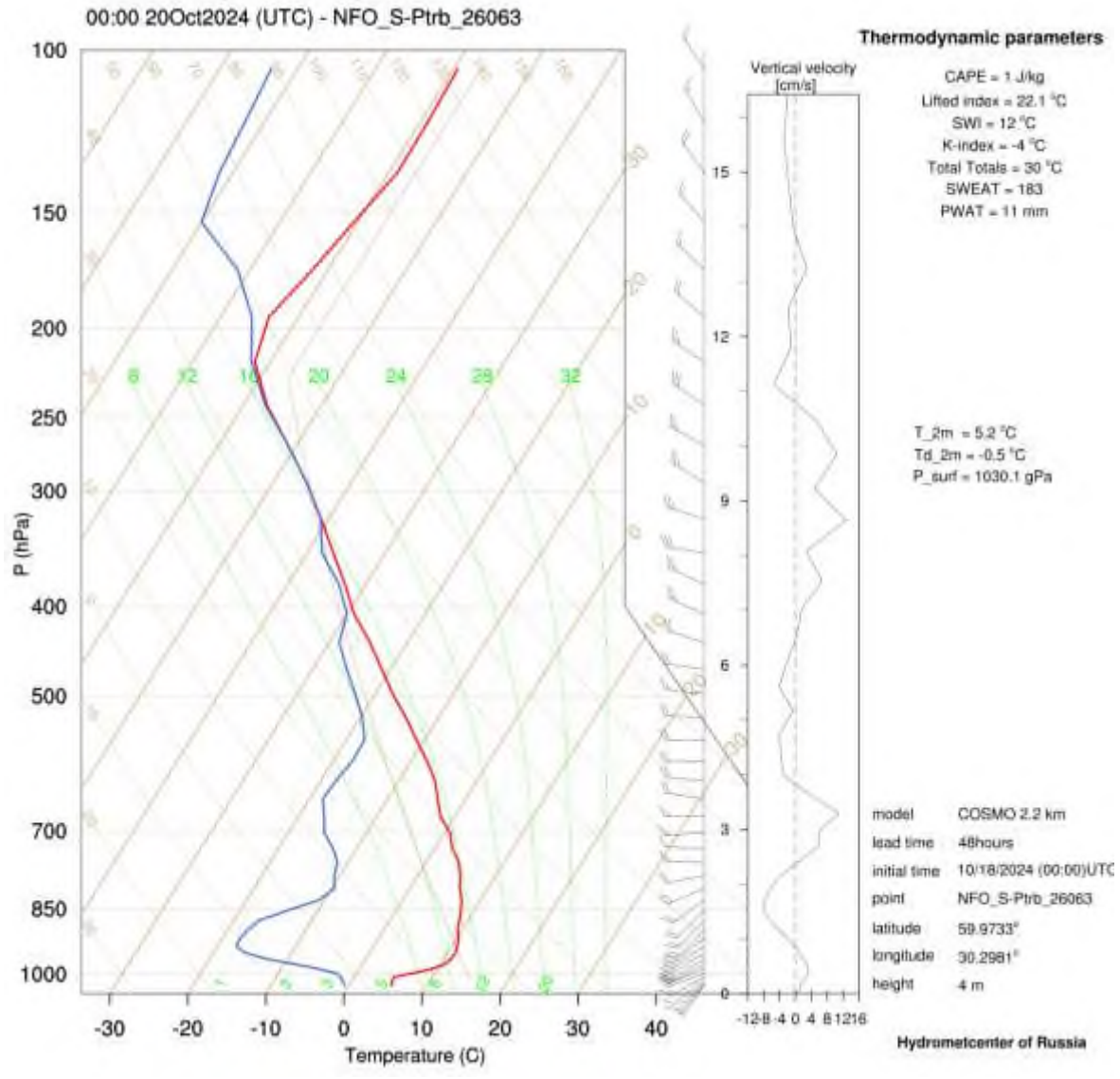


Рис. 3. Прогностическая аэрологическая диаграмма на 48 ч по модели COSMO-RU2 [3]

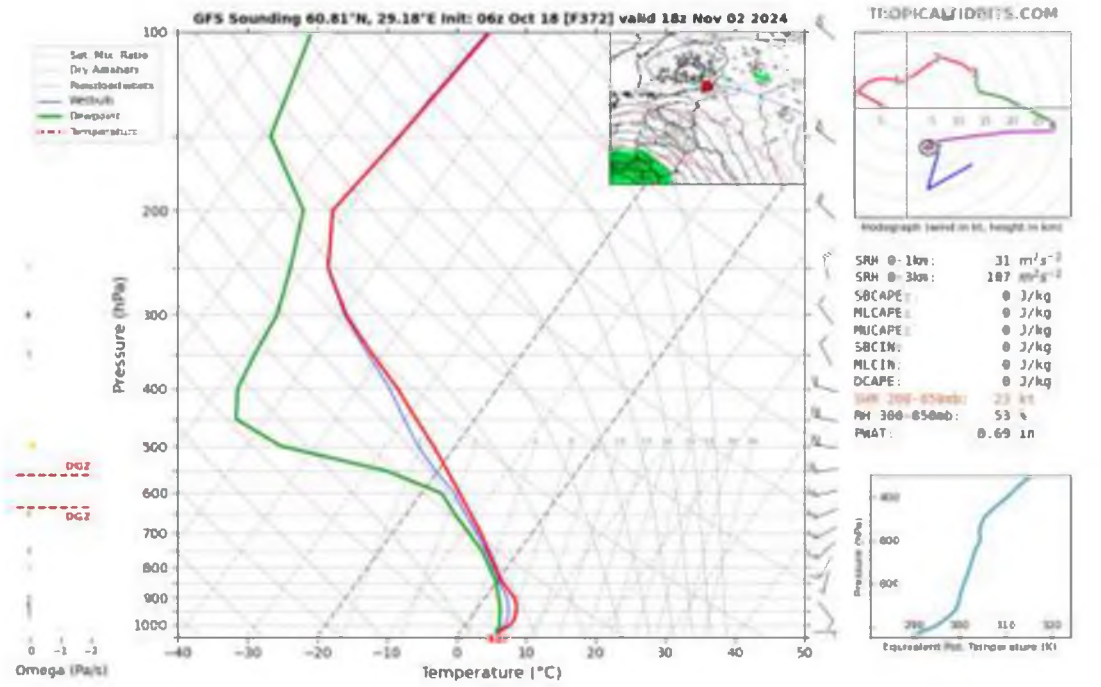


Рис. 4. Прогностическая аэрологическая диаграмма на 372 ч по модели GFS [4]

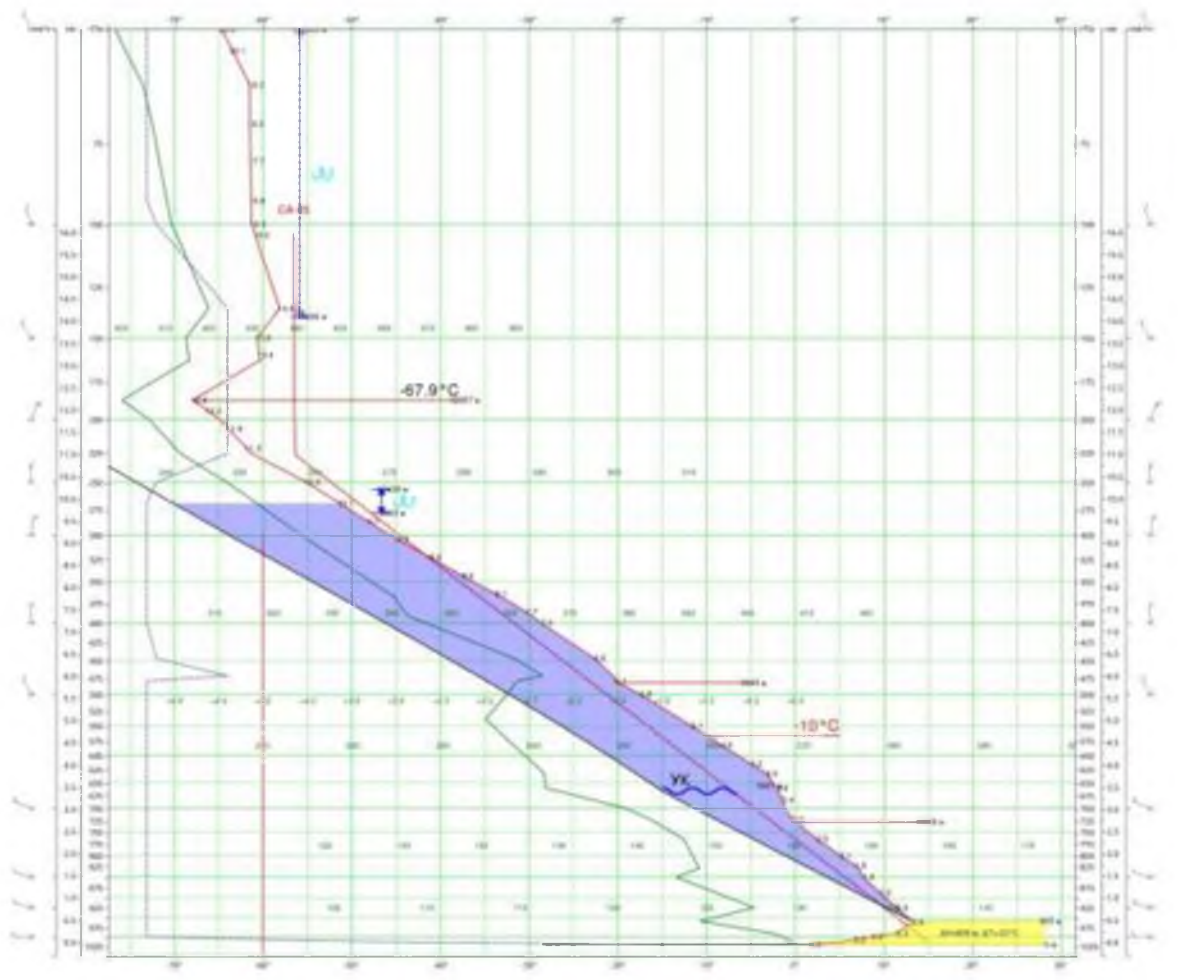


Рис. 5. Аэрологическая диаграмма по фактическим данным аэрологического зондирования атмосферы за 00 ч 20.10.2024 г. [5]

При прогнозировании по модельным прогностическим данным с заблаговременностью 48 ч по модели COSMO-RU2 получаем по АД (см. рис. 3) прогностическую температуру у поверхности земли $T_{\text{зпр}}$ = 5,2 °С, $H_{-10\ \text{пр}}$ = 4700 м, $T_{850\text{пр}}$ = 7,5 °С. По графику Р. А. Ягудина (см. рис. 2) получаем, что при температурах у земли, не входящих в диапазон [1; -8], и при T_{850} более 7,2°С гололед не образуется. Эти данные хорошо согласуются с фактическими данными аэрологической диаграммы за тот же срок. Так, по фактической АД (рис. 5) $T_{\text{з}}$ = 4,8°С, H_{-10} = 4750 м, T_{850} = 7,5°С. По графику Р. А. Ягудина и по бланку АД (нет знака обледенения) также определяем отсутствие условий для обледенения.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ГОЛОЛЕДИЦЫ

Гололедица – явление погоды, представляющее собой лед на земной поверхности, сформировавшийся в результате похолодания после оттепели или дождя, а также вследствие замерзания от соприкосновения с сильно охлажденной поверхностью дождя или мороси, мокрого снега. Проще говоря, гололедица – это корка льда, сформировавшаяся на земной поверхности в результате замерзания дождевой или талой воды.

Также как и гололед, гололедица влияет на состояние ВПП и рулежных дорожек аэродрома. При образовании на ВПП льда резко падает так называемый коэффициент сцепления и осуществлять взлет и посадку становится невозможно.

Коэффициент сцепления ВПП – безразмерная величина, характеризующая эффективность торможения самолета на ВПП.

Коэффициент сцепления периодически измеряется аэродромными службами. Его «рабочие» значения колеблются в пределах от 0,3 до 0,7. Коэффициент сцепления более 0,7 считается отличным. При коэффициенте сцепления менее 0,3 взлет и посадка воздушного судна на данной ВПП запрещается. В табл. 1 для примера приведены зависимости критических значений боковой составляющей скорости ветра при взлете и посадке самолета АН-26 от коэффициента сцепления.

Таблица 1

Зависимость критических значений боковой составляющей скорости ветра при взлете и посадке самолета АН-26 от коэффициента сцепления

Боковая составляющая скорости ветра, м/с	5	7	10	16
Нормативный коэффициент сцепления ВПП	0,3	0,4	0,5	≥0,6

Гололедица ожидается, если после оттепели или выпадения дождя прогнозируется резкое похолодание, например, в связи с прохождением ХФ, а также при резком потеплении, которому предшествуют длительные морозы с температурой приземного воздуха от -15 до -25°С и ниже [2].

Для прогнозирования образования гололедицы Р. А. Ягудиным разработан метод с заблаговременностью 12–36 ч. Метод основан на связи гололедицы с температурой воздуха и дефицитом точки росы у поверхности земли.

Если предполагается адвекция теплого и влажного воздуха, то по приведенному на рис. 6 графику выполняется прогнозирование гололедицы. В процессе прогнозирования гололедных явлений используют ожидаемую температуру воздуха T [°С] и прогностический дефицит точки росы у поверхности земли $(T - T_d)$ [°С].

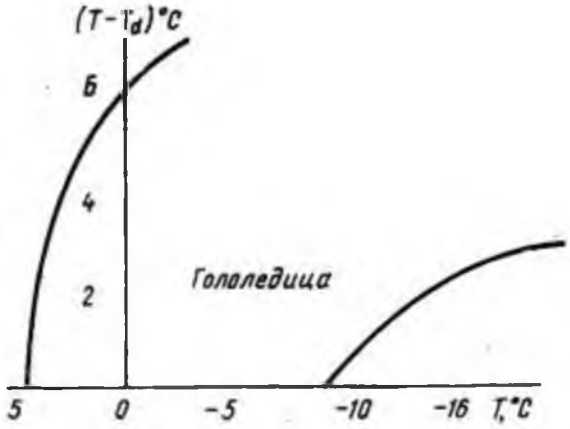


Рис. 6. График для прогнозирования гололедицы по методу Р. А. Ягудина

Обледенение наземных предметов, в частности ВПП и авиационной техники, в виде твердого налета отмечается при отсутствии осадков. Наиболее часто такое обледенение наблюдается при интенсивной адвекции теплого влажного воздуха после длительного периода холодов, когда температура резко повышается на 10–15°С. Образование твердого налета возможно также при радиационном выхолаживании влажной воздушной массы в темное время суток в области малоподвижного антициклона (гребня).

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ГОЛОЛЕДИЦЫ ПО ДАННЫМ ПРОГНОСТИЧЕСКОЙ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ GFS

Для прогнозирования гололедицы классическим физико-статистическим методом необходимо определить район адвекции воздушной массы и сформировать прогноз температуры и влажности на необходимый срок.

Прогностические значения температуры и влажности в приземном слое рассчитывают по формуле

$$\frac{\Delta T}{\Delta t} = -\left(\frac{\Delta T}{\Delta t}\right)_{\text{а}} + \left(\frac{\Delta T}{\Delta t}\right)_{\text{тр}}, \qquad (1)$$

т. е. учитывают изменения температуры, связанные с трансформацией и адвекцией.

Расчет выполняется в следующем порядке:

– на карте AT_{850} или AT_{700} проводят траекторию ожидаемого перемещения частицы воздуха в заданную точку; скорость переноса (при расчете по карте AT_{700}) принимают равной 0,8 V700;

– в начальной точке в районе адвекции определяют средние значения температуры воздуха $\overline{T}_A$ и температуры точки росы $\overline{Td}_A$;

– рассчитывают трансформационное изменение температуры по формуле

$$\Delta T_{\text{тр}} = \frac{144}{S}\left(T_0 - \overline{T}_A\right) - \frac{720}{S}\delta N, \qquad (2)$$

где T_0 – исходная температура воздуха в пункте прогнозирования, °С;

S – длина траектории, км;

δN – разность между «приведенным» количеством облачности, ожидаемым по прогнозу в момент $t_0 + 24$ ч в точке прогноза, и количеством облачности, наблюдавшимся в начальный момент t_0 в начальной точке траектории.

«Приведенное» количество облачности рассчитывается по формуле

$$N = N_L + 0,75N_M + 0,25N_H \approx N_L + 0,5\left(N_M + N_H\right), \quad (3)$$

где индексом L обозначена облачность нижнего яруса, индексом M – облачность среднего яруса и индексом H – облачность верхнего яруса. Величина N вычисляется в баллах.

В формуле (3) коэффициент при величине δN меняется от сезона к сезону и в зависимости от широты места. Приведенное значение относится к широте 50° для лета. Зимой на этой же широте второе слагаемое в формуле (2) имеет вид $\frac{170}{S}\delta N$. С увеличением широты это слагаемое уменьшается.

Определяют адвективное изменение температуры по формуле

$$T_{t_0}^{\text{ра}} = T_{t_0}^{\text{пп}} + \Delta T_{\Delta t}^{\text{а}} \ . \quad (4)$$

Рассчитывают прогностическую температуру воздуха по формуле

$$T_{t_0+\Delta t}^{\text{пп}} = T_{t_0}^{\text{пп}} + \Delta T_{\Delta t}^{\text{а}} + \Delta T_{\Delta t}^{\text{т}} + \Delta T_{\Delta t}^{\text{сх}} = T_{t_0}^{\text{ра}} + \Delta T_{\Delta t}^{\text{т}} + \Delta T_{\Delta t}^{\text{сх}}, \quad (5)$$

где $\Delta T_{\Delta t}^{\text{а}}$ – адвективное изменение температуры воздуха в горизонтальном направлении;

$\Delta T_{\Delta t}^{\text{т}}$ – изменение свойств ВМ при ее перемещении над неоднородной подстилающей поверхностью (трансформационные изменения);

$\Delta T_{\Delta t}^{\text{сх}}$ – изменения температуры и влажности за счет суточного хода.

Другим способом получения прогностических значений температуры и влажности является численное решение гидродинамических уравнений состояния атмосферы, реализованных в отечественных и зарубежных численных моделях атмосферы типа Cosmo-Ru, GFS и в ряде других моделей, используемых национальными метеорологическими центрами в оперативной практике. В работе предлагается для прогнозирования гололедицы методом Р. А. Ягудина использовать прогностические данные по дефициту точки росы, полученные по модели GFS, с заблаговременностью до 36 ч.

Рассмотрим в качестве примера этапы прогнозирования гололедицы в районе ВПП аэродрома Мончегорск на 24 ч по данным за исходный срок 00 ч 25.10.2024.

На *первом этапе* по результатам синоптического анализа приземных карт [6] (рис. 7, 8) определяем район с благоприятными для образования гололедицы синоптическими условиями. Такие условия как раз и наблюдаются в районе г. Мончегорска. После резкого повышения температуры в результате прохождения теплого фронта далее прогнозируется резкое похолодание в течение 24 ч из-за последующего прохождения через пункт прогноза холодного фронта.

На прогностической приземной карте за холодным фронтом нанесен знак ∿, информирующий о наличии условий для формирования гололедицы. В таких условиях метеорологическому подразделению аэродрома необходимо уточнить прогноз гололедицы на взлетно-посадочной полосе пункта базирования. С этой целью необходимо одним из способов разработать прогноз значений температуры и дефицита точки росы по пункту базирования на прогностический период. Для этого можно использовать формулы (1)–(5) либо применить готовый результат по предложенному выше подходу на базе данных численных прогностических моделей.

На *втором этапе* применим для получения прогностической температуры и данных о дефиците точки росы на прогностический срок данные моделирования системы GFS (рис. 9). Преимуществом такого способа является возможность построения аэрологической диаграммы за фактический срок в любой точке на карте северного полушария, а также возможность построения прогностических аэрологических диаграмм в любой точке северного полушария на срок до +372 ч для модели GFS (см. рис. 4).

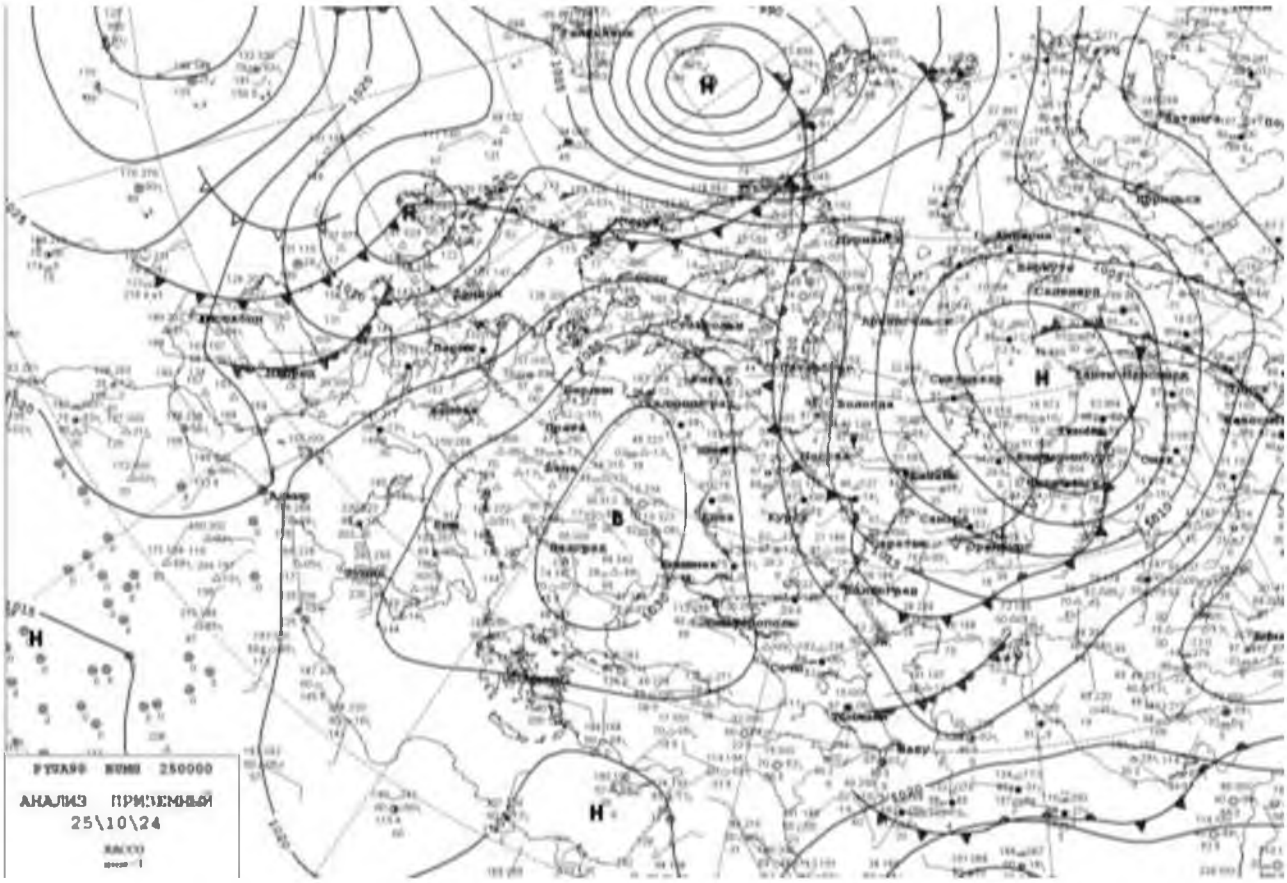


Рис. 7. Анализ приземный за 00 часов 25.10.2024 [6]

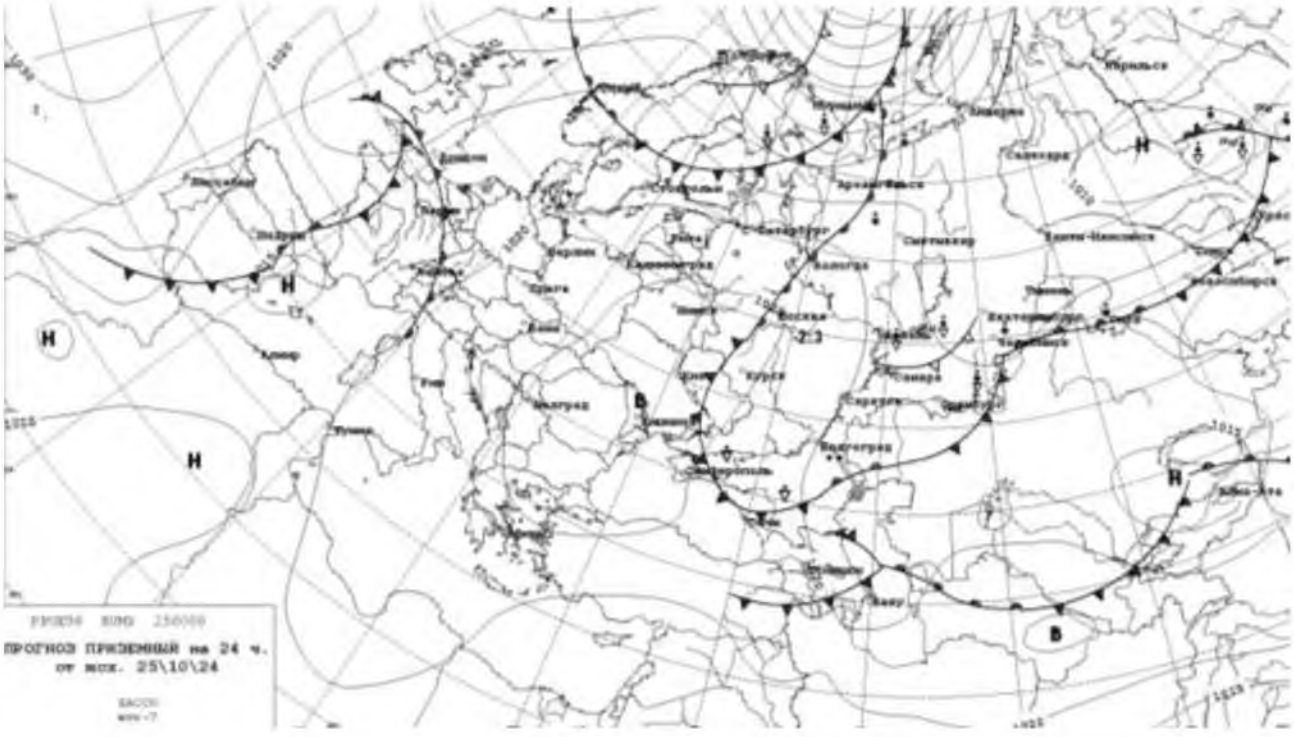


Рис. 8. Прогноз приземный на 24 ч за срок 00 часов 25.10.2024 [6]

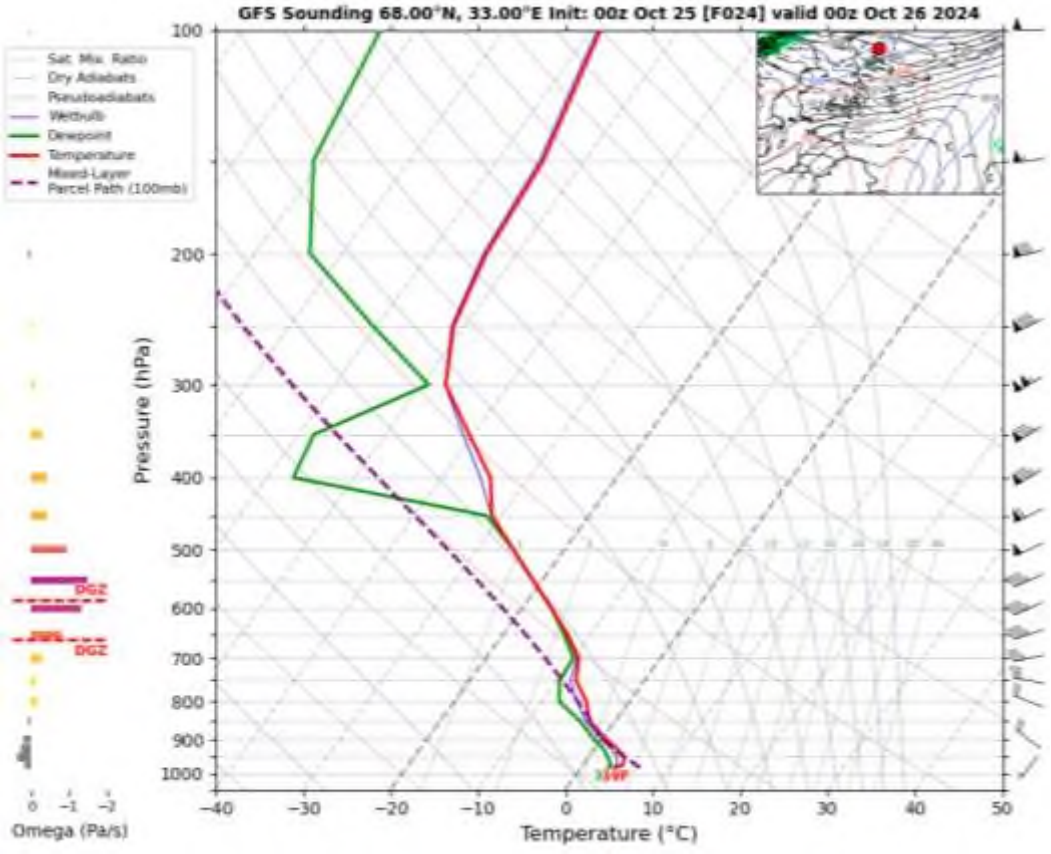


Рис. 9. Прогностическая аэрологическая диаграмма на 24 ч по модели GFS за срок 00 часов 25.10.2024 [6]

Для проверки результатов моделирования по прогностической диаграмме на 24 часа по модели GFS (рис. 9) и фактически наблюдаемых метеорологических условий использовались фактические данные станции 22212 (Мончегорск) за тот же срок (табл. 2) [8].

Таблица 2

Фрагмент данных фактических наблюдений метеостанции Мончегорск за 26.10.2024

Местное время в Мончегорске	Метеопараметры					
	T	Po	P	Pa	U	Td
26.10.2024 06:00	-0,4	750,4	762,8	0,8	88	-2,1
26.10.2024 03:00	1,1	749,6	762,0	1,6	79	-2,2
26.10.2024 00:00	4,3	748,0	760,3	1,8	65	-1,7

Примечания:
1. Метеостанция Мончегорск, Россия, WMO_ID=22212, выборка с 26.10.2024 по 26.10.2024.
2. Обозначения метеопараметров см. по адресу http://rp5.ru/archive.php?wmo_id=22212&lang=ru

При прогнозировании с использованием модельных прогностических данных с заблаговременностью 24 ч по модели GFS получаем с аэрологической диаграммы (рис. 9) прогностическую температуру у поверхности земли $T_{\text{зпр}}$ = 3,9°С, $T_{d\text{пр}}$ = 3,5°С. Применив график Р. А. Ягудина (см. рис. 6), получаем, что при дефиците точки росы $T_{\text{зпр}} - T_{d\text{пр}}$ = 0,4°С и прогностической температуре у поверхности земли $T_{\text{зпр}}$ = 3,9°С эти значения входят в диапазон температур, при которых образуется гололедица. Указанные данные хорошо согласуются с

данными фактических наблюдений за тот же срок. Так, по данным фактических наблюдений на метеостанции Мончегорск (см. табл. 2) за 00 ч 26.10.2024 фактические значения температуры и температуры точки росы составили $T_з$ = 4,3°С, T_d = -1,7°С. Далее к 6.00 ч 26.10.2024 фактическая температура у поверхности земли опустилась до отметки -0,4°С, а T_d = -2,1°С. На графике Р. А. Ягудина (рис. 6) по данным за фактический срок 00 ч 26.10.2024 (см. табл. 2) видим, что прогнозы наличия гололедицы на основе сравнения прогностических значений температуры воздуха, дефицита точки росы и их фактических значений совпадают.

ОЦЕНКА ОПРАВДЫВАЕМОСТИ ПРОГНОЗА ГОЛОЛЕДНЫХ ЯВЛЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАННЫХ МОДЕЛИ GFS

Прогноз опасных явлений погоды в виде сильных гололедно-изморозевых отложений (гололедных явлений) по пункту наблюдения (НП) оценивался по факту отсутствия или наличия явления [9]. В качестве характеристики успешности прогноза ГЯ используется оправдываемость. Не оценивались факты отсутствия ГЯ, когда явления погоды не наблюдались и не прогнозировались. Для расчета оправдываемости прогноза гололедных явлений $P_{ГЯ}$ составлялась не замкнутая таблица сопряженности.

Таблица 3

Таблица сопряженности (не замкнутая)

Прогноз	Количество случаев		Сумма
	с ГЯ	без ГЯ	
Гололедные явления присутствуют	k_{11}	k_{12}	k_{10}
Гололедные явления отсутствуют	k_{21}	k_{22}	k_{20}
Сумма	k_{01}	k_{02}	k_{00}

В таблице использованы следующие обозначения:

k_{01} – число наблюдавшихся ГЯ за период времени;

k_{11} – число оправдавшихся прогнозов ГЯ;

k_{12} – число прогнозов ГЯ, когда они выдавались, но ГЯ фактически не наблюдались;

k_{10} – общее число выпущенных прогнозов ГЯ за период времени;

k_{21} – число оповещений о не предусмотренных прогнозом ГЯ.

Оценка оправдываемости прогноза гололедных явлений за период времени (месяц, квартал, сезон, год) $P_{ГЯ}$ [%] рассчитывалась через отношение количества оправдавшихся прогнозов ГЯ к общему количеству выпущенных прогнозов ГЯ за период по формуле

$$P_{ГЯ} = \frac{k_{11}}{k_{10} + k_{21}} \times 100. \qquad (6)$$

Успешным считается прогноз ГЯ – сильного гололедно-изморозевого отложения ($P_{ГЯ}$ = 100 %), если это явление погоды наблюдалось в любой интенсивности в НП в течение периода времени, указанного в прогнозе (с учетом допусков по времени возникновения). Прогноз ГЯ считается не оправдавшимся ($P_{ГЯ}$ = 0%) в следующих случаях [9]:

– когда явление не было предусмотрено прогнозом, а наблюдалось в НП;

– когда ни одно из указанных в прогнозе гололедных явлений фактически не наблюдалось, т. е. не достигло установленных критериев ОЯ (с учетом допусков по интенсивности, времени возникновения и продолжительности).

Предупрежденность факта наличия гололедных явлений высчитывалась по формуле

$$П_{ГЯ} = \frac{k_{11}}{k_{01}} \times 100. \quad (7)$$

Критерий качества прогноза (критерий Пирси – Обухова) высчитывался по формуле

$$T_{ГЯ} = \frac{k_{11}}{k_{01}} - \frac{k_{12}}{k_{02}}. \quad (8)$$

За факт наличия ГЯ в пункте наблюдений принимаются отмеченные явления в срок и между сроками в кодах КН-01 при диаметре гололедно-изморозевых отложений меньше 0 в группе 934RR. Оценка прогнозов ГЯ на выборке 2022–2024 гг. для станции № 26063 (г. Санкт-Петербург) показала, что средняя оправдываемость прогнозов ГЯ по данным гидродинамических моделей составляет 91–94%, предупрежденность – на уровне 62–65% и критерий качества прогноза Пирси – Обухова – 0,54–0,59.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение модельных прогностических данных аэрологических диаграмм COSMO-RU2 (GFS) с заблаговременностью прогноза до 72 ч для прогнозирования гололеда методом Р. А. Ягудина показало высокую оправдываемость и практическую значимость разработанных прогнозов для станции № 26063 (г. Санкт-Петербург). Планируется сформировать репрезентативные выборки прогностических АД по модели COSMO-RU2 (GFS) и данных фактических аэрологических диаграмм за те же сроки и рассчитать оправдываемость прогнозов гололеда по модифицированному методу Р. А. Ягудина для определения возможности его применения в оперативной практике метеорологического обеспечения авиации в различных регионах страны. При прогнозировании гололедицы методом Р. А. Ягудина применение модельных прогностических данных аэрологической диаграммы GFS с заблаговременностью прогноза 24 ч для станции № 22212 (г. Мончегорск) также показало их хорошую оправдываемость и практическую значимость.

В дальнейшей работе планируется сформировать репрезентативные выборки прогностических АД по гидродинамическим моделям и данных фактических сводок Metar (данных наземных наблюдений типа КН-01) по другим регионам и посчитать оправдываемость прогнозов гололедных явлений по методам Р. А. Ягудина с применением данных GFS, с применением данных гидродинамического моделирования Европейского центра среднесрочных прогнозов (ECMWF), а также с применением для прогноза гололедных явлений прогностических метеорологических параметров, полученных с помощью метеорологической нейросети Европейского центра среднесрочных прогнозов ECMWF. Затем, сравнить критерии качества прогнозов ГЯ с использованием предлагаемых выше входных данных и определить возможность их применения в оперативной практике метеорологического обеспечения взлета и посадки воздушных судов и полетов БПЛА в различных регионах страны.

К достоинствам применения прогностических данных гидродинамических моделей для расчетов гололедных явлений методами Р. А. Ягудина стоит отнести возможность построения АД с любыми географическими координатами на срок до 48 ч по отечественным данным [3], построение АД и прогноз ГЯ методом Р. А. Ягудина по зарубежным гидродинамическим моделям, что позволяет расширить временной горизонт прогнозирования гололедных явлений до 72 ч и повысить оправдываемость прогнозов ГЯ по сравнению со стандартным методом на 10–15%. К недостаткам такого подхода прогнозирования ГЯ относится необходимость получения для расчетов исходных данных в виде прогностических АД по сети интернет, что представляет сложную задачу для подразделений ГМС ВС РФ в полевых условиях.

Список использованных источников

1. Руководство по практическим работам метеорологических подразделений авиации Вооруженных Сил. – М. : Воениздат, 1992. – 488 с.

2. *Тимощук А. С., Филиппёнок В. В.* Синоптическая метеорология. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2023. – 1 CD-ROM.

3. Прогностическая аэрологическая диаграмма по данным модели COSMO-2RU за 00 часов 18.10.2024 на 48 часов. – URL : https://u2019.meteoinfo.ru/services/north/worspace_1/php?type=adiagram (дата обращения: 18.10.2024).

4. Прогностическая аэрологическая диаграмма по данным модели GFS за 06 часов 18.10.2024 на 372 часа. – URL : :https://www.tropicaltidbits.com/analysis/models/?model=gfs&region =eu&pkg=mslp_pcpn&runtime=2024101806&fh=6 (дата обращения 18.10.2024).

5. Аэрологическая диаграмма по данным зондирования атмосферы за 00 часов 20.10.2024. – URL : https://ncu.gov/spec_fm35.html/ (дата обращения: 20.10.2024).

6. Комплект синоптических карт. – URL : https://ncu.gov/spec_fm35.html/ (дата обращения: 26.10.2024).

7. Прогностическая аэрологическая диаграмма по данным модели GFS за 00 часов 25.10.2024 на 24 часа. – URL : https://www.tropicaltidbits.com/analysis/models/?model=gfs&region=eu&pkg=mslp_pcpn&runtime=2024102500&fh=24 (дата обращения: 25.10.2024).

8. Архив погоды в Мончегорске за 26.10.2024. – URL : https://rp5.ru/ (дата обращения: 26.10.2024).

9. РД 52.27.724 – 2019. Наставление по краткосрочным прогнозам погоды общего назначения. – М. : Гидрометцентр России, 2019. – 66 с.

А. В. Богданов[1];
И. Ю. Еремеев[2],
доктор технических наук, профессор;
Л. А.Овчаренко[3],
доктор технических наук, доцент
[1, 2] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[3] Центр системного анализа и моделирования – ф-л АО «Научно-технический центр радиоэлектронной борьбы», г. Санкт-Петербург.

ОБНАРУЖЕНИЕ СИНХРОПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ЗАДОВА – ЧУ В ГРУППОВОМ СИГНАЛЕ С ОРТОГОНАЛЬНЫМ ЧАСТОТНЫМ МУЛЬТИПЛЕКСИРОВАНИЕМ ДАННЫХ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ КОРНЕВОГО ИНДЕКСА И ЦИКЛИЧЕСКОГО СДВИГА

Обоснована необходимость обнаружения и оценивания параметров синхровставок в составе групповых сигналов радиоэлектронных средств с ортогональным частотным мультиплексированием данных, функционирующих в районе развертывания новой зональной сети связи, реализующей принципы когнитивного радио в интересах эффективного использования частотного ресурса.

Проведенный анализ структурных свойств последовательностей Задова-Чу, часто используемых в качестве синхровставок, позволил обосновать вид функционального преобразования указанных последовательностей, обеспечивающего возможность их выявления в составе групповых сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием данных, инвариантно относительно вариативных параметров правила их формирования.

Предлагаемый подход к обнаружению последовательностей Задова – Чу характеризуется линейной вычислительной сложностью, что делает его привлекательным в условиях ограничений на вычислительные возможности подсистем радиомониторинга в составе систем когнитивного радио.

Выполнена проверка работоспособности предложенной схемы обнаружения синхровставок. Показана возможность ее применения при достаточно малых значениях отношения сигнал/шум.

Ключевые слова: синхровставки, последовательности Задова-Чу, сигналы с ортогональным частотным мультиплексированием данных.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из тенденций развития современных технологий в области телекоммуникаций в условиях возрастающего дефицита радиочастотного ресурса является развитие принципов, методических и технологических решений в сфере создания и применения самоорганизующихся адаптивных систем радиосвязи. Это направление активно развивается в рамках концепции так называемого «когнитивного радио» [1–3].

Требования по обеспечению передачи высокоскоростного траффика в современных радиосетях реализуются с использованием сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием данных (OFDM) [4, 5]. Эффективность применения OFDM-сигналов в значительной степени определяется качеством временной и частотной синхронизации приемного оборудования [6]. Установление и поддержание синхронизма приемо-передающего оборудования обеспечивается путем введения в структуру OFDM-сигнала синхровставок, в качестве которых широко используются синхровставки в виде последовательностей Задова – Чу [7, 8].

На рис. 1 представлены временная развертка и спектрограмма цифровой записи сигнала передачи видеоизображения с использованием ортогонального частотного мультиплексирования данных и синхровставок в виде последовательностей Задова-Чу.

При развертывании зональной радиосети в соответствии с принципами когнитивного радио необходимо адаптировать параметры ее функционирования к текущей радиоэлектронной обстановке в целях предотвращения взаимных помех с уже действующими сетями, в ко-

торых применяются синхровставки в виде последовательностей Задова-Чу. Последовательности Задова – Чу из одного ансамбля обладают хорошими взаимокорреляционными свойствами, т. е. имеют малый уровень взаимной корреляции. Это обуславливает необходимость использования многоканальных устройств обработки в виде согласованных фильтров или корреляторов для обнаружения последовательностей из состава одного ансамбля с учетом неопределенности по задержке, циклическому сдвигу и корневому индексу. Вариативность указанных параметров ведет к существенному усложнению структуры приемника подсистемы радиомониторинга.

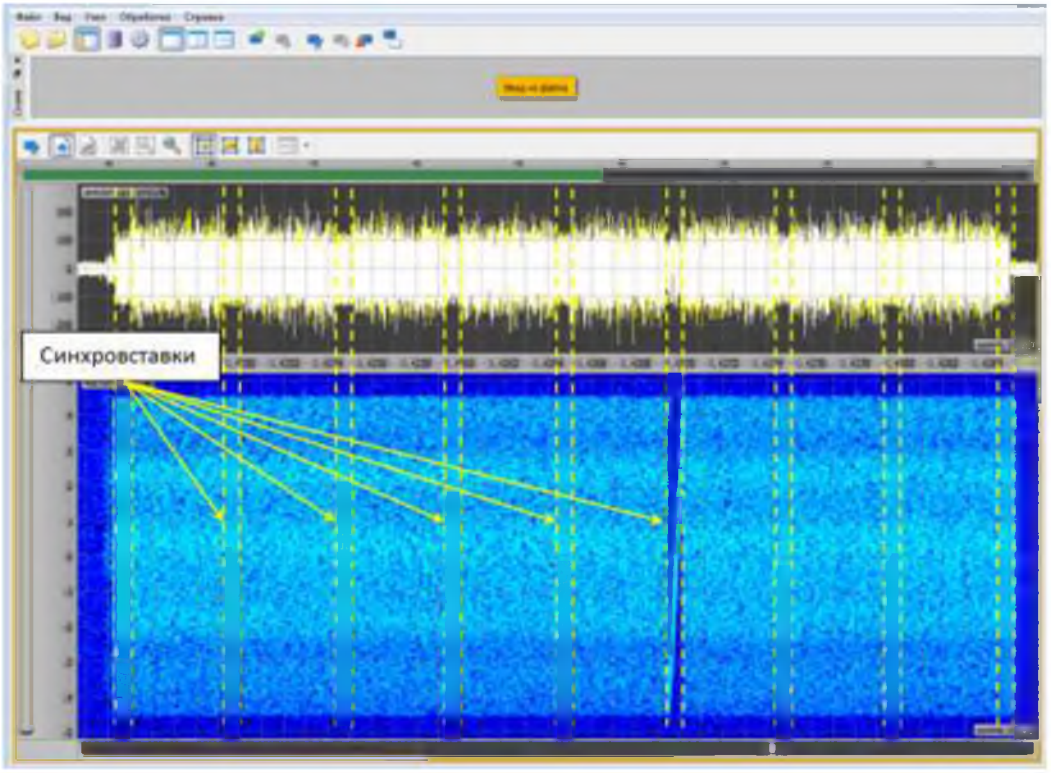


Рис. 1. Пример сигнала передачи видеоданных с борта БПЛА: в верхней части – временная развертка; в нижней части – спектрограмма

В этой связи представляет интерес решение задачи обоснования структуры обнаружителя синхровставок в виде последовательностей Задова – Чу в групповых сигналах с ортогональным частотным мультиплексированием данных в условиях априорной параметрической неопределенности.

Цель исследования состоит в отыскании варианта функционального преобразования массива анализируемых цифровых отсчетов, обеспечивающего контрастное выделение последовательностей Задова – Чу в составе групповых сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием данных, инвариантного относительно вариативных параметров ансамбля указанных последовательностей.

ОБОБЩЕННАЯ АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГРУППОВОГО СИГНАЛА С ОРТОГОНАЛЬНЫМ ЧАСТОТНЫМ МУЛЬТИПЛЕКСИРОВАНИЕМ ДАННЫХ И СИНХРОВСТАВКАМИ В ВИДЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЕЙ ЗАДОВА-ЧУ

Принцип передачи информации с использованием сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием данных состоит в том, что каждый блок M-ичных модуляционных

символов, включающий L элементов, передается на L поднесущих ортогональных частотах. Номиналы поднесущих частот определяются множеством значений от $-\frac{(L-1)}{2T}$ до $\frac{(L-1)}{2T}$ с шагом $\frac{1}{T}$, где T – интервал ортогональности частот. Амплитуда и фаза поднесущего колебания определяются элементом сигнального созвездия в соответствии со значением передаваемого модуляционного символа. На практике находят применение следующие виды сигнальных созвездий: ФМн-2, ФМн-4, ФМн-8, КАМ-16, КАМ-32, КАМ-64 [4, 5].

Совокупность поднесущих колебаний с учетом их амплитуд и фаз формирует OFDM-символ. С учетом занимаемой полосы частот результирующий OFDM-символ может быть представлен во временной области на частоте дискретизации $Fs = \frac{L}{T}$ аналитическим выражением

$$\dot{s}_n = \frac{1}{\sqrt{L}} \sum_{l=0}^{L-1} \dot{a}_l \exp\left(j2\pi \frac{ln}{L} \right), \ [n = 0(1)L-1], \tag{1}$$

где $\dot{a}_l$ – элемент используемого сигнального созвездия, соответствующий модуляционному символу, передаваемому на l-й поднесущей частоте;

$\frac{1}{\sqrt{L}}$ – коэффициент масштабирования, обеспечивающий единичный уровень средней мощности.

Для эффективной борьбы с межсимвольной интерференцией во временной области OFDM-символ дополняется префиксом, копирующим Lp его последних отсчетов. В результате формируется строка из $L + Lp$ отсчетов:

$$\dot{S}_{<L+Lp>} = [\dot{s}_{L-Lp+1}, ..., \dot{s}_{L-1}, \dot{s}_0, \dot{s}_1, ..., \dot{s}_{L-1}], \tag{2}$$

представляющая собой полное OFDM-слово.

Передача информации осуществляется кадрами. Для поддержания синхронизма приемопередающего оборудования по времени и частоте в состав кадра включаются синхровставки в виде последовательностей Задова-Чу. В кадровую структуру могут вводиться синхровставки, имеющие различное предназначение, например: для первичной синхронизации, для вторичной синхронизации, для маркирования номера обслуживаемой ячейки и др. [4, 5].

Аналитическое выражение для расчета элементов последовательностей Задова – Чу в виде комплекснозначных временных отсчетов имеет вид [7–9]

$$\dot{z}_n^{(r)} = \exp\left(-j\pi r \frac{n(n+1)}{L} \right), \ [n = 0(1)L-1], \tag{3}$$

где L – простое число, $L > 2$;

r – корневой индекс последовательности, $r \in \{1, ..., L-1\}$;

n – номер отсчета;

$j = \sqrt{-1}$.

Формула (3) задает ансамбль из L-1 последовательности в зависимости от значения корня r.

Как следует из (3) отсчеты имеют единичную амплитуду

$$\left| \dot{z}_n^{(r)} \right| = 1. \tag{4}$$

Последовательности Задова – Чу являются периодическими, т. е.

$$\dot{z}_n^{(r)} = \dot{z}_{n+L}^{(r)}. \tag{5}$$

Последовательности ансамбля (3) характеризуются хорошими авто- и взаимокорреляционными свойствами:

$$\left|\sum_{n=0}^{L-1} \dot{z}_n^{(r_1)} \operatorname{conj}\left(\dot{z}_n^{(r_2)}\right)\right| = \begin{cases} L, & r_1 = r_2, \\ \le \sqrt{L}, & r_1 \ne r_2, \end{cases} \tag{6}$$

$$\left|\sum_{n=0}^{L-1} \dot{z}_n^{(r)} \operatorname{conj}\left(\dot{z}_{n+n_0}^{(r)}\right)\right| = \begin{cases} L, & n_0 = 0, \\ 0, & 0 < n_0 < L, \end{cases} \tag{7}$$

где conj(.) – операция комплексного сопряжения;
|...| – модуль комплексного числа;
n_0 – величина циклического сдвига последовательности.

С учетом корреляционных свойств (6) и (7) в составе группового сигнала возможно наличие как циклических сдвигов одной последовательности, порожденных одним корневым индексом r, так и наличие последовательностей, порожденных различными корневыми индексами. Для предотвращения негативного влияния межсимвольной интерференции базовая последовательность может быть дополнена префиксом

$$\dot{Z}_{<L+Lp>}^{(r)} = [\dot{z}_{L-Lp+1}^{(r)}, ..., \dot{z}_{L-1}^{(r)}, \dot{z}_0^{(r)}, \dot{z}_1^{(r)}, ..., \dot{z}_{L-1}^{(r)}]. \tag{8}$$

В рамках решаемой задачи групповой сигнал с ортогональным частотным мультиплексированием данных и синхровставками в виде последовательностей Задова – Чу может быть представлен в виде последовательно чередующихся синхровставок и блоков информационных слов, представленных в виде последовательности комплексных сигнальных отсчетов во времени, формируемой как результат конкатенации информационных слов и синхровставок:

$$\begin{aligned} \left[\dot{u}_i^{(C)}\right] = \operatorname{Concat}(& \dot{Z}_{<L+Lp>,n_1}^{(r_1)}, \dot{S}_{<L+Lp>}, ..., \dot{S}_{<L+Lp>}, \dot{Z}_{<L+Lp>,n_2}^{(r_2)}, \dot{S}_{<L+Lp>}, ..., \dot{S}_{<L+Lp>}, \\ & \dot{Z}_{<L+Lp>,n_1}^{(r_1)}, \dot{S}_{<L+Lp>}, ..., \dot{S}_{<L+Lp>}, \dot{Z}_{<L+Lp>,n_2}^{(r_2)}, \dot{S}_{<L+Lp>}, ...), \end{aligned} \tag{9}$$

где Concat(.) – операция конкатенации.

С учетом наличия аддитивной шумовой составляющей, поступающие на вход анализатора отсчеты можно представить в следующем виде:

$$\dot{u}_i = \dot{u}_i^{(C)} + \dot{\xi}_i. \tag{10}$$

Оценить основные параметры сигнала с ортогональным частотным мультиплексированием данных, такие как L и Lp, а также осуществить синхронизацию по словам можно с использованием свойств циклостационарности, представленных в работах [10–12]. Поэтому решаемая задача сводится к обоснованию правила принятия одной из двух альтернативных гипотез:

H0 – анализируемый фрагмент из L отсчетов не относится к ансамблю последовательностей Задова-Чу;

H1 – анализируемый фрагмент из L отсчетов является последовательностью Задова-Чу;

Задача исследования состоит в отыскании вида индикаторного преобразования анализируемой выборки цифровых отсчетов, обеспечивающего формирование контрастного информативного признака принадлежности к ансамблю последовательностей Задова – Чу заданной размерности L, инвариантного относительно значения корневого индекса r и величины циклического сдвига n_0.

ОБОСНОВАНИЕ РЕШАЮЩЕЙ СТАТИСТИКИ

Для обоснования вида искомого преобразования рассмотрим групповой сигнал с ортогональным частотным мультиплексированием данных и синхровставками в отсутствие шумового воздействия, т. е. положим $\dot{u}_i = \dot{u}_i^{(C)}$.

Анализ выражения (3) показывает, что при заданной величине L значения сигнальных отсчетов определяются квадратичной функцией фазы от номера отсчета n. Значение корневого индекса r определяет «скорость» роста квадратичной функции, а значение n_0 определяет величину циклического сдвига квадратичной функции фазы.

Указанные обстоятельства определяют то, что в основе искомого индикаторного преобразования должно лежать преобразование, чувствительное к наличию квадратичной зависимости фазовой функции от номера отсчета в анализируемом фрагменте выборки.

Рассмотрим двойную циклическую разность последовательных значений фазовой функции:

$$\varphi''^{(r)}_n = \varphi'^{(r)}_n - \varphi'^{(r)}_{n-1} \mod 2\pi,\ \varphi'^{(r)}_n = \varphi^{(r)}_n - \varphi^{(r)}_{n-1} \mod 2\pi. \tag{11}$$

Операции с индексами в выражении (11) выполняются по модулю L.

Опираясь на (3) подставим в выражение (11) фазовую функцию элементов последовательности Задова – Чу в виде $\varphi^{(r)}_n = -\pi r \dfrac{n(n+1)}{L}$. В результате получим:

$$\varphi'^{(r)}_n = -2\pi \frac{r}{L} n, \tag{12}$$

$$\varphi''^{(r)}_n = -2\pi \frac{r}{L}. \tag{13}$$

Таким образом, имеет место свойство постоянства двойной циклической разности последовательных значений фазы элементов последовательности Задова-Чу.

Значения фазовой функции OFDM-слов при достаточно большом L можно полагать случайными и равномерно распределенными на интервале от $-\pi$ до π. Следствием этого является тот факт, что двойная циклическая разность фазовой функции OFDM-слов также будет иметь равномерное распределение на интервале от $-\pi$ до π.

Учитывая то, что элементы последовательности Задова – Чу имеют единичную амплитуду и свойство (13) проявляется на сегменте из L отсчетов, для обнаружения синхровставок в групповых OFDM-сигналах в качестве индикаторного может быть предложено следующее преобразование входных отсчетов, применяемое к L-элементному сегменту анализируемого группового OFDM сигнала:

$$y_i^{(0)} = \frac{1}{L}\left|\sum_{n=0}^{L-1}\left(\dot{u}^{(0)}_{i-n}\dot{u}^{(0)}_{i-(n-2 \bmod L)}\left(\mathrm{conj}\left(\dot{u}^{(0)}_{i-(n-1 \bmod L)}\right)\right)^2\right)\right|, \tag{14}$$

где $\dot{u}_i^{(0)}$ – нормированные по амплитуде входные отсчеты,

$$\dot{u}_i^{(0)} = \frac{\dot{u}_i}{|\dot{u}_i|} = \exp\left(j \arg\left(\dot{u}_i\right)\right) = \exp\left(j\varphi_i\right); \tag{15}$$

$|.|$ – модуль комплексного числа,

$$|.| = \sqrt{\left(\mathrm{Re}(.)\right)^2 + \left(\mathrm{Im}(.)\right)^2}.$$

Результат преобразования (14) является вещественным, положительным числом: $0 \le y^{(0)} \le 1$.

При том условии, что анализируемый сегмент содержит только элементы последовательности Задова-Чу, т. е. истинна гипотеза H1: $[\dot{u}_{i-L+1},...,\dot{u}_{i-1},\dot{u}_i] \subset \dot{Z}^{(r_1)}_{<L+Lp>,n_1}$, значение индикатора принимает детерминированное значение, а именно

$$y^{(0)} = 1. \tag{16}$$

При том условии, что анализируемый сегмент содержит только элементы OFDM-слова, т. е. истинна гипотеза H0: $[\dot{u}_{i-L+1},...,\dot{u}_{i-1},\dot{u}_i] \subset \dot{S}_{<L+Lp>}$, значение индикатора $y_i^{(0)}$ определяется нормированным по числу элементов модулем суммы L векторов единичной длины со случайными фазами, распределенными равновероятно от $-\pi$ до π.

Для удобства дальнейших рассуждений представим (14) в виде

$$y^{(0)} = \frac{y}{L} = \frac{|x|}{L}, \tag{17}$$

где x – сумма под знаком модуля в правой части выражения (14).

Сумму L единичных векторов на комплексной плоскости со случайными фазами при достаточно больших значениях L ($L > 7$) можно рассматривать как комплексную случайную величину, вещественная и мнимая составляющие которой независимы и распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением $\sigma = \sigma(\mathrm{Re}(x)) = \sigma(\mathrm{Im}(x)) = \sqrt{\frac{L}{2}}$. В этом случае плотность вероятности значений y_i можно аппроксимировать усеченным Релеевским законом распределения [13]:

$$W_{\hat{y}}(y) = K\frac{y}{\sigma^2}\exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma^2}\right),\ 0 \le y < L, \tag{18}$$

где K – нормирующий коэффициент для усеченного закона распределения,

$$K^{-1} = 1 - \int_L^{\infty} \frac{y}{\sigma^2}\exp\left(-\frac{y^2}{2\sigma^2}\right)dy.$$

С учетом (18) и нормирующего коэффициента $\frac{1}{L}$ плотность вероятности значений $y_i^{(0)}$ определяется выражением вида

$$W_{\hat{y}^{(0)}}(y^{(0)}) = 2Ly^{(0)}\exp\left(-L\left(y^{(0)}\right)^2\right),\ 0 \le y^{(0)} < 1. \tag{19}$$

Выражения (16) и (19) свидетельствуют о несовместности значений статистики (14) для двух рассматриваемых альтернативных гипотез о принадлежности отсчетов анализируемого сегмента. Это позволяет ее использовать для решения задачи обнаружения синхровставок в виде последовательностей Задова – Чу в структуре сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием данных инвариантно относительно корневого индекса и циклического сдвига.

Схема обнаружителя синхровставок, реализующего преобразование (14), представлена на рис. 2.

Для реализации процедуры обнаружения любой последовательности из ансамбля, включающего $L(L\text{-}1)$ последовательность, требуется $3L$ операций умножения входных отсчетов и L операций сложения.

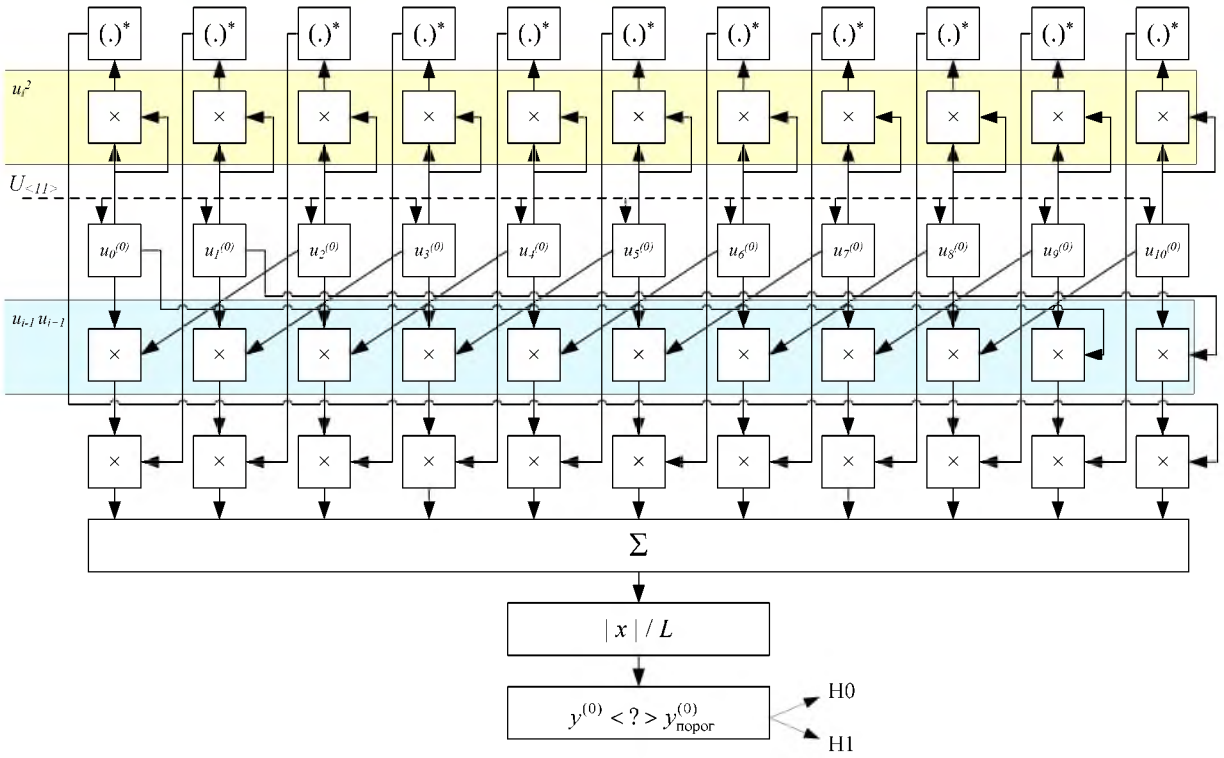


Рис. 2. Схема обнаружителя (L = 11)

ОЦЕНИВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОБНАРУЖИТЕЛЯ

Рассмотрим влияние аддитивного белого гауссовского шума (АБГШ) на решающую статистику (14). Пусть на входе обнаружителя действуют отсчеты смеси сигнала и шума (10), где $\dot{\xi}_i$ – некоррелированные отсчеты комплексного АБГШ, $\dot{\xi}_i = \mathrm{Re}\left(\dot{\xi}_i\right) + j\,\mathrm{Im}\left(\dot{\xi}_i\right)$. Квадратурные составляющие АБГШ характеризуются СКО $\sigma_\xi = \sigma_{\mathrm{Re}(\xi)} = \sigma_{\mathrm{Im}(\xi)}$ и нулевым математическим ожиданием. В этом случае мощность шума $P_{\text{Ш}} = 2\sigma_\xi^2$, мощность сигнала $P_{\text{С}} = \overline{\left|\dot{u}^{(C)}\right|^2} = 1$, отношение сигнал/шум $q[\text{дБ}] = 10\log_{10}\dfrac{P_{\text{С}}}{P_{\text{Ш}}}$.

Решающая статистика (14) устойчива к воздействию АБГШ при условии истинности гипотезы H0. То есть закон распределения $W_{\hat{y}^{(0)}}(y^{(0)})$ для OFDM-слов как в отсутствие АБГШ, так и при его наличии остается неизменным. Это обусловлено тем, что фаза суммы двух комплексных случайных величин (отсчетов OFDM-слова и шума), фазы которых распределены равномерно на интервале от –π до π, также распределена равномерно на том же интервале.

Последнее обстоятельство обуславливает возможность обоснования порога для обнаружения синхровставок в виде последовательностей Задова – Чу по критерию Неймана – Пирсона с использованием (19), а именно

$$y_{\text{порог}}^{(0)} : \left(1 - \int_0^{y_{\text{порог}}^{(0)}} W_{\hat{y}^{(0)}}(y^{(0)})dy\right) \le P_{\text{ЛТ}}, \qquad (20)$$

где $P_{\text{ЛТ}}$ – заданный уровень вероятности ложной тревоги.

В этом случае правило принятия решения об истинности одной из двух альтернативных гипотез принимает следующий вид:

– если $y_t^{(0)} \le y_{\text{порог}}^{(0)}$, то истинна гипотеза H0;

– если $y_t^{(0)} > y_{\text{порог}}^{(0)}$, то истинна гипотеза H1.

С целью оценивания вероятности правильного обнаружения синхровставок в виде последовательностей Задова – Чу проведена серия статистических экспериментов, реализованных программно в среде инженерных и научных расчетов MATLAB. В качестве исходных данных для каждой серии экспериментов задавались параметры L и q. Для каждого сочетания параметров проводилось A испытаний. Значения корневого индекса r и значения циклического сдвига n_0 в каждом испытании выбирались независимо и случайно. В ходе каждого испытания формировалась выборка вида (10) только для отсчетов синхровставок, производился расчет решающей статистики (14) и ее сравнение с порогом (20). Расчет оценки вероятности правильного обнаружения синхровставки осуществлялся по формуле

$$P_{\text{ПО}} = \frac{1}{A}\sum_{t=1}^{A} h_t \quad \text{при} \quad h_t = \begin{cases} 1, & y_t^{(0)} > y_{\text{порог}}^{(0)}; \\ 0, & y_t^{(0)} \le y_{\text{порог}}^{(0)}. \end{cases} \tag{21}$$

Результаты экспериментов графически представлены в табл. 1 и на рис. 3.

Таблица 1

Значения $y_{\text{порог}}^{(0)}$ для некоторых $P_{\text{ЛТ}}$ и L

$P_{\text{ЛТ}}$	$L = 31$	$L = 61$	$L = 127$	$L = 251$	$L = 509$	$L = 1021$	$L = 2047$
10^{-2}	0,39377	0,28403	0,19582	0,13874	0,09928	0,06910	0,04895
10^{-3}	0,47010	0,34369	0,23766	0,16927	0,11890	0,08498	0,05964
10^{-4}	0,53872	0,38896	0,27107	0,19519	0,13611	0,09661	0,06825

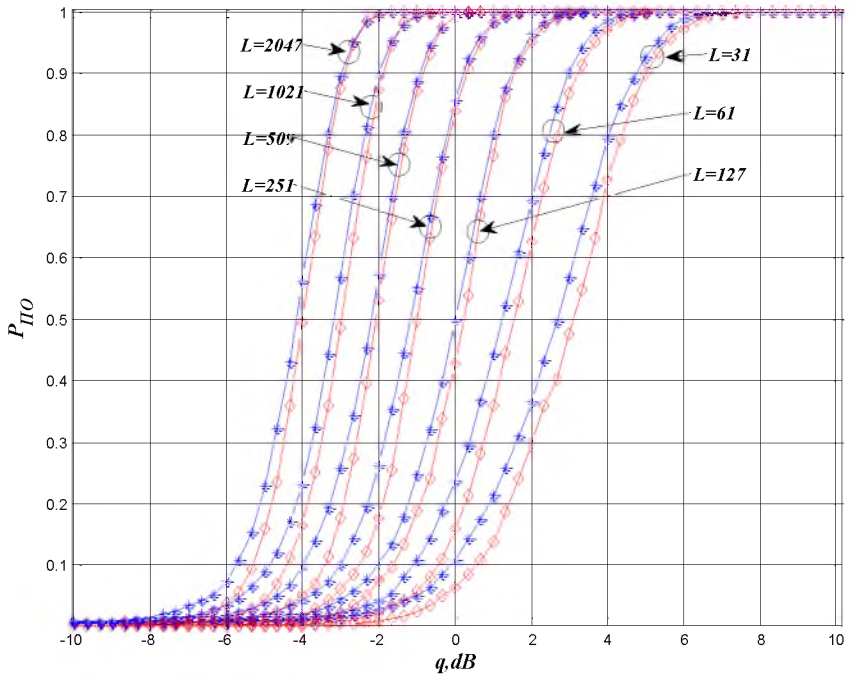


Рис. 3. Зависимость $P_{ПО}$ от q для различных L (синий «∗» – $P_{ЛТ} = 10^{-2}$, красный «○» – $P_{ЛТ} = 10^{-3}$)

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

1. Предложенный вид функционального преобразования входных отсчетов обеспечивает возможность обнаружения последовательностей Задова – Чу в условиях неопределенности значениий корневого индекса и циклического сдвига.

2. В области *L*, имеющих практическое значение и лежащих в пределах от нескольких десятков до единиц тысяч, предлагаемый обнаружитель обеспечивает достижение практически значимых значений вероятности правильного обнаружения при допустимом уровне вероятности ложной тревоги даже в области достаточно малых отношений сигнал/шум.

3. По мере роста *L* пороговое значение отношения сигнал/шум, требуемое для обнаружения последовательности с заданной вероятностью при фиксированной вероятности ложной тревоги, снижается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ структурных свойств последовательностей Задова – Чу позволил обосновать вид функционального преобразования указанных последовательностей, обеспечивающего возможность их выявления в составе групповых сигналов с ортогональным частотным мультиплексированием данных. В основу преобразования положено свойство, состоящее в квадратичной зависимости фазы отсчета от его номера в анализируемом фрагменте.

Мощность ансамбля последовательностей Задова – Чу с учетом вариативности корневого индекса и циклического сдвига растет квадратично от величины периода последовательностей, а вычислительная сложность предлагаемого обнаружителя – линейно. Это позволяет рассматривать возможность его применения в условиях ограничений на вычислительные возможности подсистем радиомониторинга в составе систем когнитивного радио.

Результаты проверки работоспособности предложенной схемы обнаружения синхровставок показали положительный эффект в условиях достаточно малых значений отношения сигнал/шум.

Дальнейшие исследования предполагается сосредоточить, в том числе на исследовании помехоустойчивости обнаружителя синхровставок в сигналах с ортогональным частотным мультиплексированием данных применительно к условиям селективных частотных замираний.

Список использованных источников

1. *Akyildiz I. F., Lo B. F., Balakrishnan R.* A Review on Spectrum Sensing for Cognitive Radio: Challenges and Solutions // IEEE Communications Surveys & Tutorials. – 2011. – Vol.13, № 1. – P. 116–130.

2. Исследование алгоритмов обнаружения сигналов в когнитивных радиосетях / Е. Е. Гринин [и др.] // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2021. – Т. 17, № 2. – С. 101–106. – DOI : 10.36622/VSTU.2021.17.2.016.

3. *Адамовский Е. Р., Чертков В. М., Богуш Р. П.* Модель формирования карты радиосреды для когнитивной системы связи на базе сотовой сети LTE // Компьютерные исследования и моделирование. – 2022. – Т. 14, № 1. – С. 127–146. – DOI : 10.20537/2076-7633-2022-14-1-127-146.

4. Сети стандарта LTE. Развитие технологий радиодоступа : моногр. / А. Е. Рыжков [и др.]. – СПб. : СПбГУТ, 2014. – 256 с.

5. ETSI TS 136 211 V16.3.0 (2020-11). LTE; Evolved Universal Terrestrial Radio Access (E-UTRA); Physical channels and modulation (3GPP TS 36.211 version 16.3.0 Release 16). – URL : http://www.etsi.org (дата обращения: 04.10.2025).

6. *Бакке А. В.* Алгоритм частотной и временной синхронизации для приема OFDM-сигналов по многолучевым каналам связи // Цифровая обработка сигналов. – 2015. – № 4. – С. 2–8.

7. *Лазарев В. О., Рыжков А. Е.* Исследование ZC-последовательностей, используемых в стандарте LTE // Информационные технологии и телекоммуникации. – 2016. – Т. 4, № 1. – С. 79–86.

8. Application of Zadoff–Chu Sequences in Throughput Balancing Control of Self-organizing Long Term Evolution Communication Network / Shengrong Lu [et al.] // Sensors and Materials. – 2021. – Vol. 33, № 5. – P. 1619–1629.

9. *Chu D.* Polyphase codes with good periodic correlation properties // IEEE Trans. Inf. Theory. – 1972. – № 18 (4). – P. 531–532.

10. *Gardner W.* A. Exploitation of Spectral Redundancy in Cyclostationary Signals // IEEE Signal Processing Magazine. – 1991. – P. 4–35. – URL : https://www.faculty.engineering.ucdavis.edu (дата обращения: 04.10.2025).

11. *Wang J., Chen T.* Cyclo-Period Estimation for Discrete-Time Cyclostationary Signals // IEEE Transactions on Signal Processing. – 2006. – Vol. 54, № 1. – P. 88–94.

12. Методика оценивания параметров сигналов с OFDM-модуляцией / С. С. Старицин [и др.] // Журнал радиоэлектроники. – 2020. – № 6. – URL : http://jre.cplire.ru/jre/jun20/12/text.pdf. – DOI : 10.30898/1684-1719.2020.6.12.

13. *Кремер Н. Ш.* Теория вероятностей и математическая статистика. – М. : ЮНИТИ-ДАНА, 2004. – 573 с.

А. А. Борисов,
кандидат технических наук, доцент;
А. Б. Маков,
доктор технических наук, доцент;
С. В. Чернышев,
кандидат технических наук

ОЦЕНИВАНИЕ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ОПАСНОСТИ РАЙОНА КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ», СВЯЗАННОЙ С ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ, ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ПОДГОТОВКИ И ЗАПУСКА РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В статье предложена модель показателя гидрометеорологической опасности физико-географического района, которая позволяет ранжировать опасность для РКН, вызванную опасными для проведения запуска явлениями погоды. Приведены оценки показателя гидрометеорологической опасности для района базирования космодрома «Восточный».

Ключевые слова: грозовая деятельность, гидрометеорологическая опасность, поражение молнией, запуск ракет космического назначения, опасные для запуска явления погоды.

ВВЕДЕНИЕ

Грозовая деятельность является одним из наиболее значимых факторов, влияющих на безопасность запусков ракет космического назначения (РКН) и эксплуатацию объектов наземной инфраструктуры космодрома. Воздействие гроз на запуск РКН связано с комплексом таких физических явлений, как электрические разряды, сильные ветры, резкие изменения температуры и влажности, а также с возможными явлениями турбулентности. Эти метеорологические факторы могут существенно повлиять как на безопасность запуска, так и на надежность функционирования наземных систем.

Основной опасностью, связанной с грозовой деятельностью, является возможность поражения РКН молнией. Ракета-носитель, особенно на этапе запуска, подвержена риску попадания в зону интенсивной электрической активности ввиду большого размера РКН и материала изготовления, способствующих наведению молниевых разрядов. Прямой удар молнии в ракету может привести к разрушению ее важных систем, включая электронику, а также к возможному взрыву топлива, что ставит под угрозу сам запуск. Кроме того, молниевые разряды могут вызывать импульсные помехи в наземных системах управления и мониторинга, что нарушит четкость и точность действий пусковых расчетов и может привести к несанкционированному запуску или его отмене. Молниевые разряды также могут вызвать короткие замыкания в электрических цепях, повреждая критически важные элементы наземных систем, включая источники питания, насосные и охлаждающие установки, а также системы обеспечения связи между командным пунктом и стартовыми комплексами.

Грозовая деятельность часто сопровождается сильными ветрами, со скоростями, превышающими 15 м/с. На этапах отрыва от стартового стола и подъема РКН в условиях грозовой активности высокие скорости ветра могут повлиять на стабильность полета, увеличивая аэродинамические нагрузки на конструкцию ракеты. Воздушные потоки, возникающие при турбулентных движениях воздуха, могут стать причиной неконтролируемых отклонений РКН от рассчитанной траектории полета, что, в свою очередь, приведет к невозможности достижения целевой орбиты, а в некоторых случаях – даже к разрушению ракеты-носителя.

Нельзя не отметить, что сильные ветры, характерные для грозовой деятельности, могут значительно осложнить работу наземных систем, таких как системы отслеживания и связи с РКН, а также помешать точному определению координат ракеты в процессе запуска.

В некоторых случаях влияние грозовой деятельности на работу наземной инфраструктуры космодрома может проявиться в нарушении функционирования логистических и транспортных систем. Повышенные уровни влажности, сильные дожди и затопления могут вызвать проблемы с доступностью некоторых объектов космодрома, а также повредить оборудование, незащищенное от воздействия внешней среды.

Несмотря на непродолжительную эксплуатацию (строительство первой очереди завершилось в апреле 2016 г., первый запуск с космодрома «Восточный» состоялся 28 апреля 2016 г.) в научных изданиях был опубликован ряд работ, посвященных метеорологическому обеспечению запусков РКН. К ним, в первую очередь, следует отнести работы [1–5], посвященные исследованию термодинамических условий образования опасных конвективных явлений в районе космодрома. В этих работах авторы анализируют конвективную деятельность и связанные с ней пространственно-временную изменчивость гроз и поля ветра в районе космодрома.

Данные об опасных явлениях погоды, связанных с конвекцией, за летние месяцы 1985–2013 гг. были получены с сети метеорологических станций Росгидромета, расположенных вблизи космодрома «Восточный» («Мазаново», «Братолюбовка»), а также с метеостанций Китая («Хума» и «Хэйхэ») [1]. Данные о распределении термодинамических параметров по высотам получены с аэрологической станции «Благовещенск».

В работах [1–4] отмечается, что, во-первых, на территории Амурской области в летние месяцы в среднем наблюдаются 22 дня с грозой, также авторами выявлена семилетняя квазицикличность в интенсивности гроз, во-вторых, сделано заключение, что критические значения показателей неустойчивости атмосферы, характеризующих атмосферу в дни с наличием опасных явлений погоды, связанных с конвекцией, над территориями Западной Сибири и Амурской области, отличаются незначительно, в-третьих, определены значения показателей LIFT, KIND, TOTL, CAPE, SWEAT, при которых с вероятностью 70 и 90% наблюдается развитие ливней или грозы с ливнем соответственно.

Полученные результаты авторы рекомендуют использовать при разработке методов прогнозирования опасных явлений погоды, связанных с конвекцией, в районе космодрома «Восточный». Вместе с тем в этих работах не приведены рекомендации руководству космодрома по снижению негативных последствий, связанных с опасными явлениями погоды, при подготовке и запуске РКН. Разработка таких рекомендаций является основной целью метеорологического обеспечения. Поэтому цель настоящей работы сформулирована как исследование статистических характеристик грозовой активности в районе космодрома «Восточный» для оценивания гидрометеорологической опасности данного района.

Для достижения сформулированной цели в работе решены следующие задачи: предложен показатель, характеризующий гидрометеорологическую опасность района; проанализированы доступные источники и представленные в них данные о грозовой активности; оценено пространственно-временное распределение гроз в районе космодрома «Восточный»; разработаны рекомендации для учета гидрометеорологической опасности в работе космодрома.

РАЗРАБОТКА ПОКАЗАТЕЛЯ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ОПАСНОСТИ РАЙОНА КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»

Теоретические основы разработки показателя гидрометеорологической опасности физико-географического района (ФГР) представлены в работе [6]. Выражение для оценивания показателя имеет следующий вид:

$$dng = \frac{P \cdot vrb}{NRK} = \frac{P \cdot prb \cdot ssv(Q)}{NRK}, \quad (1)$$

где P – повторяемость опасного явления погоды в пределах рассматриваемого ФГР;

vrb – уязвимость технической системы (ТС), находящейся в ФГР;
prb – вероятность нанесения системе повреждений или ущерба вследствие появления негативных факторов, обусловленных проявлением опасного явления погоды;
ssv – чувствительность ТС к воздействиям со стороны опасного явления погоды;
Q – характеристика ТС;
NRK – нормирующий коэффициент.

Предложенный в работе [6] показатель является обобщенным и определяет гидрометеорологическую опасность ФГР для широкого класса ТС. Разработанный в настоящей работе показатель *dng* имеет конкретный утилитарный характер, т. е. определение гидрометеорологической опасности района для проведения запуска РКН.

Более детально, по сравнению с работой [6], выразим *vrb* ТС через *prb* и *ssv*. Исходя из выражения (1). величина *vrb* определяется следующим образом:

$$vrb = prb \cdot ssv(Q), \tag{2}$$

где *prb* – вероятность того, что грозовая деятельность нанесет ущерб РКН;
ssv – чувствительность РКН к воздействиям со стороны грозовой деятельности;
Q – параметр, определяющий устойчивость РКН к грозовым условиям (например, уровень защиты, конструктивные особенности, материалы).

Определим вид функции чувствительности *ssv*(*Q*). Для этого сформулируем ряд требований к ней. В их число входят:
– область значений функции чувствительности должна принимать значения от 0 до 1;
– функция должна обладать простой и понятной физической интерпретацией;
– функция должна позволять гибко учитывать характеристики РКН;
– функция должна легко настраиваться под конкретные условия.

Перечисленным условиям будет удовлетворять функция чувствительности вида

$$ssv = \frac{1}{1 + k_1 \cdot R}, \tag{3}$$

где R – интегральный параметр, характеризующий устойчивость ракеты к грозовым условиям, нормированный от 0 до 1: $R = 0$ – ракета абсолютно неустойчива к грозе; $R = 1$ – ракета полностью устойчива к грозе;
k_1 – коэффициент, определяющий крутизну зависимости (калибровочный параметр, $k_1 > 0$).

Интегральный параметр R может быть вычислен как взвешенная сумма отдельных характеристик РКН, таких как защищенность от электромагнитных помех R_1, устойчивость к ударам молний R_2, герметичность R_3, наличие системы молниезащиты R_4 и др.

Тогда интегральный параметр R можно представить в виде следующего выражения:

$$R = \sum_{i=1}^{n} \omega_i R_i, \tag{4}$$

где R_i – нормированные характеристики РКН, которые отражают ее устойчивость к различным аспектам грозовой деятельности, $i = 1(1)n$. Они могут принимать значения в диапазоне от 0 до 1 (при $R_i = 0$ – характеристика отсутствует, т. е. РКН абсолютно неустойчива к данному аспекту грозовой деятельности, при $R_i = 1$ – характеристика максимально выражена, РКН полностью устойчива к данному аспекту грозовой деятельности);
ω_i – весовые коэффициенты, отражающие важность каждой характеристики, $i = 1(1)n$.

Если $R = 0$ (РКН абсолютно неустойчива), то $ssv = 1$ (РКН полностью зависит от грозы). Если $R = 1$ (РКН полностью устойчива), то $ssv = \frac{1}{1+k_1}$ (чувствительность минимальна). При промежуточных значениях R чувствительность ssv монотонно уменьшается. Коэффициент k_1 определяет, насколько быстро уменьшается чувствительность с ростом R.

Разработанная функция чувствительности выполняет все предъявленные к семейству данных функций требования.

Определим выражение для оценивания prb вероятности того, что грозовая деятельность нанесет ущерб РКН. В настоящей работе она оценивается с помощью выражения

$$prb = I \cdot (1 - e^{-k_2 T}), \tag{5}$$

где I – интенсивность грозовой деятельности (нормированная величина от 0 до 1), которая характеризует силу грозы;

T – время нахождения РКН в зоне грозовой деятельности (нормированное от 0 до 1), учитывающее, как долго РКН подвергается воздействию грозы;

k_2 – коэффициент, определяющий влияние времени на вероятность повреждения РКН, $k_1 > 0$.

В метеорологии интенсивность грозовой деятельности выражают тремя категориями: слабая гроза; умеренная гроза; сильная гроза. В настоящей работе каждой категории присвоен конкретный вес – 0.2, 0.5, 1.0 соответственно из следующих соображений: слабая гроза имеет минимальное воздействие, поэтому ей присваивается наименьший вес. Значение 0.2 отражает, что такая гроза составляет примерно 20% от максимальной интенсивности; умеренная гроза имеет среднее воздействие, поэтому ей присваивается вес 0.5, что соответствует 50% от максимальной интенсивности; сильная гроза имеет максимальное воздействие, поэтому ей присваивается вес 1.0, что соответствует 100% интенсивности.

Время T можно представить в виде двух слагаемых: времени нахождения РКН на стартовом столе $T_{\text{СТ}}$ и времени нахождения РКН в полете $T_{\text{ПЛ}}$ в зоне грозовой активности. С уверенностью можно сказать, что во время нахождения РКН на стартовом столе при сомкнутых фермах обслуживания вероятность негативного воздействия на нее грозовой деятельности минимальна. Фермы обслуживания отводятся от РКН за 30–60 мин до запуска. То есть РКН остается уязвимой к воздействию грозы в течение времени $T_{\text{СТ}} \le 60$ мин. Время же нахождения РКН в зоне грозовой деятельности во время полета исчисляется минутами, $T_{\text{ПЛ}} \le 5$ мин. Таким образом, время нахождения РКН в зоне грозовой деятельности будет определяться следующим выражением:

$$T = T_{\text{СТ}} + T_{\text{ПЛ}} \le 60 \text{ мин.} \tag{6}$$

Нормируя данное выражение, получаем

$$T_{\text{н}} = \begin{cases} \dfrac{T_{\text{ГРОЗЫ}}}{T}, \text{ если } T_{\text{ГРОЗЫ}} < T \\ 1, \text{ если } T_{\text{ГРОЗЫ}} \ge T \end{cases}, \tag{7}$$

где $T_{\text{ГРОЗЫ}}$ – продолжительность грозы.

Исходя из выражений (3)–(5), показатель гидрометеорологической опасности примет вид

$$dng = \frac{P \cdot I \cdot (1 - e^{-k_2 T_{\text{н}}})}{(1 + k_1 \cdot R) \cdot NRK}. \tag{8}$$

Таким образом, для проведения расчетов показателя dng необходимо иметь данные о следующих показателях:

− повторяемости грозовой деятельности *P* в пределах рассматриваемого ФГР;
– интенсивности грозовой деятельности *I*;
– времени нахождения РКН $T_Н$ в зоне грозовой деятельности;
– интегральном параметре *R*, характеризующем устойчивость ракеты к грозовым условиям.

Значения первых трех показателей можно рассчитать, используя архив метеорологических наблюдений в районе космодрома. Показатель *R* рассчитывается совместно с представителями предприятия-изготовителя РКН и сотрудниками метеорологического подразделения, отвечающего за метеорологическое обеспечение запуска РКН.

Следует отметить, что в районе космодрома «Восточный» метеорологические наблюдения проводятся лишь периодически и объем существующих наблюдений не позволяет делать статистически значимые выводы. Поэтому в качестве архивных данных наблюдений за грозами использовались метеорологические наблюдения, выполненные на расположенных рядом с космодромом метеорологических станциях Росгидромета «Мазаново», «Благовещенск» (рис. 1). Ряды метеорологических наблюдений были получены на сайте ВНИИГМИ МЦД [7]. В выборку вошли 8-срочные наблюдения за период с 1 января 1993 г. по 31 декабря 2023 г.



Рис. 1. Схема размещения метеорологических станций сети Росгидромета в районе космодрома «Восточный»

Анализ метеорологических наблюдений, выполненных на метеостанциях «Мазаново» и «Благовещенск» показал следующее распределение гроз по месяцам (табл. 1).

Таблица 1

Повторяемость гроз по месяцам на метеорологических станциях

№ п/п	Наименование станции	Номер месяца в году									
		3	4	5	6	7	8	9	10	11	Σ
1	Мазаново	1	6	78	274	331	221	70	5	–	986
2	Благовещенск	–	5	73	245	278	215	78	3	1	898

С вероятностью 95% можно утверждать, что последовательности, составленные из повторяемостей гроз по месяцам, не значительно отличаются, т. е. принадлежат одной и той же генеральной совокупности.

В табл. 2 представлены оценки показателя P с учетом результатов наблюдений на метеостанциях «Мазаново» и «Благовещенск».

Таблица 2

Оценки переменной *P*

№ п/п	Наименование станции	Номер месяца в году								
		3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	Восточный	0,001	0,007	0,09	0,30	0,37	0,25	0,08	0,01	–

Анализ интенсивности гроз, зафиксированных на метеостанциях «Мазаново» и «Благовещенск», позволяет говорить о подавляющем преимуществе слабых гроз. В таком случае величина I принималась равной 0,2.

Значения моды продолжительности гроз $T_{\text{ГРОЗЫ}}$ по результатам обработки архивных данных на метеостанциях «Мазаново» и «Благовещенск» для различных месяцев представлена в табл. 3. Применяя данные табл. 3 в выражении (7), получаем значение переменной $T_{\text{Н}}$ (табл. 4).

Таблица 3

Оценки переменной $T_{\text{ГРОЗЫ}}$, мин

№ п/п	Наименование станции	Номер месяца в году								
		3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	Мазаново	80	96	35	50	50	65	95	20	–
2	Благовещенск	–	16	35	40	35	85	50	12	6

Таблица 4

Оценки переменной $T_{\text{Н}}$

№ п/п	Наименование станции	Номер месяца в году								
		3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	Мазаново	1,0	1,0	0,54	0,77	0,77	1,0	1,0	0,31	–
2	Благовещенск	–	0,46	0,54	0,62	0,54	1,0	0,77	0,18	0.1

ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЯ ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ОПАСНОСТИ РАЙОНА КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»

Для получения оценок показателя гидрометеорологического риска *dng* воспользуемся данными табл. 2 и 5. Примем значения $k_1 = 10$, $k_2 = 3$. Для принятых значений переменных нормирующий коэффициент $NRK = 0{,}38$. Тогда выражение (8) примет следующий вид:

$$dng = \frac{P \cdot I \cdot (1 - e^{-3 \cdot T_н})}{0,38 \cdot (1 + 10 \cdot R)}. \quad (9)$$

График функции, описывающий показатель *dng*, представлен на рис. 2.

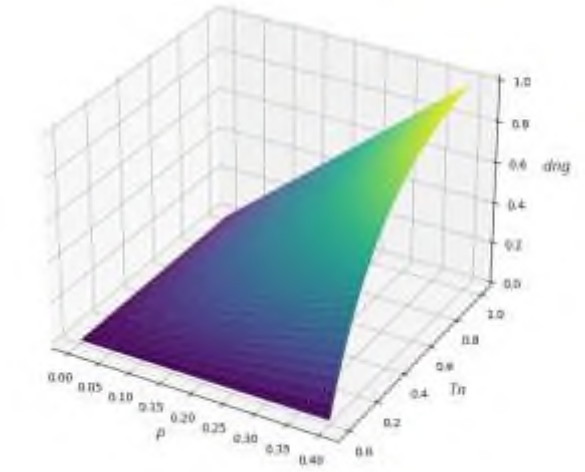


Рис. 2. График функции показателя гидрометеорологической опасности района расположения космодрома «Восточный»

Вычислим показатель гидрометеорологической опасности района космодрома «Восточный» на основе значений *P*, заданных в табл. 2, при $T_Н$ = 1 (РКН находится в зоне действия грозы все время). Результаты расчета значений *dng* представлены в табл. 5 и 6.

Таблица 5

Значения показателя *dng* в зависимости от различных условий (*I* = 1, $T_Н$ = 1)

R	Номер месяца в году							
	3	4	5	6	7	8	9	10
0,0	0,002	0,017	0,222	0,741	0,914	0,617	0,197	0,024
0,5	0,000	0,002	0,037	0,123	0,152	0,102	0,032	0,004
1,0	0,000	0,001	0,020	0,067	0,083	0,056	0,017	0,002

Таблица 6

Значения показателя *dng* в зависимости от различных условий (*R* = 0,5, $T_Н$ = 1)

I	Номер месяца в году							
	3	4	5	6	7	8	9	10
0,2	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,5	0,000	0,001	0,020	0,061	0,076	0,051	0,016	0,002
1,0	0,000	0,002	0,037	0,123	0,152	0,102	0,032	0,004

Анализ результатов, представленных в табл. 5 и 6, позволяет ранжировать степень подверженности РКН гидрометеорологической опасности. Так наибольшее значение показателя *dng* = 0.914 будет наблюдаться при наличии сильных гроз *I* = 1 и при низкой защищенности РКН *R* = 0.0 от влияния грозовой деятельности. Эти факторы являются определяющими при расчете значений показателя *dng*. Отсюда следует закономерный вывод о необходимости и важности защиты РКН и стартового комплекса от опасных явлений погоды, связанных с грозой.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Грозовая деятельность оказывает комплексное воздействие на безопасность пусков РКН и эксплуатацию наземной инфраструктуры космодрома. Оценка и минимизация рисков, связанных с молниевыми разрядами, сильными ветрами и другими опасными для проведения запуска РКН метеорологическими явлениями, являются важной составляющей общей системы безопасности космических запусков. Поэтому научные исследования, связанные с разработкой показателя гидрометеорологической безопасности и нахождением его оценок для района космодрома, являются важной задачей метеорологического обеспечения запуска РКН.

В представленной работе авторами предложен показатель, который позволяет ранжировать опасность для РКН, связанную с опасными для проведения запуска явлениями погоды, на основе статистических характеристик опасных явлений, наблюдаемых в районе космодрома, и величины, характеризующей степень защищенности РКН от влияния явлений погоды. Показатель гидрометеорологической опасности в представленной работе был рассчитан на примере грозовой деятельности, вместе с тем опасными для подготовки и запуска РКН явлениями погоды также являются: сильный ветер у поверхности Земли и на высотах полета РКН, явления, ухудшающие горизонтальную дальность видимости, сильные осадки и др. Поэтому дальнейшим направлением исследований видится разработка комплексного показателя гидрометеорологической безопасности и оценивание принимаемых им значений.

Список использованных источников

1. *Горбатенко В. П., Громницкая А. А., Золотухина О. И.* Термодинамические условия образования опасных конвективных явлений в районе космодрома «Восточный» // Вестник Томского государственного университета. – 2015. – № 400. – С. 330–336.

2. *Громницкая А. А., Петухова О. В., Золотухина О. И.* Характеристики опасных явлений погоды в районе космодрома «Восточный» // Современные достижения и проблемы в области изучения окружающей среды : материалы Всерос. молодежной научно-практ. конф. с международным участием. – Барнаул : Изд-во ТЛ Красный угол, 2014. – С. 72–75.

3. *Громницкая А. А., Петухова О. В., Золотухина О. И.* Характеристики конвекции в районе космодрома «Восточный» в дни с грозой // Материалы XI Международной Школы молодых ученых им. А. Г. Колесника. – Томск : Изд-во ТМЛ Пресс, 2014. – С. 70–73.

4. Термодинамические условия формирования мезомасштабной конвекции в атмосфере Западной Сибири / В. П. Горбатенко [и др.] // Известия ВУЗов. Физика. – 2011. – Т. 54, № 11/3. – С. 148–155.

5. *Вареник П. А., Горбатенко В. П., Золотухина О. И.* Характеристики ветра в дни пусков ракет космического назначения на космодроме «Байконур» // Труды ГГО им. А. И. Воейкова. – 2015. – № 576. – С. 114–129.

6. *Борисов А. А., Козлов Н. Г., Маков А. Б.* Разработка показателя гидрометеорологической опасности физико-географических районов в интересах обеспечения группировок войск (сил) // Навигация и гидрография. – 2024. – № 77(4). – С. 104–110.

7. Специализированные массивы для климатических исследований / ФГБУ «ВНИИГМИ-МЦД». – Обнинск, 2025. – URL: http://aisori.meteo.ru/ClimateR (дата обращения: 21.12.2024).

А. П. Доронин,
доктор технических наук, профессор;
Н. А. Козлова,
кандидат географических наук;
В. М. Петроченко,
кандидат технических наук, доцент

К ВОПРОСУ О НЕПРИГОДНОСТИ К МОДИФИЦИРОВАНИЮ ПЕРЕОХЛАЖДЕННЫХ ОБЛАКОВ НЕКОНВЕКТИВНЫХ ФОРМ

В статье на основе статистической обработки материалов самолетного зондирования атмосферы над Санкт-Петербургом выполнен анализ причин, обуславливающих непригодность к модифицированию облаков неконвективных форм нижнего и среднего ярусов, а также характеристик таких облачных слоев, что позволяет расширить диапазон метеорологических условий пригодности облаков к воздействию в конкретном физико-географическом районе.

Ключевые слова: переохлажденные облака, облака неконвективных форм, модифицирование, физико-географический район, характеристики облаков.

ВВЕДЕНИЕ

Среди всех облаков неконвективных форм наиболее существенное негативное влияние на хозяйственную деятельность человека оказывают фронтальные слоистообразные (слоисто-дождевые Ns и высокослоистые As) и волнистообразные облака нижнего яруса (слоистые St и слоисто-кучевые Sc). Это связано с тем, что облака указанных форм [1–4]:

во-первых, являются наиболее часто встречающимися формами облаков во многих физико-географических районах (ФГР) нашей страны;

во-вторых, с облаками этих форм связано значительное число опасных явлений погоды (ОЯП) (плохая видимость, низкие высоты облаков, осадки в виде дождя и снега, нередко приводящие к возникновению чрезвычайных ситуаций природного характера и др.);

в-третьих, облака этих форм занимают обширные территории, вследствие чего они могут находиться над пунктом наблюдения в течение длительного времени. Из-за низких высот облаков в промышленных центрах, особенно в холодное полугодие, часто наблюдаются превышающие предельно допустимые концентрации загрязняющих веществ ситуации.

В связи с этим актуальной является задача по разработке перспективных технологий и методов, позволяющих устранить или в значительной мере снизить негативное влияние облаков неконвективных форм и связанных с ними ОЯП на деятельность человека. В качестве таковых в последнее время предлагается использовать технологии, основанные на применении методов и средств модифицирования облаков и туманов.

Анализ работ в области модифицирования облаков и туманов позволяет сделать вывод о том, что наиболее существенные результаты на сегодняшний день достигнуты в области переохлажденных облаков и туманов (наблюдаются при отрицательных значениях температуры воздуха и состоят либо только из переохлажденных капель, либо из переохлажденных капель и частиц льда, вследствие чего по фазовому состоянию они могут быть жидкокапельными и смешанными). К числу наиболее важных результатов в этой области можно отнести следующие [5–11]:

– разработаны теоретические основы и методы модифицирования переохлажденных облаков и туманов;

– внедрены в практику ряд наземных и авиационных технических средств доставки и диспергирования химических реагентов в облака и туманы;

– накоплен большой экспериментальный материал по воздействию на переохлажденные облака разных форм (включая и облака неконвективных форм) в различных ФГР, анализ которых позволил разработать критерии пригодности облаков к модифицированию с определенными целями. Так, например, пригодными к рассеянию считаются облака неконвективных форм нижнего и среднего ярусов капельного или смешанного строения, имеющие вертикальную протяженность облачных слоев не более 1000 м и среднюю температуру не выше минус 3°С. Пригодными к вызыванию искусственных осадков являются капельные или смешанные облака указанных форм с вертикальной протяженностью не менее 300 м, имеющие среднюю температуру облачного слоя не выше минус 4°С и высоту нижней границы не выше 1000 м. В случае интенсифицирования естественных осадков пригодными к модифицированию считаются капельные или смешанные облака неконвективных форм мощностью не менее 300 м и имеющие температуру на верхней границе облака не выше минус 4°С (высота нижней границы в этом случае не учитывается) [7–11].

Наличие вышеуказанных критериев обусловило необходимость в проведении исследований с целью получения количественных оценок пригодности переохлажденных облаков неконвективных форм к модифицированию с определенной целью в конкретных ФГР страны. Актуальность и необходимость проведения такого рода исследований обусловлены следующим:

во-первых, они позволяют обосновать целесообразность проведения работ по воздействию на облака конкретных форм в определенном ФГР без проведения дорогостоящих натурных экспериментов;

во-вторых, они позволят составить атлас облаков, пригодных для воздействия с определенной целью над различными ФГР страны.

К настоящему времени в научно-технической литературе приводятся работы, содержащие сведения о количественных оценках пригодности облаков различных форм к модифицированию в разных ФГР России. Из анализа этих работ следует, что с учетом рассматриваемого ФГР даже при воздействии на облака одних и тех же форм с конкретной целью такие оценки существенно различаются. Например, повторяемость пригодных к рассеянию переохлажденных волнистообразных облаков над Центральным районом Европейской территории России (ЕТР) (Москва) зимой составляет 80,2% [1], а над Северо-Западным районом ЕТР (Санкт-Петербург) и Северным районом ЕТР (Архангельск) – 86,6 и 93,9% соответственно [2, 3].

Вместе с тем работы, посвященные анализу причин, обуславливающих непригодность облаков неконвективных форм к модифицированию, в литературе отсутствуют. Восполнение указанного пробела и есть цель настоящей работы. Результаты выполненного в этом плане исследования представлены ниже.

АНАЛИЗ ПРИЧИН, ОБУСЛОВЛИВАЮЩИХ НЕПРИГОДНОСТЬ К МОДИФИЦИРОВАНИЮ ОБЛАКОВ НЕКОНВЕКТИВНЫХ ФОРМ, И ХАРАКТЕРИСТИК ТАКИХ ОБЛАЧНЫХ СЛОЕВ

При проведении работ по модифицированию облаков неконвективных форм, наряду с характеристиками пригодных к воздействию слоев, большой практический и научный интерес представляют данные и об облаках, не удовлетворяющих требованиям критериев пригодности. Рассмотрение характеристик таких облаков необходимо как для оценки общего эффекта воздействия, так и для понимания физики процессов облако- и осадкообразования.

Оценка непригодности к воздействию переохлажденных облачных систем выполнена на примере Северо-Западного района (СЗР) Европейской территории России. Основным исходным материалом для выполнения настоящей работы явились протоколы самолетного зондипрвания атмосферы ТАЭ-7,7м над Санкт-Петербургом за 12 лет. Всего обработано более 3853 подъемов самолетов-зондировщиков. Методика отбора волнистообразных и слоистооб-

разных облаков нижнего и среднего ярусов приведена в работах [1–4]. Непригодность к вызыванию осадков волнистообразных облаков нижнего яруса определялась по следующим основным факторам:

I – по средней температуре облачного слоя (выше минус 4,0°С);

II – по мощности (менее 300 м);

III – по температуре и мощности (выше минус 4,0°С и менее 300 м);

IV – по фазовой структуре (кристаллическая фаза);

V – по высоте нижней границы (ВНГО) (выше 2000 м; это обусловлено тем, что в холодное полугодие осадки могут достигать поверхности земли и при высоте нижней границы облаков порядка 1500 и даже 2000 м).

Результаты проведенных исследований представлены в табл. 1.

Таблица 1

Повторяемость (%) факторов, обусловливающих непригодность к вызыванию осадков волнистообразных облаков (ВОБЛ)

Сезон, полугодие	Причина непригодности					Число случаев
	I	II	III	IV	V	
Зима	21,1	70,4	8,0	0,5	–	199
Весна	34,1	45,2	15,5	–	5,2	135
Лето	60,4	0,7	38,2	–	0,7	144
Осень	57,3	15,4	27,8	–	–	337
Холодное	38,3	42,8	18,8	0,2	–	495
Теплое	56,0	13,1	28,4	–	2,5	320

Анализ данных этой таблицы показывает, что в холодное полугодие непригодность к воздействию ВОБЛ обусловлена, главным образом, незначительной мощностью (42,8%), в теплое – температурой облачных слоев (56,0%). Непригодные к воздействию вследствие фазовой структуры облака встречаются крайне редко. Непригодные к вызыванию осадков по ВНГО облака отмечаются, как правило, весной, но на них приходится не более 6%.

В табл. 2–4 приведены данные о мощности, ВНГО и средней для облачного слоя температуре непригодных к вызыванию осадков волнистообразных облаков.

Таблица 2

Статистические оценки числовых характеристик распределения мощности непригодных к вызыванию осадков волнистообразных облаков (г. Санкт-Петербург)

Сезон	Частота попаданий в градацию, %										$M^*_{\Delta\hat{H}}$	$\delta^*_{\Delta\hat{H}}$	$\delta_{M^*_{\Delta\hat{H}}}$	$\delta_{\delta^*_{\Delta\hat{H}}}$	$V^*_{\Delta\hat{H}}$	Число случаев
	1–100	101–200	201–300	301–400	401–500	501–600	601–700	701–800	801–900	900–1000						
Зима	18,0	48,5	19,1	7,7	3,1	3,1	0,5	-	-	-	200,0	120,0	8,6	6,1	60,0	194
Весна	15,9	34,8	18,1	8,0	5,1	6,5	6,5	2,2	2,9	-	280,0	210,0	18,1	12,8	75,0	136
Лето	10,8	19,6	17,6	16,2	10,8	9,5	5,4	3,4	2,7	4,0	360,0	240,0	19,8	14,0	66,7	148
Осень	7,4	25,0	24,3	16,9	12,6	5,5	5,2	3,1	-	-	310,0	170,0	9,4	6,7	54,8	325

Примечание: здесь $M^*_{\Delta\hat{H}}$, $\delta^*_{\Delta\hat{H}}$ – среднее значение и среднеквадратическое отклонение мощности облаков; $\delta_{M^*_{\Delta\hat{H}}}$, $\delta_{\delta^*_{\Delta\hat{H}}}$ – ошибки среднего значения и среднеквадратического отклонения мощности облаков; $V^*_{\Delta\hat{H}}$ – коэффициент вариации мощности облаков.

Анализ приведенных в табл. 2 данных показывает, что наибольшая повторяемость значений мощности непригодных к воздействию волнистообразных облаков приходится на градацию 101–200 м. Наиболее часто облака такой мощности отмечаются зимой (48,5%) и весной (34,8%). Осенью и летом на их повторяемость приходится 25,0 и 19,6% соответственно. Средние значения мощности непригодных к воздействию ВОБЛ в течение года равны 200–360 м.

ВНГО непригодных к воздействию ВОБЛ, как это следует из данных табл. 3, в большинстве случаев находится в течение года (за исключением лета) в пределах до 900 м (зима – 75,2%, весна – 55,0%, осень – 64,3%). Зимой в трети случаев непригодные к воздействию облачные слои имеют ВНГО до 300 м, т. е. таких высот, при которых взлет и, особенно, посадка самолетов затруднены. С учетом того, что в этот период повторяемость ВОБЛ мощностью до 300 м составляет 85,6%, можно заключить, что воздействие на такие облака целесообразно проводить с целью их рассеяния.

Таблица 3

Статистические оценки числовых характеристик распределения высоты нижней границы непригодных к вызыванию осадков волнистообразных облаков (г. Санкт-Петербург)

Сезон	Частота попадая в градацию, %									$M^*_{\text{ВНГО}}$	$\delta^*_{\text{ВНГО}}$	$\delta_{M^*\text{ВНГО}}$	$\delta_{\delta^*\text{ВНГО}}$	$V^*_{\text{ВНГО}}$	Число случаев
	1–300	301–600	601–900	901–1200	1201–1500	1501–1800	1801–2100	2101–2400	Более 2400						
Зима	34,7	28,3	12,2	11,2	8,3	2,9	2,4	–	–	600,0	480,0	33,6	23,7	80,0	205
Весна	21,4	22,9	10,7	8,6	11,4	11,4	8,6	5,0	–	930,0	680,0	57,7	40,7	73,1	140
Лето	12,8	18,9	12,1	13,5	12,8	18,9	8,8	2,2	–	1050,0	610,0	50,3	35,5	58,1	148
Осень	18,0	27,1	19,2	11,8	13,3	8,5	1,5	0,6	–	790,0	510,0	27,7	19,6	64,6	339

Примечание: здесь $M^*_{\text{ВНГО}}$, $\delta^*_{\text{ВНГО}}$ – среднее значение и среднеквадратическое отклонение ВНГО; $\delta_{M^*\text{ВНГО}}, \delta_{\delta^*\text{ВНГО}}$ – ошибки среднего значения и среднеквадратического отклонения ВНГО; $V^*_{\text{ВНГО}}$ – коэффициент вариации ВНГО.

В связи с этим большое значение приобретают данные о температурных характеристиках непригодных к воздействию ВОБЛ. Применительно к рассматриваемым районам такие данные представлены в табл. 4.

Таблица 4

Повторяемость (%) значений средней для облачного слоя температуры непригодных к вызыванию осадков волнистообразных облаков (г. Санкт-Петербург)

Сезон	Частота попадая в градацию, %													M^*_i	Число случаев
	-21,0÷-18,1	-18,0÷-15,1	-15,0÷-12,1	-12,0÷-9,1	-9,1÷-6,1	-6,0÷-3,1	-3,0÷-0,1	0,1÷3,0	3,1÷6,0	6,1÷9,0	9,1÷12,0	12,1÷15,0	15,1÷18,0		
Зима	5,8	8,1	14,4	16,4	13,0	13,9	28,4	–	–	–	–	–	–	8,2	208
Весна	1,4	1,4	6,4	8,6	17,1	13,6	30,8	13,6	5,0	1,4	0,7	–	–	4,1	140
Лето	–	–	–	–	–	2,0	11,5	15,5	25,7	19,6	14,9	8,8	2,0	5,6	148
Осень	–	–	0,8	2,4	5,9	5,9	28,9	25,7	18,6	9,4	1,5	0,9	–	0,6	339

Анализ данных табл. 4 показывает, что зимой, весной и осенью чаще всего отмечаются слои с температурой слоя в пределах от -0,1 до -3,0°С (28,4, 30,8 и 28,9%). Эти данные указывают на то, что при наличии химических реагентов с температурным порогом в этом диапазоне станет возможным воздействие на волнистообразные облака с целью их рассеяния и вызывания осадков.

В табл. 5 представлены данные о повторяемости причин, обусловливающих непригодность к воздействию фронтальных слоистообразных облаков.

Таблица 5

Повторяемость (%) причин, обуславливающих непригодность к воздействию фронтальных слоистообразных облаков (г. Санкт-Петербург)

Полугодие, год	Причина непригодности									Число случаев
					Фазовая структура					
	Температура	Мощность	Температура и мощность	Мощность и фазовая структура	Кристаллическая	Капельная до Н, выше кристаллическая	Смешанная до Н, выше капельная	Капельная до Н, выше до H_1 смешанная,	Капельная до Н, выше до H_1 смешанная, выше кристаллическая	
Холодное	11,7 / 10,7	9,3 / 18,3	5,9 / 8,4	−1,1 / 0,8	38,1 / 48,6	8,7 / 4,0	19,0 / 6,0	2,1 / 2,8	4,1 / 0,4	290 / 521
Теплое	21,1 / 17,9	5,5 / 12,0	10,0 / 9,4	− / 3,4	12,2 / 41,8	17,8 / 2,6	16,7 / 6,0	− / 2,6	16,7 / 4,3	90 / 117
Год	14,0 / 13,0	8,4 / 16,3	6,9 / 8,4	0,8 / 1,9	31,9 / 46,5	10,8 / 3,5	20,1 / 6,3	− / 2,5	7,1 / 1,6	380 / 368

Примечание. Здесь и в табл. 6–10 в числителе приведены данные, относящиеся к фронтальным слоистообразным облакам с осадками, в знаменателе – без осадков.

Анализ данных табл. 5 показывает, что непригодность слоев к воздействию на фронтах с осадками и без осадков обусловлена, главным образом, их фазовой структурой. По этой причине облачные слои на фронтах с осадками непригодны к воздействию в течение года в 69,9% случаев, на фронтах без осадков – в 60,4%.

Анализ данных о расслоенности непригодных к модифицированию фронтальных слоистообразных облаков, приведенных в табл. 6, свидетельствует о том, что эти облака чаще всего являются в течение года однослойными. На повторяемость непригодных к интенсифицированию осадков однослойных облаков приходится в течение года 70,6%, к вызыванию осадков – 63,8%. При этом, как правило, согласно данным табл. 7, непригодными для воздействия на фронтах с осадками являются слоисто-дождевые облака, на фронтах без осадков – высокослоистые. В течение года повторяемость облаков этих форм составляет 65,2% и 59,5% соответственно.

В табл. 8 приведены данные о повторяемости значений мощности облачных слоев, непригодных к воздействию. Из анализа этих данных следует, что непригодные к воздействию облачные слои на фронтах с осадками в большинстве случаев являются мощными, при этом наибольшая повторяемость в течение года приходится на слои мощностью более 5 км (19,3%). На фронтах без осадков непригодные к воздействию слои имеют меньшую мощ-

ность. Средние значения мощности непригодных к вызыванию осадков фронтальных облаков превышает 1,0 км, к интенсификации – 2,5 км.

Таблица 6

Повторяемость (%) одно- и многослойных фронтальных слоистообразных облаков, непригодных к воздействию (г. Санкт-Петербург)

Полугодие, год	Число облачных слоев					Число случаев
	1	2	3	4	5	
Холодное	72,4 / 62,4	20,6 / 28,8	6,5 / 8,2	0,5 / 0,6	– / –	214 / 170
Теплое	63,9 / 66,7	31,2 / 27,4	3,3 / 5,9	1,6 / –	– / –	61 / 84
Год	70,6 / 63,8	22,9 / 28,3	5,8 / 7,5	0,7 / 0,4	– / –	275 / 254

Таблица 7

Повторяемость (%) фронтальных облачных слоев различных форм, непригодных к воздействию (г. Санкт-Петербург)

Полугодие, год	Форма облачности							Число случаев
	Ns	As	Frnb	St	Sc	Ac	Cu	
Холодное	66,4 / 13,9	18,7 / 57,8	7,6 / 1,6	2,8 / 9,8	2,4 / 15,9	2,1 / 2,0	– / –	290 / 251
Теплое	61,2 / 13,7	20,0 / 63,2	12,2 / 2,6	– / 0,9	4,4 / 12,8	2,2 / 5,1	– / 1,7	90 / 117
Год	65,2 / 13,9	19,0 / 59,5	8,7 / 1,9	2,1 / 6,2	2,9 / 15,0	2,1 / 3,0	– / 0,5	380 / 368

Таблица 8

Повторяемость (%) значений мощности непригодных к воздействию фронтальных слоистообразных облаков (г. Санкт-Петербург)

Полугодие, год	Вероятность попадая в градацию, %									$M^*_{\Delta\hat{H}}$	Число случаев
	Менее 250	250–500	501–1000	1001–1500	1501–2000	2001–3000	3001–4000	4001–5000	Более 5000		
Холодное	16,2 / 27,5	9,8 / 10,3	7,6 / 11,9	7,9 / 6,0	6,6 / 8,4	10,4 / 17,5	12,1 / 9,6	11,1 / 4,8	18,3 / 4,0	2590,0 / 1620,0	290 / 251
Теплое	15,5 / 24,8	13,4 / 11,1	6,7 / 12,0	10,0 / 14,5	3,3 / 3,4	6,7 / 14,5	10,0 / 12,0	12,2 / 4,3	22,2 / 3,4	2630,0 / 1450,0	90 / 117
Год	16,1 / 26,6	10,6 / 10,6	7,4 / 12,0	8,4 / 8,7	5,8 / 6,8	9,5 / 16,6	11,6 / 10,3	11,3 / 4,6	19,3 / 3,8	2600,0 / 1570,0	380 / 368

Приведенные выше результаты позволяют предположить, что при определенных условиях и наличии соответствующих химических реагентов эти облака могли бы быть источником получения дополнительных осадков. Однако при этом необходимо иметь сведения о ВНГО таких облаков. Данные о ВНГО непригодных к воздействию фронтальных слоистообразных облаков представлены в табл. 9.

Таблица 9

Повторяемость (%) значений нижней границы непригодных к воздействию фронтальных слоистообразных облаков (г. Санкт-Петербург)

Полугодие, год	Вероятность попадая в градацию, %										$M^*_{\widehat{Hнг}}$	Число случаев
	Менее 300	301–600	601–1000	1001–1500	1501–2000	2001–2500	2501–3000	3001–4000	4001–5000	Более 5000		
Холодное	19,7 / 10,0	20,4 / 10,0	20,1 / 9,5	11,7 / 8,4	10,4 / 10,0	4,8 / 7,2	2,8 / 9,5	5,2 / 18,3	2,8 / 12,3	2,1 / 4,8	1210,0 / 2360,0	290 / 251
Теплое	22,2 / 4,3	14,4 / 5,1	16,7 / 7,7	11,1 / 8,5	6,7 / 7,7	6,7 / 10,3	7,8 / 12,0	6,7 / 18,8	5,5 / 12,8	2,2 / 12,8	1460,0 / 2860,0	90 / 117
Год	20,3 / 8,2	19,0 / 8,4	19,3 / 9,0	11,6 / 8,4	9,5 / 9,2	5,3 / 8,2	4,0 / 10,3	5,5 / 18,5	3,4 / 12,5	2,1 / 7,3	1270,0 / 2520,0	380 / 368

Анализ этих данных показывает, что в течение года (59,6%) ВНГО непригодных к воздействию слоев на фронтах с осадками лежит в пределах до 1000 м. Это обстоятельство создает благоприятные условия с точки зрения проведения работ по модифицированию. Повторяемость облачных слоев с такой ВНГО на фронтах без осадков в два раза ниже.

При оценке общей мощности непригодных к воздействию облачных слоев отдельно учитывалась мощность их кристаллической части. Результаты расчетов представлены в табл. 10.

Таблица 10

Доля кристаллической части облаков на фронтах с осадками (числитель) и без осадков (знаменатель)

Полугодие, год	Фазовая структура			
	Капельная до Н, выше кристаллическая	Смешанная до Н, выше кристаллическая	Кристаллическая до Н, выше смешанная,	Капельная до Н, выше до H_1 смешанная, выше кристаллическая
Холодное	0,72 / 0,72	0,69 / 0,64	0,54 / 0,66	0,57 / 0,63
Теплое	0,58 / 0,64	0,54 / 0,67	– / 0,67	0,48 / 0,52
Год	0,68 / 0,70	0,66 / 0,65	0,54 / 0,66	0,52 / 0,55

Анализ данных табл. 10 показывает, что доля кристаллической части на фронтах с осадками и без осадков в течение года, как правило, превышает 0,5. С учетом данных, приведенных в работах [12–14], можно предположить, что воздействие на фронтальные слоистооб-

разные облака такими реагентами, как йодистое серебро и твердая углекислота, даже при наличии кристаллических прослоек значительной толщины может привести к положительному эффекту. Включение фронтальных слоистообразных облаков с такой фазовой структурой приведет к увеличению повторяемости пригодных к модифицированию фронтальных облаков.

В работе [14], отмечалось, что 65% осадков в зимний период выпадает из фронтальных облачных систем, в которых нет слоев, удовлетворяющих критерию пригодности. Исходя из этого, возникает необходимость в поиске и разработке химических реагентов, способных эффективно воздействовать на облачные слои не только капельного и смешанного строения, но и на облака с более сложной фазовой структурной, включая и чисто кристаллическую облачность.

Кроме того, из приведенных в настоящей работе данных следует, что необходимы также поиск и разработка химических реагентов с температурным порогом в диапазоне температур от -0,1 до -3,0°С для воздействия на волнистообразные облака с целью их рассеяния. Особенно актуальна эта задача зимой и в переходные периоды, когда повторяемость низких слоистых, слоисто-кучевых облаков весьма значительна.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе выполненного исследования установлено, что в холодное полугодие непригодность к воздействию волнистообразных облаков нижнего яруса обусловлена, в основном, их незначительной мощностью (42,8%), в теплое – температурой облачных слоев (56,0%). Непригодные к воздействию вследствие фазовой структуры волнистообразные облака встречаются крайне редко. Непригодные к вызыванию осадков по высоте нижней границы такие облака отмечаются, как правило, весной, но на них приходится не более 6%. Показано, что непригодность слоев к воздействию на фронтах с осадками и без осадков обусловлена, главным образом, их фазовой структурой. По этой причине облачные слои на фронтах с осадками непригодны к воздействию в течение года в 69,9% случаев, на фронтах без осадков – в 60,4%.

На основании исследования характеристик непригодных к модифицированию волнистообразных облаков показана необходимость разработки химических реагентов с температурным порогом в диапазоне от -0,1 до -3,0°С, что позволит осуществить воздействия на такие облака с целью их рассеяния и вызывания осадков в течение зимы, весны и осени. Это, в свою очередь, расширяет диапазон метеорологических условий, поддающихся контролю со стороны человека.

На основании исследования характеристик непригодных к модифицированию слоистообразных облаков показана необходимость в поиске и разработке химических реагентов, способных эффективно воздействовать на облачные слои не только капельного и смешанного строения, но и на облака с более сложной фазовой структурной, в том числе и чисто кристаллической облачностью. Включение фронтальных слоистообразных облаков с кристаллической фазовой структурой приведет к повышению повторяемости пригодных к модифицированию таких облаков с целью увеличения осадков.

Для подтверждения сделанных в данной работе выводов целесообразно проведение аналогичных исследований и в других ФГР нашей страны.

Список использованных источников

1. Характеристики волнистообразных и слоистообразнь облаков над Центральным районом Европейской территории России применительно к проблеме рассеяния в задачах гид-

рометеорологического обеспечения / А. П. Доронин [и др.] // Навигация и гидрография. – 2022. – № 66. – С. 75–88.

2. Оценки пригодности к рассеянию волнистообразных и слоистообразных облаков в Северо-Западном районе Европейской территории России в интересах гидрометеорологического обеспечения / А. П. Доронин [и др.] // Навигация и гидрография. – 2020. – № 59. – С. 70–79.

3. Возможность рассеяния волнистообразной и слоистообразной облачности в Северных районах Европейской территории России в интересах гидрометеорологического обеспечения / А. П. Доронин [и др.] // Навигация и гидрография. – 2016. – № 45. – С. 60–68.

4. Эмпирические модели водности и водозапасов волнистообразных и слоистообразных облаков над Центральным районом Европейской территории России / А. П. Доронин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 658. – С. 54–61.

5. *Колосков Б. П., Корнеев В. П., Щукин Г. Г.* Методы и средства модификации облаков, осадков и туманов. – СПб. : РГГМУ, 2012. – 342 с.

6. Искусственное регулирование атмосферных осадков и рассеяние туманов / В. П. Корнеев [и др.]. – М. : Грин Принт, 2019. – 295 с.

7. *Половина И. П.* Рассеяние переохлажденных облаков и туманов. – Л. : Гидрометеоиздат, 1980. – 213 с.

8. *Леонов М. П., Перелет Г. И.* Активные воздействия на облака в холодное полугодие. – Л. : Гидрометеоиздат, 1967. – 152 с.

9. РД 52.11.677–2006. Методологические указания. Проведение работ по искусственному регулированию погодных условий в мегаполисах. – СПб. : Гидрометиздат, 2006. – 32 с.

10. РД 52.11.646–2003. Методологические указания. Проведение работ по искусственному увеличению осадков из слоистообразных облаков. – СПб. : Гидрометиздат, 2003. – 39 с.

11. РД 52.11.636 –2002. Методологические указания. Проведение работ по искусственному увеличению атмосферных самолетными методами. – СПб. : Гидрометиздат, 2002. – 31 с.

12. *Лесков Б. Н.* К вопросу о пригодности к засеву фронтальных облаков // Труды Укр. НИГМИ. – 1974. – Вып. 133. – С. 123–127.

13. *Лесков Б. Н.* К вопросу о границах применимости метода воздействия на фронтальные облака с целью увеличения осадков // Труды Укр. НИГМИ. – 1969. – Вып. 77. – С. 116–123.

14. *Лесков Б. Н., Могила Л. Н., Половина И. П.* О количестве осадков, выпадающих из пригодных к засеву фронтальных облаков // Труды Укр. НИГМИ. – 1971. – Вып. 103. – С. 42–44.

Н. Г. Козлов;
А. Б. Маков,
доктор технических наук, доцент;
В. В. Филиппёнок,
кандидат технических наук;
И. А. Яременко,
кандидат технических наук

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ РАННЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ И ИДЕНТИФИЦИРОВАНИЯ АРКТИЧЕСКИХ МЕЗОВИХРЕЙ ПО ДАННЫМ СПУТНИКОВ СЕРИИ «АРКТИКА-М» ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ МОРСКОГО СУДОХОДСТВА

В статье представлена концепция решения новой задачи раннего обнаружения и идентифицирования арктических мезовихрей на основе комплексирования данных реанализа ERA5 и наблюдений спутниковой системы «Арктика-М». Обосновывается актуальность разработки дистанционных методов обнаружения и идентифицирования начальных стадий циклогенеза в условиях интенсификации деятельности мезовихрей в Арктическом регионе. Предлагается методологический подход к созданию алгоритмов автоматического выявления предикторов формирования мезоциклонических структур. Рассматриваются перспективы использования методики для повышения безопасности морского судоходства в высоких широтах.

Ключевые слова: арктические мезовихри, раннее обнаружение и идентифицирование, спутниковая система «Арктика-М», реанализ ERA5, дистанционное зондирование, оперативный мониторинг, экстремальные гидрометеорологические явления.

ВВЕДЕНИЕ

Арктика, наряду с другими регионами Земли, переживает период климатических изменений, связанных с глобальным потеплением. Такие изменения, с одной стороны, открывают новые возможности для судоходства по Северному морскому пути, с другой стороны, одновременно создают дополнительные риски, обусловленные увеличением количества и интенсивности опасных и стихийных гидрометеорологических явлений (ОСГЯ). Одними из наиболее опасных атмосферных образований в высоких широтах, ассоциирующихся с ОСГЯ, являются арктические мезовихри (АМВ) – циклоны в умеренных и высоких широтах с горизонтальными размерами от 100 до 1000 км, которые зарождаются и продолжают существовать вне прямой связи с фронтальными разделами синоптического масштаба. Эти сравнительно небольшие атмосферные вихри характеризуются быстрым развитием, коротким жизненным циклом (в среднем 13–15 ч, максимум до 36 ч) и сопровождаются интенсивными осадками, значимо ограничивающими видимость, штормовым ветром со скоростью 25–35 м/с, обледенением, сильным волнением моря [1–4].

Анализ научных работ [1, 5] показал, что в последние десятилетия наблюдается рост количества и интенсивности АМВ, что, как правило, связывают с глобальным потеплением и вызванным им сокращением площади ледяного покрова. По мере уменьшения морского льда появляются новые районы открытой воды, в которых наблюдаются благоприятные для формирования мезовихрей гидрометеорологические условия. Это особо заметно в восточном секторе Арктики (Восточно-Сибирское море, Чукотское море, море Лаптевых), где ранее подобные процессы были менее распространены из-за практически круглогодичного сплошного ледяного покрова [5, 6].

Одновременно с уменьшением площади ледяного покрова происходит интенсификация хозяйственной деятельности в Арктическом регионе (развитие Северного морского пути,

освоение шельфовых месторождений углеводородов), способствующая увеличению объемов морских перевозок. Однако АМВ представляют собой значительную угрозу для морского судоходства, так как связанные с ними ОСГЯ, такие как сильные ветры, экстремально высокие волны, обледенение, снижение видимости и разрушение морского льда, могут оказывать серьезное негативное влияние на безопасность судов, навигацию и связь. Так, в декабре 2020 г. в Баренцевом море после сильного обледенения, вызванного прохождением АМВ, затонуло рыболовное судно «Онега». Быстрое накопление льда на надстройках судна привело к потере устойчивости и стало причиной его гибели, что привело к человеческим жертвам [7]. В марте 2019 г. круизный лайнер MV Viking Sky с 1373 людьми на борту потерял ход, пытаясь справиться с сильным ветром и океанскими волнами, вызванными прохождением АМВ у берегов Норвегии. Сообщалось [8], что высота волн превышала 15 м. Судно начало дрейфовать к мелководному побережью, из-за чего потребовалась полная эвакуация пассажиров и экипажа. Данные факты свидетельствуют о необходимости обнаружения АМВ еще на этапе зарождения для планирования судоходства в Арктике.

В этих условиях обеспечение безопасности морского судоходства становится критически важной задачей, требующей совершенствования методов мониторинга и прогнозирования ОСГЯ, особенно связанных с АМВ.

Традиционные методы обнаружения и идентифицирования АМВ основаны на анализе спутниковых изображений, полученных от спутниковых систем с аппаратами на полярных солнечно-синхронных орбитах, в видимом и инфракрасном диапазонах [1]. Такой подход имеет существенные ограничения, к которым следует отнести:

во-первых, недостаточную частоту освещения Арктических районов, обусловленную особенностями орбит метеорологических спутников;

во-вторых, сложность выявления начальных стадий циклогенеза в Арктических районах;

в-третьих, трудности автоматизации процесса распознавания облачных структур, связанных с АМВ.

В этой ситуации особый интерес для исследования механизмов возникновения и эволюции АМВ представляет российская спутниковая система «Арктика-М», первый спутник которой был запущен в 2021 г. Благодаря высокоэллиптической орбите эта система обеспечивает непрерывное наблюдение за полярными регионами с высоким временным покрытием (до 15–30 мин), что создает возможности для обнаружения быстроразвивающихся мезомасштабных процессов [9]. Кроме того, перспективным направлением при решении задачи идентифицирования АМВ видится комплексирование результатов спутниковых исследований с данными реанализов [10, 11], которые позволяют исследовать трехмерную структуру атмосферы и выявлять физические механизмы формирования АМВ. Обнаруженные с их помощью характеристики затем могут быть использованы как маркеры для раннего обнаружения циклонического вихря по данным дистанционного зондирования атмосферы с метеорологических спутников.

Очевидно, что для эффективного использования данных спутниковой системы «Арктика-М» необходима разработка специализированных методов, позволяющих автоматически выявлять признаки формирования АМВ на ранних стадиях их развития. Такие методы должны учитывать особые условия Арктического региона и основываться на современных представлениях о физических механизмах полярного циклогенеза.

Поэтому цель данного исследования сформулирована как теоретическое обоснование и разработка концепции методики раннего обнаружения и идентифицирования АМВ на основе комплексирования данных реанализа и спутниковой системы «Арктика-М».

Задачами исследования являются:

1) анализ существующих подходов к обнаружению и идентифицированию, а также к отслеживанию АМВ;

2) определение информативных признаков начальных стадий АМВ по историческим данным реанализа ERA5;

3) разработка концептуальной схемы комплексирования данных реанализа и оперативной спутниковой информации;

4) разработка методики раннего обнаружения и идентифицирования АМВ.

Предлагаемая методика будет основана на комплексном анализе данных реанализа ERA5, который обладает высоким пространственным (0,25°) и временным (1 час) разрешением, и оперативной информации спутниковой системы «Арктика-М». Это позволит выявлять предикторы АМВ на ранних стадиях и отслеживать их эволюцию в режиме, близком к реальному времени.

Для проверки методики предполагается использовать исторические случаи АМВ, зафиксированные по спутниковым данным и подтвержденные наземными наблюдениями. Особое внимание будет уделяться случаям интенсивных АМВ, представляющих наибольшую опасность для морского судоходства.

Разработка и внедрение предлагаемой методики позволит повысить эффективность функционирования систем раннего обнаружения ОСГЯ в Арктике, а также обеспечить более высокий уровень безопасности морского судоходства в полярных широтах.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ АРКТИЧЕСКИХ МЕЗОВИХРЕЙ

Формирование арктических мезовихрей происходит при наличии ряда необходимых условий, главными из которых являются: холодные вторжения арктического воздуха на относительно теплую морскую поверхность, значительные температурные градиенты в нижней тропосфере и наличие динамических механизмов, способствующих циклогенезу [3]. Ключевой физический процесс – это интенсификация взаимодействия океана и атмосферы при вторжениях холодной воздушной массы на относительно теплую морскую поверхность [12], что приводит к формированию морского смешанного слоя с сильной инверсией на его верхней границе.

Недавние исследования [13, 14] выявили важную роль стратосферно-тропосферного взаимодействия в интенсификации и поддержании АМВ. Эволюция арктических мезовихрей характеризуется несколькими стадиями развития [13, 15]:

1) начальной стадией с бароклинной неустойчивостью в нижней тропосфере и формированием синоптического вихря в нижней стратосфере;

2) стадией интенсификации, когда происходит вертикальное выравнивание тропосферного циклона и стратосферного вихря;

3) зрелой стадией с переходом от бароклинной к эквивалентно-баротропной структуре;

4) стадией диссипации с ослаблением стратосферного вихря и заполнением циклона.

Важно отметить, что региональные особенности значительно влияют на характеристики и механизмы формирования АМВ [5, 16].

В настоящее время для автоматического обнаружения и отслеживания мезовихрей применяются методы [11, 12, 17–19], которые условно можно разделить на три группы: методы, использующие результаты моделирования прогностических моделей атмосферы или реанализ; методы, использующие результаты дистанционного зондирования атмосферы из космоса; гибридные методы.

Методы первой группы, базируются на анализе полей метеорологических параметров, полученных в результате усвоения данных наблюдений в численных моделях атмосферы. Основным преимуществом этого подхода является возможность идентифицирования мезоциклонов в условиях отсутствия прямых спутниковых наблюдений и получения временных рядов с однородными характеристиками для климатологических исследований. В современных исследованиях используются данные глобальных реанализов (ERA-Interim, ERA5, NASA-MERRA, NCEP-CFSR, JRA-55) и специализированных арктических реанализов (ASR,

CARRA) с более высоким пространственным разрешением. В работе [18] описан метод идентифицирования циклонов, основанный на определении областей пониженного давления, ограниченных замкнутыми изобарами, с учетом особых условий для Арктического региона.

К первой группе относят:

1) методы, основанные на физических параметрах, среди которых наиболее широко применяется метод Okubo-Weiss (OW). Этот подход вычисляет параметр W из горизонтального поля скорости как

$$W = S_n^2 + S_s^2 - \omega^2,$$

где S_n и S_s – деформации сдвига и растяжения соответственно;
ω – вертикальная компонента завихренности.

Также используются:

– показатели бароклинной неустойчивости

$$\vec{B} = \frac{1}{\rho^2}\nabla\rho \times \nabla p,$$

где ρ – плотность;
p – давление;

– градиенты потенциальной температуры

$$\theta_{cp} = T\left(\frac{p_0}{p}\right)^{\frac{R_a}{c_p}},$$

где T – температура;
p – давление;
p_0 – стандартное давление на уровне моря;
R_a – газовая постоянная для сухого воздуха;
c_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении;

– параметры термической адвекции

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{k}{\rho C_p}\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{H}{\rho C_p} - v_x\frac{\partial T}{\partial x}$$

где k – коэффициент теплопроводности;
ρ – плотность;
C_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении
H – внутреннее тепловыделение;
v_x – скорость адвекции, а также метод на основе анализа относительной завихренности на уровне 850 гПа [18];

2) методы, основанные на геометрии потока, такие как метод угла намотки (Winding-Angle), который идентифицирует вихри путем кластеризации замкнутых или спиральных линий тока. Авторы статьи [11] адаптировали этот подход, используя локальные экстремумы атмосферного давления на уровне моря в качестве потенциальных центров вихрей, а внешние линии тока – в качестве соответствующих границ;

3) методы, основанные на аномалиях уровня моря (АУМ) и высоты морской поверхности (ВМП), которые позволяют определить положение АМВ по областям с замкнутыми контурами отрицательных значений АУМ или ВМП, а также по наличию экстремума в пределах замкнутого контура. Эти методы обладают простотой реализации и эффективны при иден-

тификации крупномасштабных вихревых структур. Ключевым элементов другой группы методов является установление некоторого порогового значения АУМ, при превышении которого заданная область идентифицируется как потенциальный мезовихрь. Авторами [19] предложен модифицированный метод, который не требует установления пороговых значений и использует более сложные критерии идентифицирования мезовихрей;

4) методы, основанные на индексах конвективной неустойчивости. В работе [20] авторы предложили использовать для прогноза АМВ индексы конвективной неустойчивости с вычисленными заранее региональными пороговыми значениями. В основе метода лежит предположение, что чем больше индексов идентифицировали область развития глубокой конвекции, тем выше вероятность обнаружения полярного мезоциклона.

Анализ современных работ [10, 14, 15, 21], посвященных идентифицированию АМВ, показал, что в них используются алгоритмы, которые комбинируют требование минимума давления на уровне моря с другими пороговыми характеристиками, включая минимальный градиент давления, замкнутость изобар, максимальное расстояние перемещения, минимальное время жизни и выбор основного центра циклона при появлении нескольких центров в одной циклонической системе. Для повышения качества идентифицирования в алгоритме могут также использоваться рассчитываемые средние градиенты давления на уровне моря в пределах определенного радиуса от кандидатов в центры циклонов, вместо двух кругов из прилегающих точек сетки.

Для оценивания общей активности арктических циклонов в работе [14] вводят интегративный показатель – индекс циклонической активности на основе энергии (EnCAI), который учитывает информацию о количестве циклонов, их интенсивности и продолжительности.

Сопоставление различных реанализов (NASA-MERRA, ERA-Interim, NCEP-CFSR, ASR, CARRA) демонстрирует, что при более высоком пространственном разрешении воспроизводится больше арктических мезовихрей [22]. В частности, арктический реанализ CARRA с пространственным разрешением 2,5 км показывает лучшие результаты по сравнению с реанализами более грубого разрешения.

Численные модели, в том числе региональные климатические модели высокого разрешения (например, HIRHAM5), также применяются для воспроизведения и анализа АМВ [18]. Так, региональная климатическая модель для арктических широт идентифицирует примерно такое же количество АМВ, как и арктический реанализ ASR с высоким пространственным разрешением.

Ко второй группе относятся методы, основанные на спутниковом мультисенсорном зондировании, которые используют различные типы спутниковых данных. Так, в работах [1, 23] применяется визуальный анализ данных спутниковой съемки MODIS (спутники Aqua и Terra) для идентифицирования полярных мезовихрей в Баренцевом море, и описывается применение комплексного анализа спутниковых данных в видимом, инфракрасном и микроволновом диапазонах для исследования мезомасштабных полярных циклонов над восточным сектором Арктики. Комплексное использование мультиспектральных и мультиплатформенных данных [23] позволяет регистрировать короткоживущие мезоциклоны с временем жизни менее суток.

Основными источниками информации при идентифицировании АМВ на основе спутниковых данных различных диапазонов [5, 24] являются:

1) видимые и инфракрасные (ИК) изображения облачности по данным спектрорадиометра MODIS (спутники Aqua и Terra), радиометра AVHRR (спутники серии NOAA) и геостационарных спутников;

2) данные о поле приводного ветра по измерениям скаттерометров (например, ASCAT на спутниках MetOp-A/B);

3) информация об интегральном паросодержании атмосферы и водозапасе облаков по данным микроволновых радиометров (AMSR-E, AMSR2);

4) радиолокационные данные с синтезированной апертурой (SAR).

Анализ спутниковых данных позволяет выявить характерные черты различных стадий развития арктических мезовихрей [13, 15]:

– на начальной стадии в облачных структурах проявляются области, указывающие на бароклинную или конвективную неустойчивость, циклоническую кривизну облачности и формирующееся «око» циклона;

– на стадии зрелости типичными признаками являются циклоническая кривизна облачности, гладкий перистый слой сверху и хорошо видимое теплое «око»;

– на поздней стадии зрелости мезоциклон напоминает окклюдированный циклон, причем конвекция возникает в центре;

– на стадии заполнения в облачных структурах выделяются отдельные кучево-дождевые облака, перистая облачность становится менее заметной, а «око» циклона заполняется.

К третьей группе относятся гибридные методы обнаружения, интегрирующие критерии различных подходов для повышения точности обнаружения.

Несмотря на значительный прогресс в области идентифицирования и прогнозирования АМВ, в данной сфере остаются нерешенными следующие проблемы:

– недостаточное пространственное разрешение глобальных моделей для адекватного воспроизведения мезомасштабных процессов в Арктике;

– сложности с мониторингом мезовихрей в период полярной ночи из-за ограничений в использовании видимых спутниковых изображений;

– неопределенность в прогнозах будущих изменений характеристик арктических мезовихрей в условиях глобального потепления и сокращения морского ледяного покрова.

Перспективными направлениями совершенствования методов идентифицирования и прогнозирования АМВ являются:

1) разработка и внедрение комплексных систем мониторинга, позволяющих интегрировать данные различных спутниковых приборов (оптических, ИК, микроволновых) с учетом их ограничений и преимуществ;

2) совершенствование алгоритмов автоматического обнаружения и отслеживания АМВ путем комплексирования методов и использования методов машинного обучения;

3) развитие региональных моделей с высоким разрешением, адаптированных для Арктического региона, и комплексных систем ассимиляции данных;

4) создание методик раннего обнаружения АМВ на основе интеграции спутниковых наблюдений, данных реанализа и модельных расчетов для обеспечения безопасности морской деятельности в Арктике.

Запуск российской метеорологической космической системы «Арктика-М» с высокоэллиптической орбитой открывает широкие перспективы для мониторинга и исследования АМВ [22]. В отличие от полярно-орбитальных спутников, обеспечивающих прохождение над фиксированной точкой не более 1–4 раз в сутки, спутники «Арктика-М» позволяют осуществлять квазинепрерывный мониторинг Арктического региона с высоким временным разрешением. Это позволяет отслеживать динамику быстро развивающихся мезомасштабных процессов с большой детализацией, что создает основу для разработки более эффективных методик раннего обнаружения и прогнозирования АМВ.

Вместе с тем имеющийся научно-методический аппарат не позволяет проводить обнаружение и идентифицирование АМВ на ранних стадиях, т. е. до того времени, когда вихрь будет явно проявляться в облачности на снимках в видимом и инфракрасном диапазонах. Следовательно, возникает необходимость в разработке теоретических основ раннего обнаружения АМВ с использованием результатов зондирования от метеорологических спутников системы «Арктика-М» и дополнительной информации (реанализа ERA5), позволяющей определить характерные для гидрометеорологической обстановки, предшествующей образованию циклонического вихря, особенности и спроецировать их на результаты дистанционного зондирования атмосферы из космоса.

ФОРМИРОВАНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ БАЗЫ ДЛЯ РАННЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ И ИДЕНТИФИЦИРОВАНИЯ АРКТИЧЕСКИХ МЕЗОВИХРЕЙ

Важным аспектом разработки методики раннего обнаружения АМВ является определение информативных признаков с помощью аппаратуры, установленной на спутниках системы «Арктика-М». Особенность данной задачи состоит в поиске признаков, способных информировать о потенциально возможном образовании АМВ, т. е. до формирования циклона и присущей ему облачности.

Основным инструментом для метеорологических наблюдений, расположенным на борту спутников «Арктика-М», является многозональное сканирующее устройство МСУ-ГС. С его помощью могут быть определены следующие признаки образования АМВ из более полного перечня признаков, представленных в [21, 25–27]:

– высотная аномалия потенциального вихря (ПВ) (косвенно, по характерным сухим зонам на изображениях в каналах водяного пара);

– специфические структуры водяного пара (прямыми измерениями, с высоким временным разрешением);

– низкоуровневые бароклинные зоны (косвенно, по градиентам температуры поверхности океана в ясную погоду);

– низкоуровневая конвергенция/сдвиг ветра (косвенно, путем отслеживания перемещения облачных полей).

Таким образом, спутниковая система «Арктика-М» особенно ценна для мониторинга динамических особенностей в средней и верхней тропосфере (ПВ-аномалии, перенос влаги) и поверхностных температурных контрастов в условиях ясного неба, благодаря уникальной орбите и наличию каналов водяного пара. Вместе с тем для уверенных обнаружения и индентификации АМВ необходимо предварительно оценить значения, которые принимают информационные признаки. Для этого предлагается использование глобального атмосферного реанализа ERA5, предоставляющего физически согласованную, длительную (с 1950 г.) и пространственно полную картину состояния атмосферы, позволяющую детально изучить механизмы формирования и эволюции АМВ.

В настоящей работе разработана методика обнаружения и идентифицирования АМВ на основе данных реанализа ERA5 и результатов спутникового зондирования атмосферы, выполненного спутниковой системой «Арктика-М». Состав методики и ее структура, состоящая из трех основных блоков, представлены на рис. 1.

Первый блок методики включает в себя следующие действия:

1) создание климатологической базы данных АМВ. Для выполнения данной задачи применяется алгоритм автоматического поиска АМВ в полях гидрометеорологических величин реанализа ERA5. Алгоритм базируется на поиске локальных экстремумов ключевых гидрометеорологических полей, характерных для АМВ. В алгоритме используются динамические (локальный максимум относительной завихренности на изобарической поверхности 850 гПа для выявления вращательного движения воздушной массы; локальный минимум давления на уровне моря или геопотенциала на уровне 1000 гПа) и термодинамические (горизонтальные градиенты температуры, указывающие на бароклинность атмосферы; параметры статической устойчивости, такие как вертикальные градиенты температуры, индексы конвективной неустойчивости; потоки тепла и влаги от поверхности океана) характеристики атмосферы. Результатом является создание каталога АМВ за выбранный период времени данных ERA5, содержащего информацию о времени возникновения и диссипации, траектории движения центра, интенсивности (максимальная скорость ветра, минимальное давление), пространственных размерах и структурных особенностях для каждого зарегистрированного случая циклона;

2) анализ структуры, эволюции и условий формирования АМВ. На основе созданного каталога проводится детальный анализ жизненного цикла различных типов АМВ (например,

бароклинных, конвективных, возникших под влиянием орографии). Исследуются типичные траектории, стадии развития и ассоциированные с ними крупномасштабные синоптические условия;

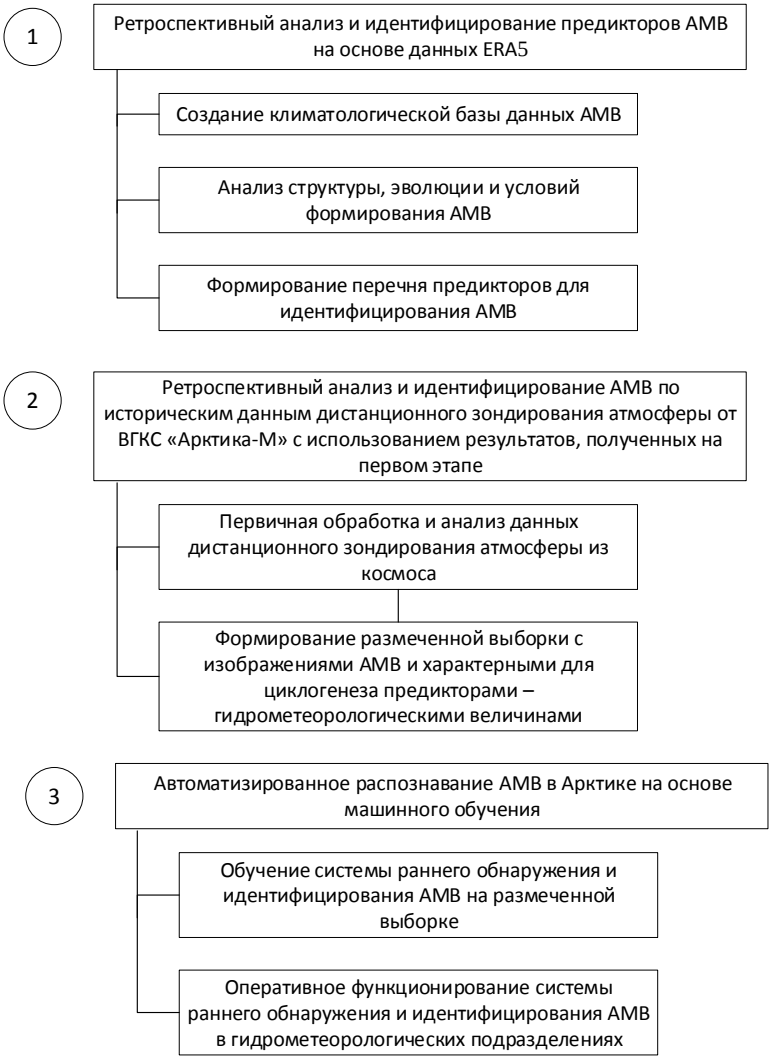


Рис. 1. Состав и структура методики раннего обнаружения и идентифицирования АМВ

3) формирование перечня предикторов для идентифицирования АМВ по данным КА ВГКС «Арктика-М». Эта задача решается для связи результатов ретроспективного анализа ERA5 с результатами дистанционного зондирования атмосферы с КА «Арктика-М». Используя методы статистического анализа или машинного обучения, выявляются устойчивые предвестники (предикторы) формирования АМВ. При этом необходимо учитывать следующее критическое требование: отбираются только те предикторы, которые имеют однозначное проявление в данных, получаемых с аппаратуры КА «Арктика-М». Например, зоны сильной бароклинности/фронтогенеза (ERA5) могут соответствовать характерным облачным структурам (фронтальные облачные полосы, «голова» циклона) и градиентам температуры верхней границы облаков («Арктика-М», ИК-диапазон), адвекция влаги на различных изобарических поверхностях (ERA5) может быть отслежена по каналам водяного пара («Арктика-М», WV-каналы), характерные паттерны облачности (например, облачные кластеры, спиральные структуры), идентифицированные в ERA5 через поля влажности и вертикальных скоростей, должны быть сопоставлены с их визуальными и температурными сигнатурами в данных «Арктика-М».

Второй блок методики обеспечивает поступление данных в реальном времени для обнаружения признаков циклогенеза и включает в себя следующие действия:

1) первичную обработку и анализ данных дистанционного зондирования атмосферы из космоса. Данные МСУ-ГСМ проходят стандартные процедуры калибровки, географической привязки и коррекции. Анализируются как отдельные каналы (яркостная температура в ИК-каналах для оценки высоты и структуры облачности, альбедо в видимом диапазоне для морфологии облаков), так и синтезированные продукты (например, RGB-композиции для визуальной интерпретации, карты температуры верхней границы облаков (ТВГО), карты высоты верхней границы облаков (ВВГО), продукты классификации облачности). Особое внимание уделяется поиску характерных сигнатур АМВ: спиралевидные и «запятовидные» облачные структуры, резкие градиенты ТВГО, конвективные ячейки, «око» циклона на стадии зрелости, взаимодействие облачных систем с кромкой льда или орографией;

2) формирование размеченной выборки с изображениями АМВ и характерными для циклогенеза предикторами – гидрометеорологическими величинами;

Третий блок является ядром разрабатываемой методики и обеспечивает связь между историческими знаниями и оперативными данными. Он включает в себя:

1) обучение системы раннего обнаружения и идентифицирования АМВ на размеченной выборке. Используется размеченная выборка исторических спутниковых изображений. Разметка осуществляется на основе каталога АМВ, полученного из анализа ERA5. Для каждого случая АМВ из каталога (с известными координатами и временем) архива данных «Арктика-М» (или других метеорологических КА, если архив спутниковых снимков от ВГКС «Арктика-М» недостаточно длителен) извлекаются соответствующие последовательности многоканальных изображений. В качестве модели распознавания целесообразно использовать сверточные нейронные сети (*Convolutional Neural Networks*, CNN), эффективно работающие с изображениями. Модель обучается распознавать пространственно-временные паттерны, соответствующие различным стадиям развития АМВ. Входными данными для модели служат наборы (последовательности) изображений в ключевых каналах (например, VIS, IR, WV) с КА «Арктика-М»;

2) оперативное функционирование системы раннего обнаружения и идентифицирования АМВ в гидрометеорологических подразделениях. Система в режиме, близком к реальному времени, анализирует поступающие данные с КА «Арктика-М». На выходе система предоставляет следующие параметры:

– вероятность наличия АМВ в каждой области анализируемого изображения;

– координаты центра предполагаемого АМВ;

– оценку пространственных размеров (например, в виде ограничивающего прямоугольника или радиуса).

Результатами применения данной методики в оперативной практике будут оценки вероятности возникновения АМВ в некотором физико-географическом районе. Кроме того, на основе результатов функционирования модели распознавания, а также данных реанализа ERA5 возможно оценивание вероятностей направления и скорости движения АМВ, значений ОСГЯ, связанных с АМВ. Последнее особенно ценно для гидрометеорологического обеспечения безопасности судоходства, поскольку подавляющее большинство современных формальных методов не рассчитано на прогнозирование гидрометеорологических величин и явлений погоды в градациях ОСГЯ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования были разработаны теоретическое обоснование решения задачи раннего обнаружения и идентифицирования АМВ по данным спутников серии «Арктика-М» и методика раннего обнаружения и идентифицирования АМВ.

В основе методики лежит совместное использование данных реанализа ERA5 и наблюдений, полученных с помощью спутниковой системы «Арктика-М». Основные результаты работы можно сформулировать следующим образом:

– предложенная методика основана на подходе, сочетающем анализ исторических данных реанализа ERA5 с высоким пространственным и временным разрешением и оперативный мониторинг с использованием данных спутниковой системы «Арктика-М», обеспечивающей непрерывное наблюдение за Арктическим регионом;

– ключевым элементом методики является предложенная система раннего обнаружения АМВ, использующая методы глубокого обучения для анализа многоканальных спутниковых изображений и выявления характерных признаков формирования АМВ на ранних стадиях их развития;

– методика способна учитывать региональные особенности формирования АМВ в различных секторах Арктики за счет обработки реанализа за длительный период наблюдений и получения оценок вероятностных характеристик этапов возникновения и эволюции АМВ, что повышает точность их прогнозирования;

– внедрение разработанной методики в оперативную практику позволит существенно повысить эффективность гидрометеорологического обеспечения морского судоходства в Арктике за счет увеличения заблаговременности обнаружения АМВ, повышения точности определения их характеристик и траекторий движения, возможности оперативного изменения маршрутов судов с учетом складывающейся метеорологической обстановки для избегания опасных для судоходства зон;

– предложенная методика имеет потенциал для дальнейшего совершенствования, включающий в себя:

а) интеграцию с численными моделями прогноза гидрометеорологических условий для улучшения краткосрочных прогнозов АМВ;

б) расширение набора анализируемых предикторов с учетом новых научных данных о механизмах формирования АМВ.

Практическая значимость проведенного исследования определяется возможностью повышения безопасности морского судоходства в Арктическом регионе, что особенно важно в контексте развития Северного морского пути и интенсификации хозяйственной деятельности РФ в Арктике.

Таким образом, разработанная методика раннего обнаружения и идентифицирования АМВ является важным этапом в развитии систем гидрометеорологического обеспечения морской деятельности в высоких широтах и открывает новые перспективы для исследования и прогнозирования мезомасштабных атмосферных процессов в Арктике.

Список использованных источников

1. *Гурвич И. А., Заболотских Е. В.* Мезомасштабные полярные циклоны над восточным сектором Арктики по данным мультисенсорного спутникового зондирования // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2015. – Т. 12, № 3. – С. 101–112.

2. Интенсивные арктические мезоциклоны / И. И. Моховой [и др.] // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. – 2007. – Т. 43, № 3. – С. 291–297.

3. *Расмуссен Э. А., Тёрнер Дж.* Полярные мезоциклоны: мезомасштабные погодные системы полярных регионов. – М., 2003. – 612 с.

4. *Степанов А. А.* Полярные мезомасштабные циклонические вихри // Российская Арктика. – 2020. – № 1. – С. 65–82.

5. *Заболотских Е. В., Гурвич И. А., Шапрон Б.* Новые районы распространения полярных циклонов в Арктике как результат сокращения площади ледового покрова // Исследования Земли из космоса. – 2015. – № 2. – С. 64–77.

6. Арктический ледяной покров становится сезонным? / В. В. Иванов [и др.] // Исследование Земли из космоса. – 2013. – № 4. – С. 50–65.

7. Подведены итоги расследования аварии судна «Онега» // Sudostroenie.info. – 3 марта 2021. – URL: https://sudostroenie.info/novosti/32562.html (дата обращения: 22.10.2025).

8. Loss of propulsion and near grounding of Viking Sky : Marine report 2024/05. – URL: https://nsia.no/Marine/Published-reports/2024-05 (дата обращения: 22.10.2025).

9. *Катенин В. А., Нестеров Е. С.* Обнаружение полярного мезоциклона по данным космической системы «Арктика-М» // Гидрометеорологические исследования и прогнозы. – 2022. – № 4. – С. 293–305.

10. Оценка качества воспроизведения полярных мезоциклонов по данным реанализа и результатам регионального климатического моделирования / М. И. Варенцов [и др.] // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2016. – Т. 13, № 4. – С. 168–191.

11. *Chen Z., Lynch A. H.* Arctic Maritime Cyclone Distribution and Trends in the ERA5 Reanalysis // Journal of Applied Meteorology and Climatology. – 2022. – Vol. 61, № 4. – P. 429–440.

12. Idealized dry quasi 2D mesoscale simulations of cold air outbreaks over the marginal sea ice zone with fine and coarse resolution / D. G. Chechin [et al.] // Journal of Geophysical Research: Atmospheres. – 2013. – Vol. 118, № 16. – С. 8787–8813.

13. *Tao W., Zhang J. , Zhang X.* The role of stratosphere vortex downward intrusion in a long-lasting late-summer Arctic storm // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. – 2017. – Vol. 143. – С. 1953–1966.

14. Arctic cyclones have become more intense and longer-lived over the past seven decades / X. Zhang [et al.] // Communications Earth & Environment. – 2023. – Vol. 4, № 1. – P. 348.

15. *Noer G.* Polar Lows – Arctic hurricanes. – The Norwegian Meteorological Institute, 2022. – 132 p.

16. *Гурвич И. А., Пичугин М. К.* Условия и характеристики продолжительной мезоциклонической деятельности над Японским морем // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса : материалы 6-й Всерос. открытой конф. - Москва : ИКИ РАН, 2018. – С. 1–47.

17. The Okubo–Weiss criterion in hydrodynamic flows: geometric aspects and further extension / B. K. Shivamoggi [et al.] // Fluid Dynamics Research. – 2022. – Vol. 54, № 1. – P. 015505.

18. *Акперов М. Г., Мохов И. И. , Дембицкая М. А.* Арктические мезоциклоны по спутниковым данным, данным реанализа и модельным расчетам // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2017. – Т. 14, № 3. – С. 297–304.

19. *Chelton D. B., Schlax M. G., Samelson R. M.* Global observations of nonlinear mesoscale eddies // Progress in Oceanography. – 2011. – Vol. 91, № 2. – P. 167–216.

20. Петриченко, С. А. Использование композиции индексов конвективной неустойчивости для прогноза возникновения полярных мезоциклонов / С. А. Петриченко, О. В. Калмыкова, С. В. Козлов, Л. К. Кулижникова // Арктика и Антарктика. – 2023. – № 2. – С. 104–116.

21. *Вазаева Н. В., Чхетиани О. Г., Дурнева Е. А.* О критериях идентификации полярных мезоциклонов // Метеорология и гидрология. – 2022. – № 4. – С. 20–33.

22. *Акперов М. Г., Мохов И. И.* Сравнительный анализ методов идентификации внетропических циклонов // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. – 2010. – Т. 46, № 5. – С. 620–637.

23. Федосеева, Н. В. Спутниковый анализ активности полярных мезовихрей в Баренцевом море за 2010–2020 гг. / Н. В. Федосеева, В. О. Лопуха // Климатические риски и космическая погода : материалы Междунар. конф. – Казань : Изд-во Казан. ун-та, 2021. – С. 376–381.

24. Ананьева, А. А. Полярные (мезомасштабные) циклоны на основе анализа спутниковых данных и их влияние на навигацию в южной части Карского моря / А. А. Ананьева // Десятая международная Школа-семинар «Спутниковые методы и системы исследования Зем-

ли». – Тарусa, 2019. – URL: http://d33.infospace.ru/d33_conf/tarusa2019/12.pdf (дата обращения: 22.10.2025)

25. *Locatelli J. D., Hobbs P. V., Werth J. A.* Mesoscale Structures of Vortices in Polar Air Streams // Monthly Weather Review. – 1982. – Vol. 110, № 10. – P. 1417–1433.

26. *Lambaerts J., Lapeyre G., Zeitlin V.* Moist versus Dry Baroclinic Instability in a Simplified Two-Layer Atmospheric Model with Condensation and Latent Heat Release // Journal of the Atmospheric Sciences. – 2012. – Vol. 69, № 4. – P. 1405–1426.

27. *Lee T.-Y., Park Y.-Y., Lin Y.-L.* A Numerical Modeling Study of Mesoscale Cyclogenesis to the East of the Korean Peninsula // Monthly Weather Review. – 1998. – Vol. 126, № 9. – P. 2305–2329.

В. А. Шемелов,
кандидат технических наук, доцент;
Д. А. Буланов

МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕЩЕНИЯ СТАНЦИЙ ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ В ЗАДАЧЕ ВОССТАНОВЛЕНИЯ СРЕДНИХ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ НАД ТЕРРИТОРИЕЙ, НЕ ОСВЕЩЕННОЙ ДАННЫМИ АЭРОЛОГИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ

В статье предложен метод оптимального размещения станций зондирования атмосферы в задаче восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдений. Метод получен на основе модели меры ошибки оптимальной интерполяции при использовании для интерполяции двух и трех станций, что сделано впервые. Для поиска минимума ошибки интерполяции при наличии ограничений на расположение станций, имеющих место при гидрометеорологическом обеспечении войск, использован итерационный метод численной оптимизации Бройдена, Флетчера, Голдфарда, Шанно (BFGS). Оценивание качества метода, проведенное на реальных данных, показало его преимущество перед существующим подходом, когда станции, используемые для интерполяции, размещаются субъективно.

Ключевые слова: оптимальная интерполяция, мера ошибки оптимальной интерполяции, нормированная автокорреляционная функция, метод численной оптимизации Бройдена, Флетчера, Голдфарда, Шанно.

ВВЕДЕНИЕ

Средние параметры атмосферы, входящие в состав бюллетеня «Метео-11», используются при применении вооружения ракетных войск и артиллерии (РВиА). В ситуации, когда международный обмен данными гидрометеорологических наблюдений будет прекращен, появится необходимость восстановления средних параметров атмосферы над территорией, с которой не поступают данные аэрологических наблюдений. Данная проблема имеет две составляющие: во-первых, необходимо иметь аппроксиманты автокорреляционных функций средних параметров атмосферы, позволяющие по данным наблюдений на своей территории интерполировать средние значения параметров атмосферы на территорию, не освещенную результатами наблюдений, во-вторых, необходимо уметь определять расположение станций зондирования атмосферы на своей территории, чтобы точность интерполяции была максимально возможной.

С середины прошлого столетия над решением проблемы восстановления значений параметров атмосферы в районах, где не проводятся метеорологические наблюдения, работали различные научные деятели: А. Н. Колмогоров сформулировал задачу оптимальной интерполяции, О. А. Дроздов и А. А. Шепелевский сформировали теорию размещения станций, Л. С. Гандин разработал объективный анализ метеорологических полей [1]. Также Л. С. Гандин, Р. Л. Каган, Т. И. Кузнеца и М. И. Юдин изучали статистическую структуру метеорологических полей. Результатом данных исследований стало получение аппросимантов для автокорреляционных функций параметров (АКФ) атмосферы [3].

Все перечисленные исследования касались полей макромасштаба. В 1990-е гг. В. С. Комаровым и А. В. Креминским были проведены исследования аппроксимантов АКФ для полей мезомасштаба [2]. При этом исследования, направленные на решение задачи оптимального размещения станций для интерполяции с минимальной ошибкой на расстояния, характерные для мезомасштаба, не проводились. Однако ситуация для РВиА в большинстве случаев соответствует ситуации интерполяции на расстояния мезомасштаба. Что касается аппроксимантов нормированной автокорреляционной функции средних параметров атмосферы для полей мезомасштаба, то они были разработаны В. А. Шемеловым и Л. Д. Рословым [5].

Целью данного исследования является разработка метода оптимального размещения станций зондирования атмосферы, направленного на минимизацию ошибки восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной аэрологическими наблюдениями, с учетом пространственных ограничений на размещение станций зондирования атмосферы.

Работа выполнялась в следующей последовательности: вначале была получена модель меры ошибки интерполяции, связывающая ошибку интерполяции с вариантом размещения станции. Затем разработан метод рационального размещения станций зондирования атмосферы в задаче восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдений. Далее было оценено качество разработанного метода.

МОДЕЛЬ ОШИБКИ ИНТЕРПОЛЯЦИИ

Задача интерполяции метеорологических полей сводится к определению линейной комбинации вида [1]

$$f_0' = \sum_{i=1}^{n} p_i f_i', (i = 1, 2, \dots n) , \quad (1)$$

где p_i – веса;

f_0' – отклонение метеорологического элемента f от нормы в точке, куда производится интерполяция;

f_i' – отклонение метеорологического элемента f от нормы в точке i, откуда производится интерполяция.

Значения в i-х точках абсолютно известны точно, однако значение в точке интерполяции неизвестно, поэтому никаким подбором весов p_i невозможно будет достичь точного выполнения равенства (1), т. е. интерполяция будет производиться с некоторой ошибкой, которую можно определить как средний в статистическом смысле квадрат невязки:

$$E = \overline{(f_0' - \sum_{i=1}^{n} p_i f_i')^2}. \quad (2)$$

Тем самым, задача сводится к поиску весов p_i и минимизации среднего квадрата невязки. Интерполяция с такими весами p_i, обращающими в минимум средний квадрат ошибки E, называется оптимальной интерполяцией.

Преобразуем формулу (2), выполнив возведение в квадрат:

$$E = \overline{f_0'^2} - 2\sum_{i=1}^{n} p_i \overline{f_0' f_i'} + \sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} p_i p_j f_0' f_i' \quad (3)$$

или

$$E = m_{00} - 2\sum_{i=1}^{n} p_i m_{0i} + \sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} p_i p_j m_{ij}. \quad (4)$$

В выражении (4) m_{ij} представляют собой значения автокорреляционной функции элемента f. Перейдем к безразмерным величинам с помощью отношений

$$\varepsilon = \frac{E}{m_{00}} = \frac{E}{\overline{f_0'^2}} \quad (5)$$

и получим выражение для величины ε (6), которая является мерой ошибки интерполяции:

$$\varepsilon = 1 - 2\sum_{i=1}^{n} p_i \mu_{0i} + \sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} p_i p_j \mu_{ij}, (i, j = 1, 2, \dots n), \quad (6)$$

где p_i, p_j – веса;
μ_{0i} – значение нормированной автокорреляционной функции между точкой интерполяции и i-й станцией;
μ_{ij} – значение нормированной автокорреляционной между i-й и -й станциями.

Значения в i-х точках известны с некоторыми ошибками. Потребуем теперь, чтобы интерполяция была оптимальной, т. е. определим веса p_i из того требования, чтобы мера ошибки интерполяции ε была минимальна по сравнению с ее значением при любых других p_i. Необходимые условия минимума ε по p_i, из того требования, чтобы мера ошибки интерполяции ε была минимальна, имеют вид

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial p_i} = -2\mu_{0i} + 2\sum_{j=1}^{n} p_j \mu_{ij},$$

т. е. представляют собой систему n линейных алгебраических уравнений для определения весов p_i:

$$\sum_{j=1}^{n} p_j \mu_{ij} = \mu_{0i}, \ (i = 1, 2, \dots n). \tag{7}$$

Поскольку нормированная автокорреляционная функция является положительно определенной, то детерминант системы (7) отличен от нуля, так что эта система всегда имеет решение (если только среди i −х точек нет совпадающих).

Используя систему уравнений (7), приведем выражение для оптимальной интерполяции (6) к следующему виду:

$$\varepsilon = 1 - \sum_{i=1}^{n} p_i \mu_{0i}. \tag{8}$$

Для определения весов p_i выразим из (7) p_i, представив в матричном виде:

$$\begin{bmatrix} p_1 \\ \cdots \\ p_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu_{11} & \cdots & \mu_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \mu_{n1} & \cdots & \mu_{nn} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mu_{01} \\ \cdots \\ \mu_{0n} \end{bmatrix}, \tag{9}$$

подставим полученное выражение (9) в (8):

$$\varepsilon = 1 - \begin{bmatrix} \mu_{01} \\ \cdots \\ \mu_{0n} \end{bmatrix}^{T} \begin{bmatrix} \mu_{11} & \cdots & \mu_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \mu_{n1} & \cdots & \mu_{nn} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mu_{01} \\ \cdots \\ \mu_{0n} \end{bmatrix}. \tag{10}$$

Для аппроксимации значений нормированной автокорреляционной функции был выбран аппроксимант вида

$$\mu(\rho) = e^{-\alpha\rho}, \tag{11}$$

где ρ – расстояние между точками;
α – эмпирический параметр;

поскольку в исследованиях В. С. Комарова отмечается изотропность метеорологического поля на мезомасштабном уровне, что позволяет применить данный аппроксимант для нахождения значений нормированной автокорреляционной функции с достаточной точностью [4].

После подстановки в (10) аппроксиманта (11) для расстояний между точкой интерполяции и станцией и между станциями, были получены следующие выражения для меры ошибки оптимальной интерполяции ε_2 при использовании двух станций (12) и ε_3 при использовании трех станций (13):

$$\varepsilon_2 = 1 - \frac{e^{-2\alpha\rho_{01}} + e^{-2\alpha\rho_{01}} + e^{-2\alpha\rho_{01}} - 2e^{-\alpha\rho_{01}} e^{-\alpha\rho_{02}} e^{-\alpha\rho_{12}}}{1 - e^{-2\alpha\rho_{12}}}; \tag{12}$$

$$\varepsilon_3 = 1 - e^{-\alpha\rho_{01}}\frac{e^{-\alpha\rho_{01}}(1-e^{-2\alpha\rho_{23}}) + e^{-\alpha\rho_{02}}\left(e^{-2\alpha(\rho_{13}+\rho_{23})} - e^{-\alpha\rho_{12}}\right)}{D} -$$

$$-e^{-\alpha\rho_{01}}\frac{e^{-\alpha\rho_{03}}\left(e^{-2\alpha(\rho_{12}+\rho_{23})}-e^{-\alpha\rho_{13}}\right)}{D} - e^{-\alpha\rho_{02}}\frac{e^{-\alpha\rho_{01}}\left(1-e^{-2\alpha\rho_{23}}\right)}{D} -$$

$$-e^{-\alpha\rho_{02}}\frac{e^{-\alpha\rho_{02}}(1-e^{-2\alpha\rho_{13}}) + e^{-\alpha\rho_{03}}\left(e^{-2\alpha(\rho_{12}+\rho_{13})} - e^{-\alpha\rho_{23}}\right)}{D} -$$

$$-e^{-\alpha\rho_{03}}\frac{e^{-\alpha\rho_{01}}\left(e^{-2\alpha(\rho_{12}+\rho_{23})} - e^{-\alpha\rho_{13}}\right) + e^{-\alpha\rho_{02}}\left(e^{-2\alpha(\rho_{13}+\rho_{13})} - e^{-\alpha\rho_{23}}\right)}{D} -$$

$$-e^{-\alpha\rho_{03}}\frac{e^{-\alpha\rho_{03}}\left(1-e^{-2\alpha\rho_{23}}\right)}{D}, \qquad (13)$$

где $i,j = 1,2,3$; $D = e^{-2\alpha\rho_{01}}(1-e^{-2\alpha\rho_{23}}) + e^{-2\alpha\rho_{02}}(1-e^{-2\alpha\rho_{13}}) + e^{-2\alpha\rho_{03}}(1-e^{-2\alpha\rho_{12}})$; ρ_{0i} – расстояние между точкой интерполяции и i-й станцией, км; ρ_{ij} – расстояние между i-й и j-й станциями, км.

Формулы (12), (13) представляют собой аналитические выражения, являющиеся моделью ошибки интерполяции при использовании двух и трех станций и модели аппроксиманта нормированных корреляционных функций полей средних параметров атмосферы вида (11).

МЕТОД ОПТИМАЛЬНОГО РАЗМЕЩЕНИЯ СТАНЦИЙ ЗОНДИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ДЛЯ ИНТЕРПОЛЯЦИИ ДВУХ И ТРЕХ СТАНЦИЙ

В выражении для меры ошибки оптимальной интерполяции (12) мера ошибки ε_2 зависит от ρ_{01}, ρ_{02} и ρ_{12}. Поскольку конфигурация из точек образует треугольник и это накладывает ограничение треугольника (сумма двух сторон должна быть больше третьей), поэтому для упрощения представления можно выразить ρ_{12} через ρ_{01}, ρ_{02} и угол β_{12} между направлениями на станции и точку интерполяции:

$$\rho_{12} = \sqrt{\rho_{01}^2 + \rho_{02}^2 - 2\rho_{01}\rho_{02}\cos\beta_{12}},$$

где $\beta_{12} \in [0,\pi]$.

Фактически выражение для ε_2 становится функцией следующего общего вида:

$$\varepsilon_2(\rho_{01}, \rho_{02}, \beta_{12}).$$

На рис. 1 представлена визуализация математического описания функции ε_2 для конфигурации сети из двух станций.

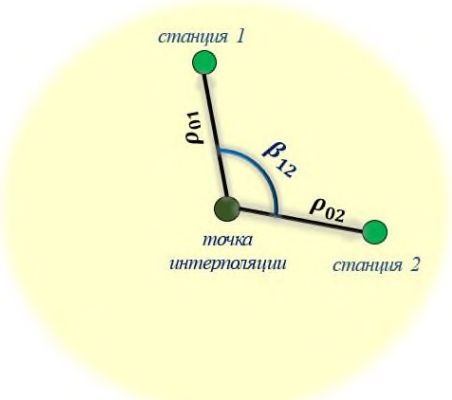


Рис. 1. Конфигурация сети из двух станций

Аналогично представим все расстояния между станциями для ε_3 и получим общий вид функции меры ошибки интерполяции для трех станций:

$$\varepsilon_3(\rho_{01}, \rho_{02}, \rho_{03}, \beta_{12}, \beta_{23}, \beta_{13}).$$

На рис. 2 представлена визуализация математического описания функции ε_3 для конфигурации сети из трех станций.

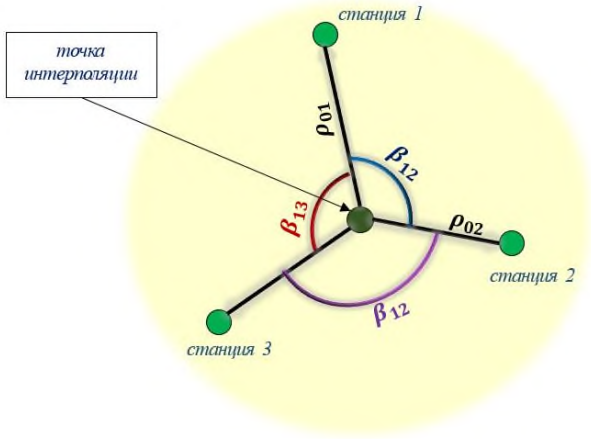
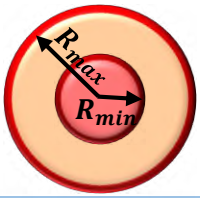
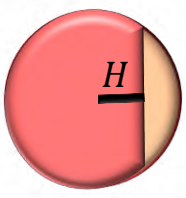
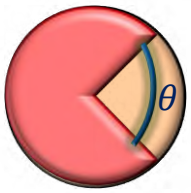


Рис. 2. Конфигурация сети из трех станций

В ходе решения практических задач необходимо учитывать ограничения. Были введены несколько типов ограничений, которые представлены в табл. 1 (зеленым отмечена разрешенная область для размещения станции).

Таблица 1

Типы ограничений для функций ε_2, ε_3

Математическое описание ограничения	Описание ограничения	Визуальное представление ограничения
$R_{\min} \le \rho_{0i} \le R_{\max}$	Ограничение области местонахождения станций	
$\frac{\rho_{0j}\rho_{0i}\sin\beta_{ij}}{\rho_{ij}} \ge H$	Ограничение по удаленности линии хорды окружности с радиусом $R_{\max}$	
$\beta_{ij} \le (\theta \in [0,\ 2\pi])$	Секторное ограничение	

Данные ограничения позволяют учесть различные ситуации, связанные с возможностью размещения на данной территории станции, например, сложная орография, крупные водоемы, линия боевого соприкосновения, зона досягаемости огня противника и др.

Полученные выражения для расчета меры ошибки оптимальной интерполяции для двух и трех станций требуют решения задачи оптимизации поиска глобального минимума функции нескольких переменных с учетом введенных ограничений. На основе проведенных исследований данных функций был выбран квазиньютоновский метод оптимизации BFGS.

Метод BFGS (итерационный метод численной оптимизации) назван в честь его разработчиков: Бройдена, Флетчера, Голдфарда, Шанно[6]. Метод BFGS относится к классу квазиньютоновских методов. В отличие от ньютоновских методов в квазиньютоновских не вычисляется и не обращается напрямую гессиан функции и на каждой итерации вместо этого обратный гессиан аппроксимируется, исходя из сделанных шагов, что позволяет экономить ресурсы памяти и вычислений.

Алгоритм метода устойчив и имеет сверхлинейную сходимость, что позволяет его использовать для большинства практических задач. Однако программная реализация метода BFGS в библиотеке SciPy напрямую не поддерживает ограничения, поэтому для учета ограничений данный метод использовался в совокупности с методом штрафных функций.

На базе моделей меры ошибки интерполяции для двух и трех станции (8, 9) и метода поиска экстремума функции был разработан метод оптимального размещения станций зондирования атмосферы в задаче восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдениями, структура которого приведена на рис. 3.



Рис. 3. Структура метода оптимального размещения станций зондирования атмосферы в задаче восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдений

В соответствии с приведенной структурой метод оптимального размещения станций зондирования атмосферы в задаче восстановления средних параметров атмосферы над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдений, предполагает следующую последовательность действий:

1. Выбор точки, в которую необходимо проинтерполировать средние параметры атмосферы.

2. Исходя из условий обеспечиваемых действий войск, выбрать пространственные ограничения, накладываемые на места размещения станций зондирования атмосферы.

3. Решить задачу поиска минимума меры ошибки интерполяции при заданном числе станций зондирования атмосферы и ограничениях на их размещение.

4. По результатам решения оптимизационной задачи на третьем шаге получить множество возможных вариантов размещения станций зондирования атмосферы, обеспечивающих минимум меры ошибки интерполяции.

ОЦЕНИВАНИЕ КАЧЕСТВА РАЗРАБОТАННОГО МЕТОДА

Для проверки работоспособности метода была выбрана точка, в которую производилась интерполяция средних параметров атмосферы, с координатами $50{,}4°$ с. ш. $30{,}56°$ в. д. и проведен численный эксперимент в случае трех станций при следующих пространственных ограничениях:

– $140\text{км} \leq \rho_{0i} \leq 360$ км;

– $\beta_{ij} \leq 168^{\circ}$;

– $H \geq 30$ км.

Необходимости получения значений эмпирического параметра α нет, потому что значения данного параметра был получены в дипломной работе «Метод восстановления среднего ветра над территорией, не освещенной данными метеорологических наблюдений» Л. Д. Рослова, выпускника Военно-космической академии А. Ф. Можайского 2024 года [5]. В табл. 2 представлены значения параметра α в зависимости от слоя атмосферы и среднего параметра атмосферы.

Таблица 2

Значение аппроксиманта α в зависимости от слоя атмосферы и среднего параметра атмосферы

Верхние границы слоев атмосферы, км	Параметры атмосферы			
	ТТ	ПП	v	u
0,2	0,000447991	0,000565749	0,001335307	0,000723311
0,4	0,000386726	0,000543279	0,001149117	0,000674322
0,8	0,000318600	0,000409890	0,001087820	0,000643170
1,2	0,000289620	0,000420730	0,001062570	0,000618740
1,6	0,000315200	0,000404720	0,001023330	0,000596880
2,0	0,000298687	0,000435620	0,000971028	0,000582528
2,4	0,000309000	0,000438000	0,000915000	0,000575000
3,0	0,000307000	0,000445000	0,000841000	0,000579000
4,0	0,000295000	0,000485000	0,000769000	0,000612000
5,0	0,000309000	0,000487000	0,000727000	0,000676000
6,0	0,000291000	0,000566000	0,000691000	0,000758000
8,0	0,000319000	0,000571000	0,000632000	0,000927000
10,0	0,000297000	0,000608000	0,000603000	0,001153000

В табл. 2 использованы следующие обозначения параметров атмосферы:

ПП – среднее отклонение плотности воздуха от табличной в слое атмосферы от поверхности земли до соответствующей стандартной высоты, %;

ТТ – среднее отклонение температуры воздуха от табличной в слое атмосферы от поверхности земли до стандартной высоты, °С;

u – зональная составляющая ветра, м/с;

v – меридиональная составляющая ветра, м/с.

Далее, используя метод оптимизации BFGS, проводился поиск минимума функции $\varepsilon_3(\rho_{01}, \rho_{02}, \rho_{03}, \beta_{12}, \beta_{23}, \beta_{13})$ при наличии ограничений, которые учитываются с помощью метода штрафных функций.

Результатом численного эксперимента является множество конфигураций станций, со следующими параметрами:

– $\rho_{01} = 180$ км;

– $\rho_{02} = 145$ км;

– $\rho_{03} = 150{,}85$ км;

– $\beta_{12} \leq 63{,}57^{\circ}$;

– $\beta_{23} \leq 95{,}11^{\circ}$;

– $\beta_{13} \leq 158{,}68^{\circ}$.

На рис. 4 показана визуальная интерпретация множества точек для оптимального размещения станций посредством дуг в разрешенной области, точки которой находятся на радиальном удалении, исходя из расстояний ρ_{0i} полученной конфигурации станций. После определения положения первой станции в разрешенной области на одной из дуг, являющихся множеством точек для оптимального размещения станции, исходя из параметров конфигурации станций, рассчитывается положение остальных станций. Пример одного элемента множества оптимального размещения станций по результатам численного эксперимента для случая трех станций на территории приведен на рис. 4 (номерами 1, 2, 3 отмечены положения станций).

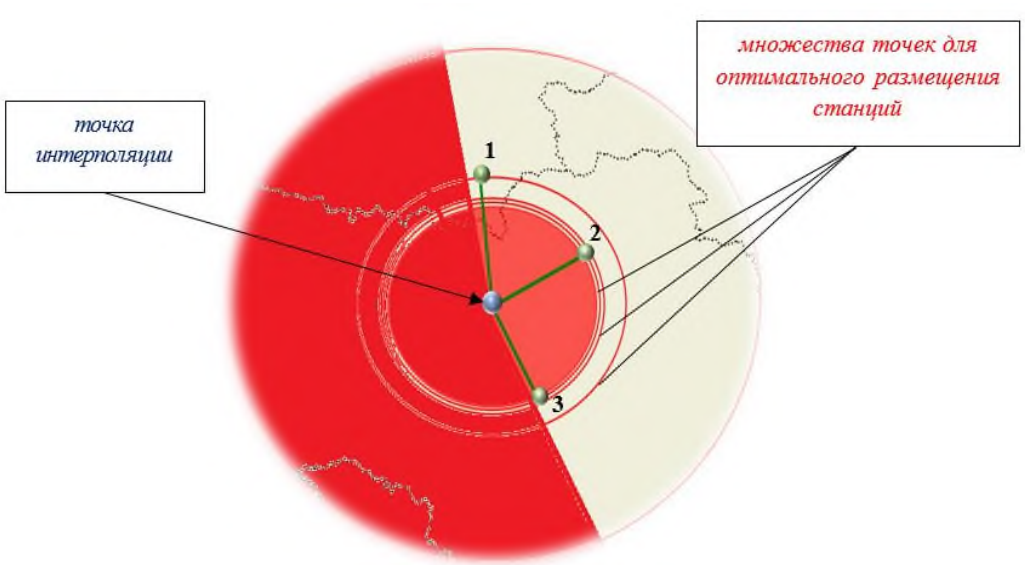


Рис. 4. Пример одного из элементов множества оптимального размещений станций

Качество метода характеризовалось мерой ошибки интерполяции, которая составила

$$\varepsilon = 0{,}0679.$$

Для сравнения качества метода с другими методами была сформирована случайная выборка из 100 вариантов размещения станций и была определена мера ошибки интерполяции каждой из них при заданных ограничениях.

Средняя мера ошибки интерполяции при использовании 100 вариантов размещения станций, полученных случайным образом, составила 0,5458, максимальное значение меры ошибки – 0,9998, минимальное значение – 0,0851, дисперсия данной выборки – 0,0588.

Таким образом, можно сделать вывод о высоком качестве предложенного метода, поскольку мера ошибки интерполяции этого метода на порядок ниже, чем мера ошибки интерполяции при случайном размещении станций.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод обладает более высоким качеством, чем метод, основанный на случайном выборе размещения станций. Разработанный метод в совокупности с аппроксиматнами НКФ является законченным методическим аппаратом, необходимым в задаче восстановления средних параметров над территорией, не освещенной данными аэрологических наблюдений.

Разработанный метод определения оптимального размещения аэрологических станций является развитием методического аппарата, используемого в подразделениях Гидрометеорологической службы Вооруженных Сил Российской Федерации. Его внедрение в практику позволит повысить качество метеорологического обеспечения и, следовательно, будет способствовать более эффективному управлению ресурсами и минимизации рисков.

Список использованных источников

1. *Гандин Л. С.* Объективный анализ метеорологических полей. – Л. : Гидрометеоиздат, 1976. – 286 с.

2. *Комаров В. С., Креминский А. В.* К проблеме рационального размещения аэрологических станций для объективного анализа трехмерной структуры мезометеорологических полей // Оптика атмосферы и океана. – 1996. – № 4. – С. 424–428.

3. *Гандин Л. С., Каган Р. Л.* Статистические методы интерпретации метеорологических данных. – Л. : Гидрометеоиздат, 1976. – 359 с.

4. *Комаров В. С., Попов Ю. Б.* Пространственная статистическая структура мезомасштабных полей температуры и ветра // Оптика атмосферы и океана. – 1998. – № 8. – С. 801–806.

5. *Рослов Л. Д.* Дипломная работа по теме «Метод восстановления среднего ветра над территорией, не освещенной данными метеорологических наблюдений». – СПб., 2024. –79 с.

6. *Nocedal J., Wright, Stephen J.* Numerical Optimization. – 2nd ed. – USA: Springer, 2006. – 664 p.

В. А. Шемелов,
кандидат технических наук, доцент;
А. Н. Ефременко,
кандидат технических наук, доцент

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВОЛН ТЕПЛА НА ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ ВЫСОКОПОТЕНЦИАЛЬНЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ В УСЛОВИЯХ МЕНЯЮЩЕГОСЯ КЛИМАТА

В работе приведены результаты исследований, позволяющих количественно оценить влияние изменения климата на функционирование высокопотенциальных радиолокационных станций. Приведены оценки климатических индексов CDD, 5TX5TN, HWD на основе рядов наблюдений суточной максимальной температуры TX, суточной минимальной температуры TN, суточного количества осадков PR, полученных с помощью программного обеспечения ClimPACT2.

Ключевые слова: высокопотенциальные радиолокационные станции, климат, климатические индексы.

ВВЕДЕНИЕ

Высокопотенциальные радиолокационные станции (ВПРЛС) предназначены для создания радиолокационного поля, позволяющего обнаруживать летательные аппараты в атмосфере [1]. Размещены ВПРЛС в различных субъектах Российской Федерации вдоль ее границы [2].

В состав ВПРЛС входит передающая установка с крупно-габаритной активной фазированной антенной решеткой (АФАР) открытой архитектуры, что в совокупности с размещением ВПРЛС в различных климатических зонах обуславливает их зависимость от влияния факторов окружающей природной среды.

Исходя из того, что целевое предназначение ВПРЛС основано на радиолокационном обнаружении летательных аппаратов, в качестве показателя эффективности функционирования ВПРЛС используют их энергетический потенциал q [3], представляющий собой отношение сигнал/шум на входе приемного устройства ВПРЛС:

$$q = \frac{P_{\text{изл}}\tau_{\text{имп}}G_{\text{пер}}G_{\text{прм}}\lambda^2\sigma_{\text{ц}}}{4\pi^3 k_{\text{Б}}T_{\text{прм}}R^4L^2}, \quad (1)$$

где $P_{\text{изл}}$ – суммарная импульсная мощность во всех каналах передающей системы ВПРЛС;
$\tau_{\text{имп}}$ – длительность зондирующего импульса;
$G_{\text{пер}}, G_{\text{прм}}$ – коэффициенты усиления передающей и приемной антенн соответственно (с учетом потерь в передающем и приемном трактах);
λ – длина волны зондирующего излучения;
$\sigma_{\text{ц}}$ – эффективная площадь рассеяния радиолокационной цели;
$k_{\text{Б}}$ – постоянная Больцмана;
$T_{\text{прм}}$ – шумовая температура приемного устройства;
R – дальность до радиолокационной цели;
L – коэффициент потерь на трассе распространения зондирующего и отраженного сигналов.

Энергетический потенциал q связан с другими техническими характеристиками ВПРЛС: дальностью обнаружения летательных аппаратов, пропускной способностью ВПРЛС, временем обнаружения и классификации летательных аппаратов.

С учетом указанного показателя эффективности можно выделить следующие факторы окружающей природной среды, оказывающие влияние на эффективность функционирования ВПРЛС:

– нейтральную атмосферу и ионосферу по трассе распространения зондирующего радиосигнала;

– снежный покров и гололедно-изморозевые отложения на полотне АФАР;

– опасные явления погоды (сильный ветер, грозы).

В нейтральной атмосфере происходит рефракция траектории распространения радиоволн за счет изменения коэффициента преломления воздуха с высотой и поглощения радиоволн водяным паром и кислородом. В ионосфере наблюдаются поглощение радиоволн, обусловленное передачей энергии радиоволн электронам, рассеивание радиоволн на неоднородностях ионосферы, в первую очередь, в E-слое, групповая задержка распространения, вращение плоскости поляризации.

Указанные радиофизические эффекты могут вызывать следующие негативные последствия для ВПРЛС:

– рефракция траектории распространения радиоволн и групповая задержка являются причиной ошибок в определении координат объекта;

– поглощение энергии радиосигнала и ее рассеивание может привести к уменьшению принимаемого сигнала и, как следствие, к снижению вероятности обнаружения летательных аппаратов;

– рассеивание радиоволн вызывает появление дополнительных отражений от неоднородностей ионосферы и повышение вероятности возникновения естественных пассивных помех.

Вопросы влияния нейтральной атмосферы и ионосферы на распространение радиоволн детально рассмотрены в работах российских исследователей [5–8], а обобщение достижений в этой области на мировом уровне сделано в публикациях Международного союза электросвязи [9–12].

Снег и гололедно-изморозевые отложения, которые имеют диэлектрическую проницаемость, значимо отличающуюся от диэлектрической проницаемости воздуха, при попадании на полотно АФАР приводят к искажению диаграммы направленности ВПРЛС. Влияние этих факторов на функционирование ВПРЛС и возможный способ компенсации искажения АФАР, вызванного влиянием снега и гололедно-изморозевых отложений, рассмотрены в работе [13].

Сильный ветер раскачивает полотно АФАР, которая представляет собой парусную ферменную стержневую конструкцию, что приводит к ее деформации и изменению диаграммы направленности ВПРЛС. В работе [14] получены оценки ветровой нагрузки полотна АФАР при различных скоростях ветра. Так, при скорости ветра 25 м/с АФАР площадью 160 м^2 воспринимает нагрузку порядка 50 тонн, что обуславливает ее деформирование.

В работах [15, 16] предложены метод диагностики наличия деформации в полотне АФАФ на основе геодезических измерений и аппаратно-программный способ коррекции диаграммы направленности ВПРЛС с учетом зарегистрированных деформаций.

Другим фактором, оказывающим влияние на эффективность функционирования ВПРЛС являются волны тепла. Согласно определению Всемирной метеорологической организации (ВМО), под волной тепла понимают период, когда локальное избыточное тепло накапливается в течение последовательности необычно жарких дней и ночей [17]. Накопление избыточного тепла происходит в результате адвекции теплого воздуха, которая постепенно прекращается, а поступивший теплый воздух переходит в стационарное состояние и определяет аномально теплый режим на определенной территории. В последнее время для количественной характеристики волн тепла используют квантили различного уровня, как правило, не менее 90% максимальной и минимальной температуры воздуха.

Волны тепла оказывают влияние на состояние почвогрунтов, что может приводить к просадкам фундамента ВПРЛС и деформации ее АФАР. Также повышенные температуры вызывает расширение АФАР, что вносит дополнительные деформации в ее полотно.

Кроме того, волны тепла, являясь экстремальным явлением, сами могут вызывать другие экстремальные явления, называемые составными или каскадными явлениями [18, 19]. К числу таких экстремальных явлений относятся осадки большой интенсивности, сильный ветер, грозы и другие явления. Грозы и сильный ветер могут выводить из строя воздушные линии электропередач и их электроустановки. Более того, аномально высокая температура обуславливает резкое увеличение потребления электроэнергии, что приводит к сбоям в системах энергоснабжения. Так, 16 июля 2024 г. из-за ложного срабатывания защиты был отключен первый энергоблок Ростовской атомной электростанции, что потребовало ограничить потребление электроэнергии в регионе.

Следовательно, в результате сильного ветра и гроз, вызываемых волнами тепла, воздушные линии электропередач могут выходить из строя, а поскольку ВПРЛС не имеют автономных источников электроэнергии, обеспечивающих их функционирование, то сильный ветер и грозы могут являться причиной сбоев в функционировании ВПРЛС.

В условиях меняющегося климата наблюдается ярко выраженная положительная динамика повышения средней глобальной температуры. Так, за последние сорок лет скорость современного роста глобальной температуры, вызванного в основном увеличением концентрации парниковых газов в атмосфере, составила около 0,17°С за 10 лет [20]. При этом глобальное потепление в различных регионах проявляется по-разному. Средняя температура на территории России растет значительно быстрее – 0,45ºС за 10 лет, и особенно быстро в Арктике, где скорость роста достигает 0,8ºС за 10 лет [21]. В докладе межправительственной группы экспертов по изменению климата, созданной ВМО, отмечается, что даже небольшое повышение средней глобальной температуры резко увеличивает частоту появления и интенсивность волн тепла [22].

Влиянию волн тепла на различные секторы экономики Российской Федерации посвящены работы [23–26]. Однако влияние волн тепла на деятельность Вооруженных Сил и, в частности, на функционирование ВПРЛС не изучалось, что определяет актуальность данного исследования.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В ходе исследования был использован подход, предложенный комиссией по климатологии ВМО, которая решила создать международную группу экспертов для разработки секторальных климатических индексов, позволяющих количественно оценить влияние изменения климата на различные секторы экономики и общества (*Expert Team on Sector-Specific Climate Indices*) [27].

Предложенные индексы позволяют оценивать экстремальные значения климатических параметров, существенные для определенных отраслей экономики. Особенностью предложенных индексов является то, что в отличие от осредненных климатических данных, которые сглаживают большую часть важной информации, они характеризуют экстремальные метеорологические условия, например, с помощью квантилей метеорологических параметров высокого уровня.

Рассчитываются такие климатические индексы с помощью программного обеспечения ClimPACT2 [28], разработанного под руководством международной группы экспертов климатологами из таких стран, как Канада, Великобритания, Австралия и США.

В данном исследовании решались три задачи:

1. Проверка рядов наблюдений метеорологических параметров, используемых для вычисления климатических индексов, на однородность.

2. Вычисление с помощью программного обеспечения ClimPACT2 климатических индексов:

– CDD (*Consecutive dry days*) – максимальное годовое число последовательных сухих дней (с осадками менее 1 мм);

– HWD (*Heat wave duration*) – продолжительность самой длинной волны тепла в году (волна тепла – не менее трех последовательных суток с минимальной и максимальной температурами воздуха выше их 90% квантиля, рассчитанного для наиболее жаркой пятидневки);

– 5TX5TN – число периодов, когда последовательно отмечалось не менее пяти суток с максимальной и минимальной температурами воздуха выше их 95% квантиля, рассчитанного для наиболее жаркой пятидневки.

3. Сравнительный анализ динамики индексов CDD, HWD, 5TX5TN, рассчитанных по данным за два периода с 1966 по 1995 г. и с 1996 по 2024 г.

Исходные данные, которые были использованы в исследовании, представляют временные ряды наблюдений минимальной и максимальной температур воздуха у поверхности земли, а также суточное количество осадков, полученные на станциях, расположенных вблизи мест дислокации радиолокационных станций дальнего обнаружения за периоды с 1966 по 1995 г. и с 1996 по 2024 г. Указанные данные получены из специализированных массивов для климатических исследований ВНИИ ГМИ МЦД [29], особенностью этих данных является наличие результатов проверки их качества в виде дополнительных сведений к каждому элементу данных, что позволяет доверять сделанным выводам. Станции, данные наблюдений которых были использованы, и их соответствие субъекту Российской Федерации, в котором размещены ВПРЛС, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Станции для сбора данных о температуре и осадках

№ п/п	Субъект Российской Федерации, на территории которого размещена ВПРЛС	Название станции	Индекс станции
1	Мурманская область	Ковдор	22204
2	Республика Коми	Салехард	23330
3	Ленинградская область	Санкт-Петербург	26063
4	Калининградская область	Калининград	26702
5	Красноярский край	Енисейск	29263
6	Алтайский край	Барнаул	29838
7	Иркутская область	Иркутск	30710
8	Оренбургская область	Домбаровская	35233
9	Краснодарский край	Армавир	37031
10	Амурская область	Черняево	31371

На основании наблюдений на метеорологических станциях, приведенных в табл. 1, формировались ряды наблюдений суточной максимальной температуры TX, суточной минимальной температуры TN, суточного количества осадков PR, которые необходимы для вычисления климатических индексов CDD, HWD, 5TX5TN.

Сформированные ряды наблюдений перед использованием были проверены на однородность.

ПРОВЕРКА НА ОДНОРОДНОСТЬ РЯДОВ НАБЛЮДЕНИЙ

Проверка на однородность рядов наблюдений проводилась с использованием тестов и в порядке, приведенном в методических рекомендациях по расчету специализированных климатических характеристик для обслуживания различных отраслей экономики [30], которые базируются на международном опыте исследований однородности рядов наблюдений [31]. В соответствии с этими методическими рекомендациями проверка рядов наблюдений прово-

дится с использованием четырех тестов: стандартного нормального теста проверки однородности рядов Александерссона [32], тестов Буишанда [33], Петтитта [34] и Фон-Неймана [35].

Принятие решения об однородности ряда наблюдения по математическому ожиданию на основе результатов работы всех четырех тестов осуществлялось по следующему правилу [30]:

1) если гипотеза об однородности отвержена только одним тестом, то ряд считается однородным;

2) если гипотеза об однородности отвергается двумя тестами, то ряд считается сомнительным и выводы на его основе нужно делать осторожно;

3) если гипотеза о неоднородности принимается тремя или всеми четырьмя тестами, то ряд считается не однородным и его необходимо разделить на две части, подвергнуть процедуре гомогенизации или привести к одному периоду.

Все тесты проверяют основную гипотезу:

H_0: ряд наблюдений однороден по математическому ожиданию против альтернативной гипотезы;

H_1: ряд наблюдений неоднороден по математическому ожиданию и состоит из двух частей с различными математическими ожиданиями.

Решение о том, какая гипотеза является истинной принимают по правилу

$$P\text{-значение} \gtrless \alpha \Longrightarrow \begin{cases} H_0, \\ H_1, \end{cases} \quad (2)$$

где P-значение – вероятность ошибочно отвергнуть основную гипотезу H_0;

α – пороговое значение -значения (уровень значимости), которое обычно полагают равным 0,05.

Краткая характеристика использованных тестов приведена ниже.

Стандартный нормальный тест однородности Александерссона

Ряд наблюдений разбивается на две части, содержащие k и $n-k$ членов. Для каждой из частей вычисляют статистики:

$$\bar{z}_1 = \frac{1}{k}\sum_{i=1}^{k}(\bar{x}_i - \bar{x})/\tilde{\sigma}, \quad (3)$$

$$\bar{z}_2 = \frac{1}{n-k}\sum_{i=k+1}^{n}(\bar{x}_i - \bar{x})/\tilde{\sigma}, \quad (4)$$

где $\bar{x}_i$ – среднее за i-й год значение метеорологического параметра;

$\bar{x}$ – среднее значение метеорологического параметра, вычисленное по многолетнему ряду наблюдений;

$\tilde{\sigma}$ – оценка среднеквадратического отклонения метеорологического параметра по многолетнему ряду наблюдений.

На основе этих статистик вычисляют их взвешенную сумму:

$$T(k) = k\bar{z}_1^2 + (n-k)\bar{z}_2^2, [k = 1(1)n]. \quad (5)$$

P-значение определяется методом статистических имитационных испытаний Монте-Карло. С этой целью для каждого $k = 1(1)n$ N раз моделируется выборка, длиной n из гененеральной совокупности, подчиненной стандартному нормальному распределению $N(0,1)$. Для полученной выборки вычисляется та же статистика, что и для исходного ряда наблюдений, которую обозначают $T_{\text{кр.}}(k)$.

P-значение вычисляется как отношение числа случаев m, когда $T(k) > T_{\text{кр.}}(k)$, к общему числу испытаний N:

$$P\text{-значение} = \frac{m}{N}. \quad (6)$$

Для статистики $T(k)$ находится ее максимум:

$$T_0 = \max_{1 \le k \le n} T(k). \quad (7)$$

Если принимается альтернативная гипотеза H_1 о нарушении однородности ряда наблюдения, то оно произошло в году K, в котором $T(k) = T_0$.

Тест Буишанда

В тесте Буишанда рассчитываются частичные суммы накопленных отклонений значений анализируемого ряда наблюдений от его среднего $\bar{x}$:

$$S_k^* = \sum_{i=1}^{k} (x_i - \bar{x}), [k = 1(1)n]. \quad (8)$$

Если ряд наблюдений однороден по математическому ожиданию, то S_k^* колеблются около нуля. При наличии сдвига в математическом ожидании, начиная с определенного элемента ряда, его среднее значение изменяется на величину Δ:

$$\bar{x} = \begin{cases} \bar{x}, & i = 1(1)m \\ \bar{x} + \Delta, & i = m+1, n \end{cases}. \quad (9)$$

При отрицательном сдвиге Δ суммы S_k^* возрастают до своего максимума при $i = m$, а затем убывают.

Затем S_k^* масштабируют путем деления на оценку среднеквадратического отклонения ряда:

$$S_k^{**} = \frac{S_k^*}{\tilde{\sigma}}, [k = 1(1)n]. \quad (10)$$

На основе масштабированных частичных накопленных сумм S_k^{**} вводят две статистики:

$$Q = \max_{0 \le k \le n} |S_k^{**}|, \quad (11)$$

$$R = \max_{0 \le k \le n} S_k^{**} - \min_{0 \le k \le n} S_k^{**}, \quad (12)$$

которые затем используются в двух показателях согласованности теста Буишанда:

$$\hat{u}_1 = \frac{Q}{\sqrt{n}}, \quad (13)$$

$$\hat{u}_2 = \frac{R}{\sqrt{n}}. \quad (14)$$

Для этих показателей согласованности P-значение вычисляется также, как и в стандартном нормальном тесте однородности.

В случаях, когда отвергается нулевая гипотеза и ряд считается неоднородным по математическому ожиданию, год, в котором произошел сдвиг соответствует значению k, при котором статистика Q достигла своего максимума.

Тест Буишанда более чувствителен к сдвигам в середине ряда наблюдений. Для сдвигов в начале и в конце ряда наблюдения больше подходит стандартный нормальный тест однородности. Тест Буишанда и стандартный нормальный тест однородности чувствительны к выбросам, менее чувствительным к выбросам является тест Петтитта, рассмотренный ниже.

Тест Петтитта

В тесте Петтитта ряд наблюдений вначале ранжируется, а затем на основе полученных рангов $r_1, \ldots r_n$ вычисляется статистика

$$X_k = 2\sum_{i=1}^{k} r_i - k(n+1), [k = 1(1)n]. \quad (15)$$

Показателем согласованности теста Петтитта является максимальное значение X_K абсолютного значения статистики X_k:

$$X_K = \max_{0\le k\le n}|X_k|. \quad (16)$$

На основе показателя согласованности X_K вычисляется *P*-значение, которое затем используется при принятии решения:

$$P\text{-значение}=\min\left(1, 2\cdot\exp\left(\frac{-6X_K^2}{n^3+n^2}\right)\right). \quad (17)$$

Если принята альтернативная гипотеза, то сдвиг в ряде наблюдения происходит в году $k = K$, когда абсолютное значение статистики X_k достигает максимума в год K.

Тест Фон-Неймана

Показатель согласованности $\hat{u}$ теста Фон-Неймана представляет собой отношение среднего квадрата суммы разности соседних элементов ряда наблюдений к его дисперсии (отношение Фон-Неймана):

$$\hat{u} = \frac{\frac{1}{n-1}\sum_{i=1}^{n-1}(x_i - x_{i+1})^2}{D_{\hat{x}}}. \quad (18)$$

Выборочное значение этого показателя имеет вид

$$u^* = \frac{\sum_{i=1}^{n-1}(x_{i+1} - x_i)^2}{\sum_{i=1}^{n-1}(x_i - \bar{x})^2}, \quad (19)$$

где $\bar{x} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i$.

При условии истинности нулевой гипотезы показатель согласованности теста Фон-Неймана асимптотически (при $n \to \infty$) распределен нормально с параметрами $M_{\hat{u}} = \frac{2n}{n-1}$ и $\sigma_{\hat{u}} = \sqrt{4n^2\frac{n-2}{(n+1)(n-1)^3}}$:

$$\hat{u} \sim N\left(\frac{2n}{n-1}, 4n^2\frac{n-2}{(n+1)(n-1)^3}\right). \quad (20)$$

Большие значения показателя согласованности $\hat{u}$ свидетельствуют об истинности альтернативной гипотезы, поэтому его критическая область правосторонняя, а *P*-значение вычисляется следующим образом:

$$P\text{-значение} = 1 - F_\sigma(z^*), \quad (21)$$

где $F_\sigma(z)$ – функция распределения стандартного нормального закона;

z^* – нормализованное выборочное значение u^* показателя согласованности $\hat{u}$,

$$z^* = \frac{u^* - M_{\hat{u}}}{\sigma_{\hat{u}}}.$$

Вычисления с использованием приведенных тестов проводились в интегрированной среде разработки программ R Studio [36] с использованием языка программирования *R* [37].

Тесты Александерссона, Буишанда, Петтитта, Фон-Неймана при статистической проверке гипотез реализованы в виде функций *snh.test(), br.tes(),bu.tes(),pettitt.test()* из пакета *trend*, содержащего непараметрические тесты определения трендов и точек их смены [38], а также функции *VonNeumannTest()* из пакета DescTools, содержащего инструменты для описательной статистики и разведочного анализа данных [39].

В табл. 2 приведены результаты указанных тестов для станции 26063 Санкт-Петербург для рядов наблюдения суточной максимальной температуры TX.

Таблица 2

P-значения для рядов наблюдений суточной максимальной температуры *TX*

Станция/период	*sh*	*br*	*bq*	*pt*	*VN*	*N*	Результат
Ковдор/1	0,48	0,81	0,4	0,58	0,2	87656	T
Ковдор/2	0,04	0,13	0,01	0,04	0,86	84743	F
Салехард/1	0,5	0,52	0,19	0,01	0,56	87656	T
Салехард/2	0,01	0,01	0,01	0,01	0,93	84742	F
Санкт-Петербург/1	0,07	0,27	0,05	0,08	0,93	87656	T
Санкт-Петербург/2	0,01	0,02	0,01	0,01	1,00	84743	F
Калининград/1	0,03	0,13	0,08	0,05	0,97	87656	T
Калининград/2	0,02	0,04	0,01	0,01	100	84743	F
Енисейск/1	0,05	0,16	0,01	0,07	0,7	87656	T
Енисейск/2	0,02	0,04	0,01	0,03	0,95	84741	F
Барнаул/1	0,05	0,09	0,05	0,03	0,95	87656	T
Барнаул/2	0,06	0,51	0,09	0,22	0,96	84741	T
Иркутск/1	0,01	0,05	0,06	0,08	1,00	87656	T
Иркутск/_2	0,01	0,67	0,32	0,14	0,99	84741	T
Домбаровская/1	0,48	0,91	0,75	1,00	0,54	87656	T
Домбаровская/2	0,05	0,4	0,01	0,15	0,94	84742	T
Армавир/1	0,13	0,70	0,27	1,00	0,70	87656	T
Армавир/2	0,01	0,08	0,01	0,01	1,00	84742	F
Черняево/1	0,06	0,11	0,01	0,04	0,64	87656	T
Черняево/2	0,01	0,47	0,06	0,12	0,19	84741	T

В табл. 2 использованы следующие обозначения:
sh – тест Александерссона;
br – тест Буишанда на основе статистики $\hat{u}_2$;
bq – тест Буишанда на основе статистики $\hat{u}_1$;
pt – тест Петтитта;
VN – тест Фон-Неймана;
N – длина ряда наблюдения.

Результат тестов кодируется символами *T* (от англ. «*true*» – истинный), что означает принятие нулевой гипотезы (об однородности ряда наблюдения по математическому ожиданию) и *F* (от англ. «*false*» – ложь), что означает принятие альтернативной гипотезы (о неоднородности ряда наблюдения по математическому ожиданию). Объем рядов наблюдений для всех пунктов превышал 84000, что позволяет считать полученные выводы статистически значимыми.

В первой строке каждой пары строк, посвященных определенной станции (табл. 2) приведены результаты тестов на однородность для ряда наблюдений суточной максимальной температуры воздуха в период с 1966 по 1995 г. (первый период), а во второй строке – за период с 1996 по 2024 г. (второй период). Например, строка с записью «Ковдор/1» содержит резуль-

таты тестов для станции 22204 Коврдор в Мурманской области, за первый период, а строка с записью «Ковдор/2» – за второй период.

Для большинства станций в таблице результат тестов показывает, что ряд наблюдений суточной максимальной температуры однороден в первом периоде и неоднороден во втором периоде. При этом перемещение станций, производящих наблюдение, в другое место не отмечалось. Так, станция 26063 Санкт-Петербург оба периода находилась в одном и том же месте, но, тем не менее, тесты показали, что ряд наблюдений на этой станции в первом периоде однороден, а во втором нет. Такие результаты тестов на однородность можно объяснить наличием положительного тренда в максимальной суточной температуре, являющегося следствием глобального потепления. При наличии положительного тренда в ряду наблюдений средние значения его двух частей, соответствующие различным периодам наблюдений, должны отличаться друг от друга.

В связи с тем, что данное исследование имеет целью найти эффекты, вызываемые глобальным потеплением, рассмотренные ряды наблюдений были использованы без удаления из их тренда.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ КЛИМАТИЧЕСКИХ ИНДЕКСОВ

Расчеты климатических индексов CDD, 5TX5TN, HWD на основе рассмотренных выше рядов наблюдений суточной максимальной температуры TX, суточной минимальной температуры TN, суточного количества осадков PR проводились с помощью программного обеспечения ClimPACT2 [28]. Результаты расчетов приведены в табл. 3.

Таблица 3

Динамика изменения климатических индексов CDD, 5TX5TN, HWD

Субъект Российской Федерации, на территории которого размещена ВПРЛС	Название станции	CDD, дней		5TX5TN		HWD, дней	
		$\sigma[\hat{I}]$	ΔI	$\sigma[\hat{I}]$	ΔI	$\sigma[\hat{I}]$	ΔI
Мурманская область	Ковдор	0,6	**-2,8**	0,1	0,1	0,4	**-1,0**
Республика Коми	Салехард	0,9	**-2,8**	0,02	0,0	0,9	**5,7**
Ленинградская область	Санкт-Петербург	0,6	0,3	0,1	**0,3**	0,6	-0,4
Калининградская область	Калининград	0,9	-0,6	0,01	0,0	0,5	**1,3**
Красноярский край	Енисейск	0,8	**1,3**	0,1	**0,1**	0,3	**2,0**
Алтайский край	Барнаул	1,0	**-1,6**	0,03	**0,0**	0,3	**1,0**
Иркутская область	Иркутск	1,3	**-7,3**	0,03	0,0	0,4	**1,1**
Оренбургская обл.	Домбаровская	1,2	**-1,8**	0,1	**0,2**	0,4	**1,4**
Краснодарский край	Армавир	0,9	**0,1**	0,05	0,1	0,6	**2,1**
Амурская область	Черняево	2,3	0,7	0,03	**0,1**	0,2	**-0,5**

В табл. 3 символом I обозначено множество анализируемых климатических индексов $I \in \{\mathrm{CDD}, \mathrm{5TX5TN}, \mathrm{HWD}\}$. Указанные климатические индексы рассчитывались для каждого календарного года с 1966 по 2024 г. Затем для первого и второго периодов (с 1966 по 1995 г. и с 1996 по 2024 г.) вычислялись средние значения климатических индексов I_1 и I_2, их приращение $\Delta I = I_2 - I_1$ и среднеквадратическое отклонение $\sigma[\hat{I}]$. Статистически значимым считалось приращение ΔI превышающее среднеквадратическое отклонение $\sigma[\hat{I}]$.

Результаты анализа табл. 3 показывают наличие положительных трендов в климатических индексах:

– CDD (максимальное годовое число последовательных сухих дней с осадками менее 1 мм) для Енисейска;

– 5TX5TN (число периодов, когда последовательно отмечалось не менее пяти суток с максимальной и минимальной температурами воздуха выше их 95% квантиля, рассчитанного для наиболее жаркой пятидневки) для Санкт-Петербурга, Енисейска, Домбаровской, Армавира, Черняево;

– HWD (продолжительность самой длинной волны тепла в году) для Салехарда, Калининграда, Енисейска, Барнаула, Иркутска, Орска, Армавира.

Таким образом, наибольший эффект от влияния волн тепла отмечается в Енисейске, для которого все три климатических индекса имеют положительный тренд, и в Армавире, для которого положительный тренд выявлен для климатических индексов 5TX5TN и HWD.

Для Енисейска угловой коэффициент линейного тренда CDD составил 0,014 на уровне значимости 0,78, для HWD – 0,061 на уровне значимости 0,07. Число периодов, когда последовательно отмечалось не менее пяти суток с максимальной и минимальной температурами воздуха выше их 95% квантиля, рассчитанного для наиболее жаркой пятидневки (5TX5TN), в первом периоде было равно нулю, а во втором периоде увеличилось до трех.

Для Армавира угловой коэффициент линейного тренда HWD составил 0,071 на уровне значимости 0,06, климатический индекс 5TX5TN в первом периоде был равен нулю, а во втором периоде – увеличился до двух.

Описанная динамика характеризует изменение климатических индексов в ретроспективе. Для того, чтобы понять их будущее поведение можно воспользоваться прогнозом будущего изменения климата, полученного с помощью системы моделей глобального и регионального климата, созданных в отделе динамической метеорологии ГГО имени А. И. Воейкова [40, 41]. При моделировании климата этими моделями региональная модель использует на боковых границах модельной области данные о температуре воздуха, ветре, влагосодержании атмосферы и давлении на подстилающей поверхности, полученные в результате расчетов по глобальной модели за каждый шестичасовой интервал.

В работе [25] на основе выходных данных системы моделей глобального и регионального климата ГГО имени А. И. Воейкова для сценария RCP 8.5 Межправительственной группы экспертов по изменению климата [42] были получены прогнозы указанных климатических индексов на период 2050–2059 гг., которые свидетельствуют, что в зоне наибольшего влияния волн тепла к середине 21 века окажется Армавир в Краснодарском крае.

ВЫВОД

Таким образом, на основании проведенного исследования динамики климатических показателей волн тепла и с учетом прогноза изменения климата на территории Российской Федерации можно сделать вывод, что наибольшему климатическому риску со стороны волн тепла и вызываемых ими экстремальных явлений будут подвержены ВПРЛС в Краснодарском крае. Для парирования возможного негативного воздействия волн тепла целесообразно принятие мер, направленных на обеспечение энергонезависимости этих ВПРЛС.

Список использованных источников

1. *Сучков С. В.* Воздушно-космическое пространство – под контролем // Красная звезда. – 16 февр. 2002. – URL : http://redstar.ru/vozdushno-kosmicheskoe-prostranstvo-pod-kontrolem/ (дата обращения: 02.02.2024).

2. За горизонт событий: создать новый противоракетный экран РФ планируется к 2030-му. Система предупреждения о нападении будет обновлена полностью // Известия. – 7 нояб. 2021. – URL : https://iz.ru/1246318/bogdan-stepovoi-anton-lavrov/za-gorizont-sobytii-sozdat-novyi-protivoraketnyi-ekran-rf-planiruetsia-k-2030-mu (дата обращения: 28.09.2025).

3. Технико-экономический показатель эффективности создания радиолокационных систем дальнего обнаружения / А. С. Логовский [и др.] // Вооружение и экономика. – 2020. – № 2(52). – С. 9–23.

4. *Белоцерковский Г. Б.* Основы радиолокации и радиолокационные устройства. – М. : Сов. радио, 1975. – 336 с.

5. *Гинзбург В. Л.* Распространение электромагнитных волн в плазме. – 2-е изд., перераб. – М. : Наука, 1967. – 683 с.

6. Грудинская Г. П. Распространение радиоволн. – М. : Высш. шк., 1975. – 280 с.

7. *Гостюхин В. Л.* Радиосистемы передачи информации. – СПб. : Лань, 2019. – 288 с.

8. *Татарский В. И.* Распространение волн в турбулентной атмосфере. – М. : Наука, 1967. – 548 с.

9. Рекомендация МСЭ-R P.676-12. Затухание в атмосферных газах и связанное с ним воздействие. – МСЭ, 2019. – 32 с. – URL : https://www.itu.int/rec/R-REC-P.676-12-201908-S/en (дата обращения: 09.07.2025).

10. Рекомендация МСЭ-R P.838-3. Модель погонного ослабления в дожде, используемая в методах прогнозирования. – МСЭ, 2005. – 9 с. – URL : https://www.itu.int/rec/R-REC-P.838-3-200503-I/en (дата обращения: 09.07.2025).

11. Рекомендация МСЭ-R P.834-8. Влияние тропосферной рефракции на распространение радиоволн. – МСЭ, 2005. – 9 с. – URL : https://www.itu.int/rec/R-REC-P.834-8-201609-S/en (дата обращения: 09.07.2025).

12. Рекомендация МСЭ-R P.531. Данные об ионосферном распространении радиоволн и методы прогнозирования, необходимые для проектирования спутниковых сетей и систем. – МСЭ, 2019. – 25 с. – URL : https://www.itu.int/rec/R-REC-P.531-14-201908-S/en (дата обращения: 09.07.2025).

13. *Сергеев Д. В., Рагимов Э. А., Шишов Ю. А.* Влияние климатических факторов на амплитудно-фазовое распределение поля на апертуре цифровой антенной решетки // Радиопромышленность. – 2021. – Т. 31, № 1. – С. 45–55.

14. Анализ напряженно-деформированного состояния конструкций крупноапертурных фазированных антенных решеток / Д. В. Сергеев [и др.] // Всероссийская научно-техническая конференции «РТИ Системы ВКО – 2015»: тр. конф. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. – С. 45–55.

15. Коррекция амплитудно-фазового распределения поля на раскрыве деформированной крупноапертурной стационарной фазированной антенной решетки / Ю. А. Шишов [и др.] // Радиопромышленность. – 2018. – Т. 28, № 3. – С. 55–63.

16. Пат. РФ на изобретение № RU 2644999. Способ управления амплитудно-фазовым распределением на раскрыве фазированной антенной решетки / Шишов Ю. А., Сергеев Д. В., Козлов Н. А., Шапдаев С. Е., Прокофьев А. В., Мещеряков С. Е. – № 2016131159; заявл. 01.02.2018; опубл. 15.02.2018, Бюл. № 5. – 12 с.

17. Волна тепла // Всемирная метеорологическая организация. – URL : https://wmo.int/topics/heatwave (дата обращения: 09.07.2025).

18. Influence of Anthropogenic Climate Change on Planetary Wave Resonance and Extreme Weather Events / M. Mann [et al.] // Nature Climate Chang. – 2018. – № 8. – P. 469–477. – URL : https://doi.org/10.1038/srep45242e (дата обращения: 09.07.2025).

19. Increased projected changes in quasi-resonant amplification and persistent summer weather extremes in the latest multimodel climate projections / S.O. Guimarães [et al.] // Scientific Reports.

– 2024. – № 4. – P. 21991. – URL : https://https://doi.org/10.1038/s41598-024-72787-0 (дата обращения: 09.07.2025).

20. Климатический центр Росгидромета. Climatic Change: Подведение итогов работы МГЭИК: анализ из Шестого оценочного доклада МГЭИК. – URL : http://cc.voeikovmgo.ru/ru/novosti/novosti-partnerov/3651-climatic-change-podvedenie-itogov-raboty-mgeik-analiz-iz-shestogo-otsenochnogo-doklada-mgeik (дата обращения: 28.09.2025).

21. Доклад об особенностях климата на территории Российской Федерации за 2019 год. – М. : Росгидромет, 2020. – 97 с.

22. IPCC. Special Report «Global Warming of 1.5 °C». – URL : https://www.ipcc.ch/sr15/ (дата обращения: 09.07.2025).

23. *Макоско А. А.* Климатические риски и экономический комплекс России в XXI веке // Проектирование будущего. Проблемы цифровой реальности : тр. 4-й Междунар. конф. – М. : ИПМ им. М. В. Келдыша, 2021. – С. 64–72.

24. Методическое руководство по оценке и управлению погодно-климатическими рисками и разработке адаптационных мер с экономическим обоснованием их применения в хозяйственной и социальной сферах / Н. В. Кобышева [и др.] // Труды ГГО им. А. И. Воейкова. – 2020. – Вып. 598. – С. 5–137.

25. *Тюсов Г. А.* Климатические аспекты функционирования традиционных источников энергии в регионах России в условиях меняющегося климата : дис. … канд. геогр. наук. – СПб, 2019. – 168 с.

26. Доклад о научно-методических основах для разработки стратегий адаптации к изменениям климата в Российской Федерации (в области компетенции Росгидромета). – Саратов : Амирит, 2020. – 120 с.

27. The World Meteorological Organization Commission for Climatology Expert Team on Sector-Specific Climate Indices. – URL : https://climpact-sci.org/ assets/etsci/etsci-what-en.pdf (дата обращения: 09.07.2025).

28. *Alexander L. and Herold N.* ClimPACT2. Indices and software // A document prepared on behalf of The Commission for Climatology (CCl) Expert Team on Sector-Specific Climate Indices (ET-SCI). – URL : https://epic.awi.de/id/eprint/49274/1/ClimPACTv2_manual.pdf. (дата обращения: 09.07.2025).

29. *Веселов В. М., Прибыльская И. Р., Мирзеабасов О. А.* Специализированные массивы для климатических исследований // ВНИИГМИ-МЦД. – URL : http://aisori-m.meteo.ru/waisori/index0.xhtml (дата обращения: 09.07.2025).

30. Методические рекомендации по расчету специализированных климатических характеристик для обслуживания различных отраслей экономики. Строительство. Транспорт. – СПб. : ГГО им. А. И. Воейкова, 2017. – 161 с.

31. Long-term (105 years) variability in rain erosivity as derived from 10-min rainfall depth data for Ukkel (Brussels, Belgium): Implications for assessing soil erosion rates / G. Verstraeten [et al.] // Journal of Geophysical Research: Atmospheres. – 2006. – Vol. 111, Is. D22. – URL : https://doi.org/10.1029/2006JD007169 (дата обращения: 09.07.2025).

32. *Alexandersson H.* A homogeneity test applied to precipitation data // Journal of Climatology. – 1986. – Vol. 6. – P. 661–675.

33. *Buishand T. A.* Some Methods for Testing the Homogeneity of Rainfall Records // Journal of Hydrology. – 1982. – Vol. 58. – P. 11–27.

34. *Pettitt A.N.* A non-parametric approach to the change-point problem // Journal of Applied Statistics. – 1979. – Vol. 28. – P. 126– 135.

35. *Von Neumann J.* Distribution of the ratio of the mean square successive difference to the variance // Annals of Mathematical Statistics. – 1941. – Vol. 12. – P. 367– 395.

36. RStudio: Integrated development environment for R (Ver. 1.1.453). – Boston, MA, 2023. – URL : http://www.rstudio.org/ (дата обращения: 09.07.2025).

37. R Core Team. R: A language and environment for statistical computing. R Foundation for Statistical Computing. – Vienna, Austria, 2018. – URL : https://www.R-project.org/ (дата обращения: 09.07.2025).

38. Trend packages. Non-Parametric Trend Tests and Change-Point Detection. – URL : https://www.rdocumentation.org/packages/trend/versions/1.1.6 (дата обращения: 09.07.2025).

39. DescTools packages. Tools for Descriptive Statistics and Exploratory Data Analysis. – URL : https://www.rdocumentation.org/packages/DescTools/versions/0.99.60 (дата обращения: 09.07.2025).

40. *Школьник И. М., Мелешко В. П., Павлова Т. В.* Региональная гидродинамическая модель для исследования климата на территории России // Метеорология и гидрология. – 2000. – № 4. – С. 32–49.

41. Современное состояние глобальной модели общей циркуляции атмосферы ГГО (Вер. MGO-2) / Б. Е. Шнееров [и др.] // Труды ГГО имени А. И. Воейкова. – 2001. – Вып. 550. – С. 3–43.

42. The representative concentration pathways: an overview / Van Vuuren D.P. [et al.] // Climate Change. – 2011. – Vol. 109. – P. 5–31. – URL : https://doi.org/10.1007/s10584-011-0148-z (дата обращения: 09.07.2025).

С. С. Андрушкевич,
кандидат военных наук, доцент;
А. С. Петренко

ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИМИЗИРОВАННОГО QFT-ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ КРИПТОАНАЛИЗА

В работе рассматривается методологическая интеграция аппроксимированного квантового преобразования Фурье (AQFT) в алгоритм Шора с целью уменьшения его аппаратных требований при криптоанализе RSA-схем (подход, при необходимости, переносится и на ECDLP-подобные схемы). Показано, что отсечение управляемых вращений с фазой ниже 2^{-p} переводит сложность блока QFT с $O(n^2)$ до $O(n \log n)$ по числу T-вентилей, что критично для отказоустойчивых реализаций. Предлагается аналитический критерий выбора оптимального порога p, связывающий точность разложения с ресурсами коррекции ошибок. Получены асимптотические выражения для T-счет, CNOT-счет и глубины схемы, демонстрирующие до трехкратного снижения требуемых физических ресурсов по сравнению с классическим QFT. Найденное улучшение также приводит к понижению порога «квантовой безопасности» традиционных криптосистем (по классификации NIST SP 800-57 Part 1 Rev.5), тем самым уточняя горизонты их практической компрометации на будущих, но еще шумных, квантовых процессорах.

Ключевые слова: аппроксимированное квантовое преобразование Фурье (AQFT), алгоритм Шора, криптоанализ, RSA-факторизация, эллиптические кривые (ECDLP), T-счет, магические состояния, отказоустойчивые квантовые вычисления, оптимизация ресурсов, квантовая угроза.

ВВЕДЕНИЕ

Квантовые алгоритмы создают критическую угрозу стойкости классических криптосистем. Полиномиальная по времени факторизация по Шору выводит RSA, ECDSA и подобные алгоритмы из зоны безопасных криптопримитивов. «Узким местом» алгоритма остается квантовое преобразование Фурье (QFT), требующее квадратичного числа управляемых вращений и, следовательно, значительного объема логических и физических ресурсов.

Аппроксимированное QFT (AQFT) исключает вращения с малыми углами, что сокращает число таких элементов с $n(n-1)/2$ до порядка $n \log n$ и снижает вычислительную сложность минимум до $O(n \log n)$ T-вентилей [1–3]. Метрика T-счет служит своеобразным ценником отказоустойчивых квантовых вычислений, так как именно T-вентиль доминирует в общей стоимости схемы [4].

Таким образом, ключевая идея оптимизации алгоритма Шора состоит в том, чтобы подобрать такой уровень аппроксимации p, при котором сокращение T-счет не выводит суммарную погрешность за предел допустимого для факторизации заданного модуля N.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Обозначим:

$n = [2 \log_2 N]$ – число кубитов счетчика в алгоритме Шора;

$\varepsilon \in (0, 1)$ – допустимая суммарная вероятность ошибки квантовой части;

$T_{\mathrm{AQFT}(n,p)}$ – число T-вентилей в AQFT с порогом p;

$\Delta(n, p)$ – алмазная норма ошибки AQFT относительно точного QFT.

Алмазная норма – это стандартная в теории квантовых каналов мера расстояния между двумя преобразованиями, она рассчитывается как максимум по всем входным состояниям различия выходных матриц плотности.

Требуется найти такой минимальный $p*$, решающий задачу

$$\mathrm{Min}_{p\in N}\ T_{\mathrm{AQFT}}(n,p) \text{ при условии } \Delta(n,p)\ \le\ \varepsilon. \quad (1)$$

Выбор ε мотивирован оценкой точности, приведенной А. Ю. Китаевым [5]. Там показано, что если погрешность блока Фурье по алмазной норме не превосходит $O(1/N^2)$, то вероятность получить ошибочный период после классической постобработки незначительна. Поэтому в дальнейшем ограничиваем $\Delta(n,p) \le \varepsilon \lesssim 1/N^2$, что гарантирует корректное восстановление делителей модуля N.

Иными словами, необходимо построить такую схемную реализацию AQFT, чтобы она, во-первых, удовлетворяла целевому ограничению точности, а во-вторых, минимизировала T-счет, а следовательно, и суммарный физический ресурс алгоритма Шора.

AQFT КАК ЧАСТЬ АЛГОРИТМА ШОРА

Пусть N – целое число, подлежащее факторизации. Квантовая часть алгоритма использует два регистра:

- счетчик из $n = [2\log_2 N]$ кубитов, подготовленный в состояние $\frac{1}{\sqrt{2^n}}\sum_{x=0}^{2^n-1} |\, x\rangle$;
- рабочий регистр для модульного возведения $a^x mod\ N$.

После применения унитарного оператора $U_a : |\, x\rangle\, |\, 0\rangle \mapsto |\, x\rangle\, |\, a^x mod\ N\rangle$ выполняется квантовое преобразование Фурье над счетчиком, далее – измерение и классический этап нахождения периода.

Стандартная схема n-кубитного QFT реализуется последовательностью одного вентиля Адамара и $n(n-1)/2$ управляемых вращений $\mathrm{R_k} = diag(1, e^{2\pi i/2^k})$. Следовательно, число таких вращений, а значит и требуемых T-вентилей, растет квадратично:

$$T_{full}(n) = 4\cdot\frac{n(n-1)}{2} = \Theta(n^2)\ \text{ T-вентилей.} \quad (2)$$

Идея же AQFT состоит в отсечении вращений, чей угол фазы меньше порога 2^{-p} [6]. После отсечения всех фаз $< 2^{-\mathrm{p}}$ у каждого из первых $n-p$ счетных кубитов остается ровно p управляемых вращений. У последних p кубитов число оставшихся вращений постепенно убывает, так для $(n-p)$-го по счету – $p-1$, для $(n-p+1)$-го по счету – $p-2$ и т. д., пока у самого младшего не остается всего один. Общее количество таких вращений суммируется как $np - \frac{p(p-1)}{2}$. Таким образом, общее количество становится

$$T_{\mathrm{AQFT}}(n,p) \approx 2np. \quad (3)$$

При выборе $p \approx \log_2 n$ имеем $T_{AQFT}(n,p) = \Theta(n\log n)$, что подтверждает снижение сложности как минимум до $O(n\log n)$ T-вентилей по сравнению с полным QFT.

Погрешность, измеряемая алмазной нормой, верхне оценивается как

$$\Delta(n,p)\ \le\ \frac{\pi n}{2^{p-1}}, \quad (4)$$

т. е. убывает экспоненциально от порога p. Таким образом выбор p позволяет напрямую обменивать точность на ресурс T-вентилей.

Современные квантовые процессоры относятся к классу NISQ (*Noisy Intermediate-Scale Quantum*) и уже зачастую оперируют сотнями и тысячами физических кубитов, но остаются шумными и пока не обеспечивают полноценную коррекцию ошибок. Главным «дорогостоящим» элементом в таких устройствах является T-вентиль (π / 8-вращение). Этот оператор не

принадлежит группе широко используемых вентилей Клиффорда и реализуется не напрямую, а через процедуру так называемой магической инъекции – сначала подготавливают специальное однокубитное состояние $|T\rangle$ (магическое состояние), затем, используя несколько вентилей Клиффорда, вводят его в вычисление. Поскольку сырое $|T\rangle$ слишком шумное, его очищают каскадом дистилляций, в ходе которых кластеры подготовителей образуют так называемые фабрики магических состояний. Их площадь и энергопотребление растут практически линейно с числом логических Т-вентилей, поэтому метрика Т-счет служит главным индикатором реальной стоимости алгоритма.

В NISQ-режиме работы основные источники деградации следующие:

1) деполяризационный шум – каждый элементарный вентиль с небольшой вероятностью p_{dep} заменяется на полностью смешивающий канал, что эквивалентно потере изначальных амплитуд;

2) утечки – часть кубитов покидает вычислительное подпространство из-за аппаратных неполадок и требует активного возврата или выбраковки;

3) ошибки магических инъекций – реализации Т-вентиля, основанные на магических состояниях, примерно в три раза менее надежны, чем вентили Клиффорда и потому вносят наибольший вклад в суммарную погрешность.

Поскольку расходы на коррекцию ошибок почти целиком диктуются количеством Т-вентилей, Т-счет становится ключевой целью оптимизации. Далее будет найден оптимальный порог аппроксимации p^*, минимизирующий $T_{\mathrm{AQFT}}(n,p)$ при условии, что погрешность $\Delta(n,p) \le \varepsilon$ не превышает допустимое значение ε, и оценено, какую экономию ресурсов это дает для факторизации больших RSA-модулей и других криптографических задач.

МЕТОДОЛОГИЯ ОПТИМИЗАЦИИ AQFT

Классическое полное QFT требует $T_{full}(n) = 4\frac{n(n-1)}{2} = \Theta(n^2)$ Т-вентилей. После отсечения управляемых вращений с фазой $< 2^{-p}$ их число сокращается до $T_{\mathrm{AQFT}}(n,p) = 2np$, а алмазная норма погрешности ограничена $\Delta(n,p) \le \pi n/2^{p-1}$. Оптимальный порог p^* определяется решением задачи

$$p^*(n,\varepsilon) = \arg\min_p T_{\mathrm{AQFT}}(n,p) \;\; s.t. \;\; \Delta(n,p) \le \varepsilon. \tag{5}$$

Замена точной зависимости $\Delta(n,p)$ верхней оценкой дает $p^* \approx 1 + \log_2(n/\varepsilon)$. При криптоанализе RSA-модуля длиной $[\log_2 N]$ бит с помощью алгоритма Шора обычно достаточно $\varepsilon \sim 1/N^2$, а следовательно $p^* \approx 1 + \log_2(\frac{\pi n}{\varepsilon})$, т. е. $p^* = O(n)$. Подставляя его в T_{AQFT}, получаем теоретическую сложность $O(n \log n)$.

В отказоустойчивых схемах один Т-вентиль примерно в три раза менее надежен, чем вентиль Клиффорда, поэтому ключевая цель – их замена или «слияние». Используются два типа тождеств (рис. 1,*а* и *б*):

1) T→CZ, в результате которого пара управляемых R_k заменяется одним вентилем CZ (Controlled-Z, двухкубитная операция, инвертирующая фазу $|11\rangle$) с дополнительным фазовым сдвигом, что позволяет устранить четыре Т-вентиля [7];

2) Т-слияние, в результате которого последовательные однотипные фазовые вращения объединяются в один вентиль, экономя два Т-вентиля на каждый случай.

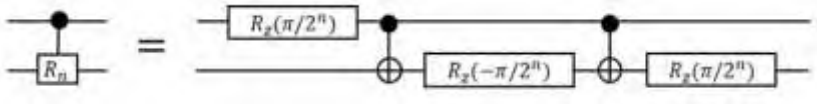
Формально суммарное сокращение аппроксимируется:

$$T_{opt}(n,p) \approx 2np. \tag{6}$$

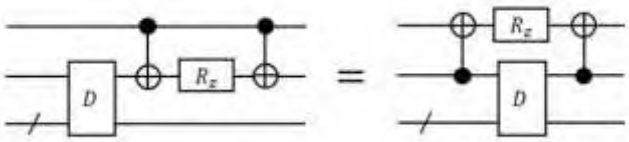
Подставив оптимальный порог $p^* \approx 1 + \log_2(\pi n/\varepsilon)$ в (6) и учтя, что шаблонные преобразования устраняют ≈33% оставшихся Т-вентилей, получаем

$$T_{opt}(n,p) \approx 0{,}67 \cdot 2\,n\,[1 + \log_2(\pi n/\varepsilon)], \tag{7}$$

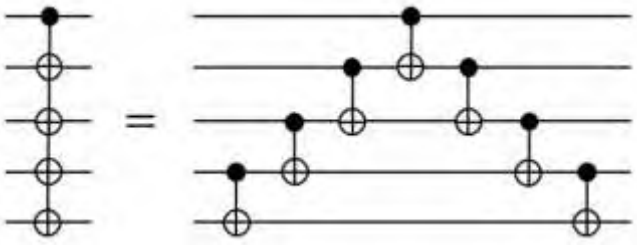
что асимптотически остается $O(n \log n)$, однако константа перед логарифмом снижается до 0,67 от базового уровня.



а)



б)



в)

Рис. 1. Тождества, используемые в преобразовании AQFT-opt

Большинство актуальных квантовых процессоров ограничены линейной связностью. Поэтому, чтобы обойти дорогостоящие SWAP, каждая пара не соседних кубитов «перетягивается» вдоль линии с помощью правила

$$SWAP(q_i, q_j) = CNOT_{ij}\,CNOT_{ji}\,CNOT_{ij}, \tag{8}$$

однако это увеличивает глубину схемы.

В работе [8] показано, что замена SWAP-цепочек на прямые CNOT-секции после переупорядочивания кубитов уменьшает CNOT-счет не менее чем на 16%, а итоговая линейная схема AQFT требует $O(n^2)$ вместо $O(n^2\ log\ n)$ CNOT-операций.

Комбинируя порог p^*, Т-редукцию и топологическую адаптацию (рис. 2), получаем:

1) Т-счет, выражающийся как $T_{opt}(n,p) = \Theta(n \log n)$ с коэффициентом $\approx 0{,}67$ от стандартного AQFT (рис. 2);

2) CNOT-счет $O(n^2)$ (линейная топология) вместо $O(n^2 \log n)$;

3) глубину схемы $\Theta(n \log n)$ без SWAP, т. е. вдвое короче относительно базового AQFT.

Такой блок AQFT-opt непосредственно встраивается в алгоритм Шора без изменения классических этапов и гарантирует вычислительную погрешность $\leq \varepsilon$ при существенно меньших отказоустойчивых ресурсах. Более детальная аналитическая оценка будет приведена далее.

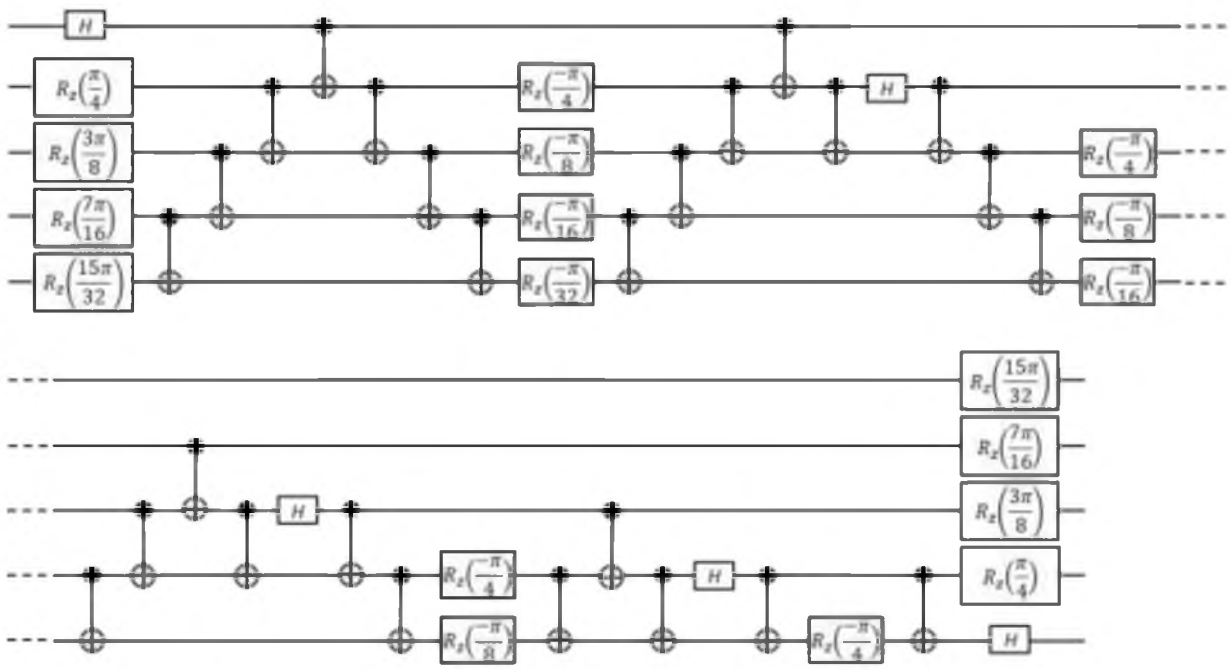


Рис. 2. Пример оптимизированного AQFT при $n = 5$ *после объединения подсхем*

АНАЛИТИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА РЕСУРСОВ

Сравниваем три реализации блока Фурье в алгоритме Шора (табл. 1), полагая при этом четыре Т-вентиля на одно управляемое вращение [см. формулу (2)].

Оптимальный порог отсечки выбирают, исходя из того, что для надежного извлечения периода в алгоритме Шора достаточно ограничить погрешность AQFT величиной порядка $1 / n^2$ [2,5]. Из условия

$$\Delta(n,p) \leq \pi\, n/2^{p-1} \leq 1/n^2$$

следует неравенство $p \geq 1 + 3\log_2 n$. Берем ближайшее большее целое $\approx [2\log_2 n]$, поскольку разница в единицу на практике не влияет на Т-счет. Именно эта оценка $p^* \approx [2\log_2 n]$ и будет использоваться далее.

Таблица 1

Сравнение предлагаемого подхода по сложности с ближайшими аналогами

Обозначение	Схема	Количество управляемых вращений R_k	Приблизительное число Т-вентилей	Сложность по CNOT
QFT	Полное преобразование	$n(n-1)/2$	$\approx 2n(n-1)$	$\approx n(n-1)/2$
AQFT	Отбрасываем вращения с фазой $< 2^{-p}$	$n\,p$	$\approx 2np$	$\approx n\,p$
AQFT-opt	AQFT + шаблонные преобразования	$n\,p$	$\approx 0.67\,T_{\text{AQFT}}$ (двойное сжатие)	CNOT уменьшается $\geq$ 16 % от AQFT (табл. 2)

Таблица 2

Результаты апробации разработанного гибридного подхода и его сравнение с наиболее эффективным подходом к аналогичным модификациям

Количество логических кубитов в построенной схеме AQFT	Разработанные схемы AQFT с помощью гибридного подхода			Наиболее вычислительно-простые из "классических" схем AQFT			Приблизительный выигрыш в вычислительной сложности по Т-счёту
	Необходимое для выполнения схемы количество физических кубитов	Количество вентилей CNOT	Т-счёт	Необходимое для выполнения схемы количество кубитов	Количество вентилей CNOT	Т-счёт	
8	27	338	254	25	390	303	16,2%
16	55	1496	968	51	1798	1162	16,8%
32	79	3826	2218	67	4654	2698	17,8%
64	113	8418	4686	99	10366	5770	18,8%
128	179	17564	9604	163	21790	11914	19,2%
256	317	35824	19410	291	44638	24202	19,8%
512	577	71186	38438	547	90334	48778	21,2%
1024	1093	142110	76582	1059	181726	97930	21,8%
2048	2115	284336	153064	2083	364510	196234	22%
4096	4167	566746	304846	4131	730078	392842	22,4%

Гибридная оптимизация AQFT-opt уменьшает Т-счет на 2-3 порядка (табл. 2), при этом погрешность схемы остается в пределах заданного ε, благодаря аналитически выбранному порогу p^*. Сопутствующее сокращение числа CNOT и логической глубины достигает фактора $1{,}5-2$ в линейной топологии «ближайший сосед», устраняя необходимость в длинных SWAP-цепочках. Поскольку формулы для $T_{\mathrm{opt}}(n)$ и $\mathrm{C}_{\mathrm{opt}}(n)$ линейно масштабируются с размером счетчика, эффект сохраняется и для 4096-битных и более длинных модулей, что говорит о возможности существенно сократить расход вычислительных ресурсов и при больших длинах ключей.

ВЛИЯНИЕ НА КРИПТОАНАЛИЗ

Блок AQFT-opt в составе алгоритма Шора, сводя Т-счет преобразования Фурье с $\Theta(n^2)$ до $\Theta(n \log n)$, снижает эквивалентную криптографическую стойкость, выражаемую в битах, вычислительной сложности классической схемы. В криптографии стойкость часто выражают как $s_{bits} = \log_2 C$, где C – стоимость самой дешевой атаки. Если оптимизация ускоряет атаку в r раз, то эквивалентная стойкость соответственно падает на $\log_2 r$ бит.

Классическим примером для взлома RSA-2048 является расчет Гидни и Экера (2021) [9]. Он предполагает около 20 млн физических кубитов и восемь часов работы, при этом почти все пространство занимают фабрики магических состояний для QFT. Подстановка AQFT-opt уменьшает Т-счет Фурье приблизительно в 255 раз. Поскольку площадь фабрик масштабируется почти линейно с числом Т-вентилей, объем дистилляторов и, следовательно, потребность в физических кубитах сокращаются вплоть до масштаба 10^5 физических кубитов. Сжатие времени менее результативно (примерно $\sqrt{r}$), но даже оно переводит расчетный запуск с восьми часов к диапазону десятков минут, что существенно приближает будущую практическую угрозу.

Для RSA-1024 ситуация еще показательнее. Популярная инженерная оценка IBM утверждала, что ~4 000 логических кубитов достаточно, чтобы факторизовать 1024-битный модуль при классическом полном QFT [10]. Полученные результаты, опираясь на ту же логику

магических фабрик, показывают, что замена на AQFT-opt сокращает долю логических кубитов, занятых дистилляцией, как минимум втрое, что делает атаку потенциально выполнимой на платформе масштаба 1000–1200 логических кубитов. Следовательно, задача криптоанализа оказывается выполнимой уже не в ближайшее десятилетие, а в ближайшие несколько лет.

Эффект переносится и на эллиптические кривые, так, для кривой P-256, чей счетчик насчитывает ~ 512 кубитов, оптимизация убавляет T-счет примерно в сто раз. Если раньше оценка квантовой стойкости P-256 равнялась ~ 128 классическим битам, то с учетом AQFT-opt она снижается приблизительно на 6–7 бит, что немного меньше, чем для RSA, но все еще ощутимо для систем с долгим жизненным циклом ключей [11].

В совокупности результаты показывают, что найденный оптимальный порог p^* и связанная с ним схема AQFT-opt существенно сжимают горизонт так называемого «Q-day» (момент практического взлома 1024-битных ключей). Для RSA-2048 эквивалентная стойкость сдвигается примерно с 112 до 104 бит, а для RSA-1024 – к порогу, уже досягаемому в ближайшие несколько лет при заявленных дорожных картах крупных производителей квантовых компьютеров.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования был найден аналитический минимум числа T-вентилей аппроксимированного преобразования Фурье при ограничении на суммарную погрешность. На основе неравенства $\Delta(n,p) \leq \pi n/2^{p-1}$ показано, что оптимальный порог выбирается как $p^* \approx 1 + \log_2(\pi n/\varepsilon)$, причем на практике используют ближайшее целое, не меньшее этой величины. А подстановка этого значения в полученную формулу $T_{opt}(n,\varepsilon) \approx 0.67 \cdot 2np^*$ доказывает, что T_{opt} не превосходит T-счет любой допустимой схемы и дает $T_{opt}(n,\varepsilon) = \Theta(n[\log n + \log(1/\varepsilon)])$. При практическом $\varepsilon \approx 1/n^2$ это упрощается до классического $\Theta(n \log n)$, а при более жестком $\varepsilon \approx 2^{-n}$ до $\Theta(n^2)$.

Применение гибридного оптимизированного блока AQFT-opt к факторизации реальных модулей способно существенно сократить эксплуатационные ресурсы алгоритма Шора. Для RSA-2048 T-счет блока Фурье уменьшается с 33,6 млн до $\approx 1{,}3 \times 10^5$, т. е. почти в 255 раз, а глубина схемы падает на порядок. Аналогичная экономия наблюдается для RSA-1024 и кривых P-256. В результате объем фабрик магических состояний, а вместе с ним и потребность в физических кубитах, снижается с десятков миллионов до сотен тысяч, что заметно приблизило бы практическую компрометацию при сохранении темпов развития квантового оборудования.

Оценки были выполнены в деполяризационной модели ошибок, где каждый элементарный вентиль с небольшой вероятностью p заменяется на полностью смешивающий канал, причем ошибки отдельных вентилей считаются статистически независимыми. Эта модель широко используется как эталонный сценарий при ресурсных оценках [12]. Коррелированные или $1/f$-шумы могут уменьшить выигрыш, однако их анализ находится за рамками данной статьи. В целом же линейное масштабирование полученных формул по n гарантирует, что подход остается актуальным для любых практически значимых длин ключа.

В дальнейших исследованиях было бы целесообразно адаптировать критерий p^* к конкретным кодам коррекции ошибок и явным порогам отказоустойчивости, а также интегрировать разработанные схемы T-редукции в компиляторы Qiskit Transpiler и t|ket⟩. Кроме того, аналогичные методы ресурсного сжатия могут быть полезны в квантовых атаках на решеточные конструкции, где блоки типа QFT появляются в скрытом виде. Полученные результаты усиливают призыв NIST к немедленному переходу на постквантовые криптопримитивы [13], поскольку даже умеренные аппаратные улучшения, подкрепленные алгоритмической

оптимизацией AQFT, заметно сокращают время, остающееся у классических схем до практической компрометации.

Список использованных источников

1. *Петренко А. С.* О применении в криптологии квантового преобразования Фурье // Защита информации. INSIDE. – 2024. – № 2. – С. 58–64.

2. *Shor P. W.* Algorithms for quantum computation: discrete logarithms and factoring // Proceedings of the 35th Annual Symposium on Foundations of Computer Science (FOCS-94). – Los Alamitos : IEEE Computer Society, 1994. – P. 124–134.

3. *Coppersmith D.* An approximate Fourier transform useful in quantum factoring. – Yorktown Heights (NY) : IBM T. J. Watson Research Center, 1994. – 16 p.

4. *Nielsen M. A., Chuang I. L.* Quantum Computation and Quantum Information. – 10th anniv. ed. – Cambridge : Cambridge University Press, 2010. – 762 p.

5. *Kitaev A. Y.* Quantum measurements and the Abelian stabilizer. – URL: https://arxiv.org/abs/quant-ph/9511026 (дата обращения: 04.07.2025).

6. *Griffiths R. B., Niu C.-S.* Semiclassical Fourier transform for quantum computation // Physical Review Letters. – 1996. – Vol. 76, № 17. – P. 3228–3231. – DOI : 10.1103/PhysRevLett.76.3228.

7. *Amy M., Mosca M.* T-count optimization and Reed–Muller codes // IEEE Transactions on Information Theory. – 2019. – Vol. 65, № 8. – P. 4771–4784. – DOI : 10.1109/TIT.2019.2906374.

8. *Häner T., Roetteler M., Svore K. M.* Optimizing quantum circuits for arithmetic. – URL : https://arxiv.org/abs/1805.12445 (дата обращения: 04.07.2025).

9. *Gidney C., Ekerå M.* How to factor 2048-bit RSA integers in 8 hours using 20 million noisy qubits // Quantum. – 2021. – Vol. 5. – Art. 433. – DOI : 10.22331/q-2021-04-15-433.

10. IBM Quantum. Quantum development roadmap 2024–2033 // IBM Research. – 2024. – URL : https://research.ibm.com/quantum-computing/roadmap (дата обращения: 04.07.2025).

11. *Ekerå M., Håstad J.* Quantum algorithms for computing short discrete logarithms and factoring RSA integers // Post-Quantum Cryptography – PQCrypto 2017. – Cham : Springer, 2017. – P. 347–363. – DOI : 10.1007/978-3-319-59879-6_20.

12. Surface codes: towards practical large-scale quantum computation / A. G. Fowler [et al.] // Physical Review A. – 2012. – Vol. 86, № 3. – Art. 032324. – DOI : 10.1103/PhysRevA.86.032324.

13. Status report on the third round of the NIST Post-Quantum Cryptography Standardization Process / G. Alagic [et al.]. – Gaithersburg, MD : National Institute of Standards and Technology, 2022. – 100 p. – DOI : 10.6028/NIST.IR.8413.

В. С. Богданов[1],
кандидат технических наук;
А. А. Лазарев[2],
кандидат технических наук;
Д. Ю. Паршунин[3]
[1]Восьмое управление ГШ ВС, г. Москва.
[2]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[3]Институт инженерной физики, г. Серпухов.

АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФОРМИРУЕМОЙ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ, ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ И ЛИКВИДАЦИИ ПОСЛЕДСТВИЙ КОМПЬЮТЕРНЫХ АТАК И ВЫБОРА ЕЕ РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА

Авторами статьи проведено исследование проблемы повышения эффективности функционирования формируемой структуры системы обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак (СОПКА) и предложен алгоритм выбора оптимального варианта из множества альтернатив в условиях ограничения ресурсов критической информационной инфраструктуры.

Ключевые слова: сегменты сети передачи данных; критерии оценки эффективности формирования структуры СОПКА, множества вариантов структуры СОПКА; построение структуры СОПКА с использованием машинного обучения.

Система обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак (далее – СОПКА) представляет собой единый централизованный, территориально распределенный комплекс, включающий силы и средства обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак, который интегрируется в единую мультисервисную сеть (далее – ЕМСС) Минобороны России.

При развертывании СОПКА в условиях мирного времени состав средств формируется заблаговременно. Он определяется исходя из состава сегментов сети передачи данных, функций и задач органа военного управления, в интересах которого он создается.

В условиях быстро меняющейся обстановки, всестороннего воздействия противника и повышенной динамики ведения современных войн возникает необходимость не только оперативной подготовки пунктов управления, в части, касающейся оперативного развертывания средств сетевого взаимодействия и средств СОПКА, но и обеспечения защиты информационных ресурсов. Это достигается путем оценки и выбора структуры СОПКА, удовлетворяющей предъявляемым требованиям, которые задаются в соответствии с критериями эффективности и ограничениями.

Методика формирования структуры СОПКА является обоснованной совокупностью методов (способов, процедур) и алгоритмов формирования структуры СОПКА; принципов, показателей и критериев оценки эффективности принимаемых решений, а также указаний по порядку их применения [1].

Для определения показателей и критериев оценки эффективности формирования структуры СОПКА необходимо определить следующие основополагающие требования [2, 3]:

1. Формируемая структура СОПКА не должна отрицательно воздействовать на функционирование системы управления и ее устойчивость.

2. В ходе формирования структуры СОПКА должна учитываться информация, описывающая статистические наблюдения за функционированием аналогичных объектов и систем защиты ранее.

3. Перечень мер обеспечения безопасности объекта защиты соответствующей категории должен быть исчерпывающим.

4. Предложения по обоснованию структуры СОПКА должны учитывать взаимосвязь между уязвимостями, мерами обеспечения безопасности и средствами СОПКА. В частности, средства СОПКА обеспечиваются различным количеством мер, которые, в свою очередь, определяют степень перекрытия уязвимости.

5. Эффективность использования средств должна стремиться к максимуму. Учитывая то, что различные средства могут одновременно «перекрывать» одну и ту же меру, необходимо предусмотреть минимизацию числа таких пересечений.

6. При определении структуры СОПКА должно быть учтено время ее развертывания. В ходе подготовки и ведения военных действий данное ограничение должно быть выражено в виде соответствующего неравенства, в котром будет экспертно отражено значение времени развертывания пунктов и средств управления, превышение которого недопустимо в указанных условиях.

7. Количество средств СОПКА должно стремиться к минимуму. Данное ограничение возникает вследствие необходимости минимизации затрат, связанных с силами, которые требуются для осуществления управления и контроля над средствами СОПКА. Требование определяется как технической компонентой системы, так и производительностью персонала.

Исходя из указанных требований, рассмотрим показатели и критерии оценки эффективности формирования структуры СОПКА [4].

Устойчивость системы управления U характеризуется временем развертывания пунктов и средств управления в условиях всестороннего воздействия противника и внезапных изменений обстановки. Ограничения определяются директивно при подготовке и ведении операций.

Защищенность объекта защиты характеризуется совокупностью показателей [5]

$$Q = \{Z, T_{\text{восст}}\}, \tag{1}$$

где $T_{\text{восст}}$ – время восстановления объекта защиты после КА (восстановление данных из резервных копий $T_{\text{восст. дан}}$ и операционной системы $T_{\text{восст. ос}}$),

$$T_{\text{восст}} = T_{\text{восст. дан}} + T_{\text{восст. ос}}; \tag{2}$$

Z – коэффициент защищенности объекта защиты,

$$Z = 1 - (L \times F), \tag{3}$$

где L – локальный коэффициент уязвимости,

$$L = \sum_{i=1}^{n} \frac{X_i}{P_i}, \tag{4}$$

где P_i – количество открытых портов на i-м элементе объекта защиты;

X_i – количество портов i-х элементов объекта защиты, на которых были найдены уязвимости;

F – коэффициент уязвимости вычислительной сети,

$$F = \sum_{i=1}^{n} \frac{A_i}{E_0 + M_0}, \tag{5}$$

где A_i – количество реализованных сценариев КА на i-м элементе объекта защиты;

E_0 – количество основных сценариев моделирования КА;

M_0 – количество дополнительных сценариев моделирования КА.

Интеграция структуры СОПКА подразумевает снижение производительности объекта защиты, в связи с этим необходимо задать совокупность

$$K_{\text{тр}} = \{K_{\text{т}}, K_{\text{п}}\}, \quad (6)$$

где $K_{\text{тр}}$ – показатель снижения производительности объекта защиты:
$K_{\text{т}}$ показатель снижения производительности технической компоненты;
$K_{\text{п}}$ – показатель снижения производительности персонала.

При этом снижение производительности технической компоненты оценивается как

$$K_{\text{т}} = \{K_{\text{пс}}, K_{\text{пар}}, K_{\text{рес}}, K_{\text{откл}}, K_{\text{ош}}\}. \quad (7)$$

Здесь $K_{\text{пс}}$ – коэффициент снижения пропускной способности (количества операций, выполняемых системой за определенный период времени),

$$K_{\text{пс}} = \frac{k_{\text{пс}} - k'_{\text{пс}}}{k_{\text{пс}}}, \quad (8)$$

где $k_{\text{пс}}$ – количество операций, осуществляемых объектом защиты, до интеграции варианта структуры СОПКА;
$k'_{\text{пс}}$ – количество операций, осуществляемых объектом, после интеграции варианта структуры СОПКА;

$K_{\text{пар}}$ – коэффициент уменьшения операций, выполняемых системой одновременно,

$$K_{\text{пар}} = \frac{k_{\text{пар}} - k'_{\text{пар}}}{k_{\text{пар}}}, \quad (9)$$

где $k_{\text{пар}}$ – количество операций, выполняемых объектом защиты, до интеграции варианта структуры СОПКА;
$k'_{\text{пар}}$ – количество операций, выполняемых объектом защиты после интеграции, варианта структуры СОПКА;

$K_{\text{рес}}$ – коэффициент увеличения запаса ресурса, необходимого для обеспечения роста нагрузки,

$$K_{\text{рес}} = \frac{k_{\text{рес}} - k'_{\text{рес}}}{k_{\text{рес}}}, \quad (10)$$

где $k_{\text{рес}}$ – ресурсы, доступные для обеспечения функционирования объекта защиты до интеграции варианта структуры СОПКА;
$k'_{\text{рес}}$ – ресурсы, доступные для обеспечения функционирования объекта защиты после интеграции варианта структуры СОПКА;

$K_{\text{откл}}$ – коэффициент увеличения времени выполнения одной операции,

$$K_{\text{откл}} = \frac{t'_{\text{откл}} - t_{\text{откл}}}{t'_{\text{откл}}}, \quad (11)$$

где $t'_{\text{откл}}$ – время выполнения одной операции после интеграции варианта структуры СОПКА;
$t_{\text{откл}}$ – время выполнения одной операции до интеграции варианта структуры СОПКА.

$K_{\text{ош}}$ – коэффициент увеличения частоты генерации исключений типа «отказ в обслуживании»,

$$K_{\text{ош}} = \frac{k'_{\text{ош}} - k_{\text{ош}}}{k'_{\text{ош}}}, \quad (12)$$

где $k'_{\text{ош}}$ – количество случаев генерации объектом защиты исключений типа «отказ в обслуживании» после интеграции варианта структуры СОПКА;

$k_{\text{ош}}$ – количество случаев генерации объектом защиты исключений типа «отказ в обслуживании» до интеграции варианта структуры СОПКА.

Исходные данные для расчета коэффициентов определяются при проведении тестирования интегрированного варианта структуры СОПКА с использованием штатных средств оценки производительности.

Определим коэффициент снижения производительности персонала:

$$K_{\text{п}} = \frac{t'_{\text{п}} - t_{\text{п}}}{t'_{\text{п}}}, \tag{13}$$

где $t'_{\text{п}}$ – время выполнения операции персоналом объекта защиты после интеграции варианта структуры СОПКА;

$t_{\text{п}}$ – время выполнения операции персоналом объекта защиты до интеграции варианта структуры СОПКА.

Исходные данные определяются экспертным путем в ходе проведения тестирования варианта структуры СОПКА.

Для сравнения вариантов структур СОПКА по одному обобщенному показателю производится их свертка с помощью весовых коэффициентов значимости.

Ресурсопотребление варианта структуры СОПКА (R) определяется соотношением

$$R = \{R_{\text{выч}}, R_{\text{люд}}\}, \tag{14}$$

где $R_{\text{выч}}$ – вычислительные ресурсы (объем памяти, задействование процессоров и т. п.);

$R_{\text{люд}}$ – требуемое количество персонала.

Рассмотрим стоимость варианта структуры СОПКА (C).

Алгоритм выбора оптимальной структуры СОПКА будет выглядеть, как показано на рис. 1. К данному алгоритму предъявляются следующие требования:

– требования по устойчивости системы управления $U_{\text{тр}}$;

– требования совокупности показателей эффективности $Q_{\text{тр}}$;

– требования по ограничению совокупности показателей снижения производительности объекта защиты $K_{\text{тр}}$;

– требования по ограничению показателей затрачиваемых ресурсов R, необходимых для функционирования варианта структуры СОПКА;

– требования по ограничению стоимости C варианта структуры СОПКА.

Далее осуществляется последовательное уточнение множества вариантов структуры СОПКА (рис. 2). Затем – исключение из него вариантов, не удовлетворяющих совокупностям показателей эффективности Q и показателей снижения производительности K:

$$S^* = \{S_k | (Q(S_k) \geq Q_{\text{тр}}), (K(S_k) \leq K_{\text{тр}})\}. \tag{15}$$

Потом реализуется выбор из S^* варианта структуры, удовлетворяющего условиям: $C(S_k) \to \min$, $R(S_k) \to \min$.

Оценка результатов эксплуатации варианта структуры СОПКА на предмет соответствия совокупности показателей эффективности $(Q_{\text{тр}})$ и снижения производительности $(K_{\text{тр}})$ требованиям по устойчивости $(U_{\text{тр}})$ системы управления позволит сформировать множество вариантов структуры СОПКА, при эксплуатации которых не обеспечивалась устойчивость си-

стемы управления (апостериорные данные) и не выполнялись требования по защищенности объекта защиты $D = \{S_k(T_{эксп})\}$.

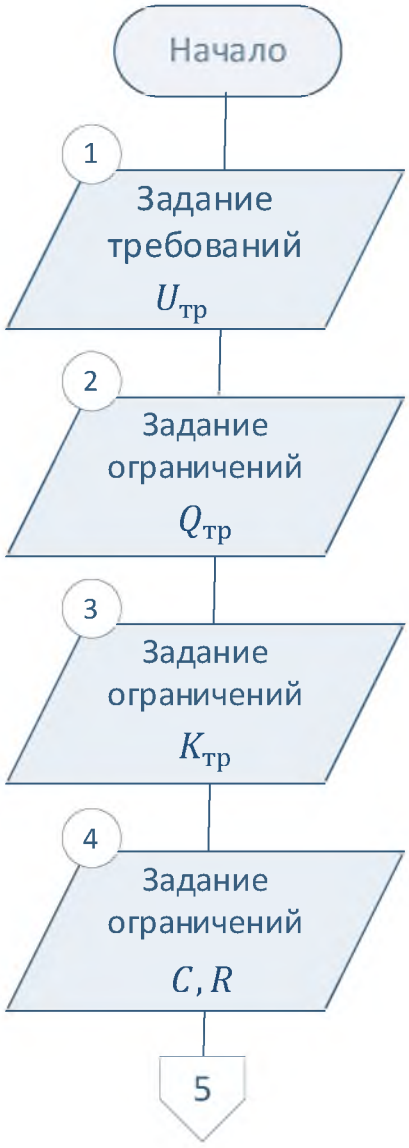


Рис. 1. Блок-схема алгоритма задания требований и ограничений

В дальнейшем, указанные множества (S_k, D) можно использовать при формировании структуры СОПКА с использованием методов машинного обучения. Предпочтительнее использовать многослойный персептрон с учителем, хорошо зарекомендовавшим себя на практике, методом обратного распространения ошибки [6, 7].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для реализации обучения искусственной нейронной сети (ИНС) используется множество состояний объекта защиты, а также соответствующие ему варианты структуры СОПКА, отвечающие всем предъявляемым требованиям и ограничениям.

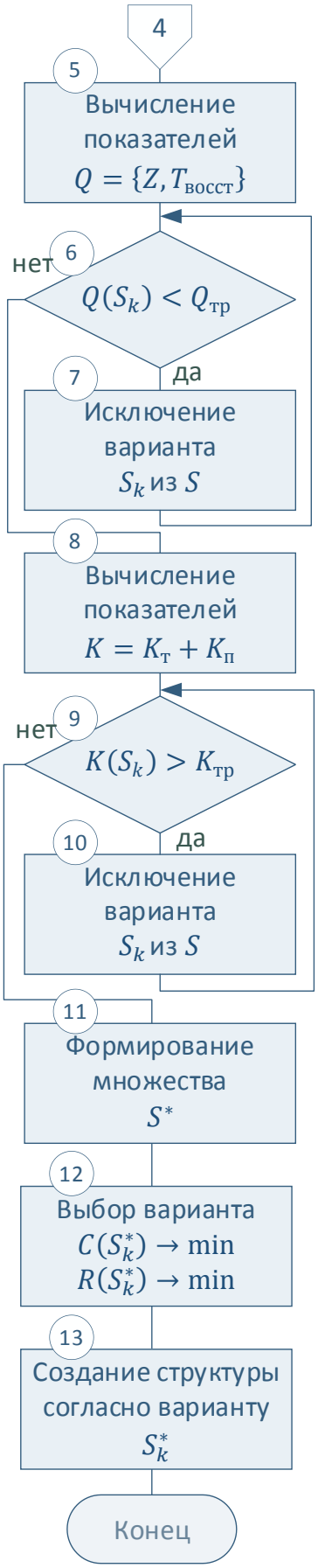


Рис. 2. Блок-схема алгоритма уточнения множества вариантов структуры СОПКА

Обученная ИНС позволит при подаче на ее вход набора параметров вновь формируемого объекта защиты, требований по устойчивости системы управления, требований по эффективности, допустимому значению снижения производительности, а также ограничений по стоимости и требуемым ресурсам получать на выходе оптимальные варианты структур СОПКА, отвечающие всем предъявляемым требованиям и ограничениям.

Список использованных источников

1. *Ловцов Д. А.* Информационная теория эргасистем. Тезаурус. – М. : ВА РВСН, 1998. – 132 с.

2. *Климов С. М.* Методы и модели противодействия компьютерным атакам. – Люберцы : Каталист, 2008. – 316 с.

3. Информационное противоборство в войнах и вооруженных конфликтах / В. С. Киреев [и др.]. – СПб. : ВАС, 2005. – 120 с.

4. *Коцыняк М. А., Кулешов И. А., Лаута О. С.* Устойчивость информационно-телекоммуникационных сетей. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2013. – 93 с.

5. Пат. RU № 642374, G06F 21/57 Российской Федерации. Способ построения системы защиты от компьютерных атак для автоматизированных систем управления / Дроботун Е. В.; заявитель и правообладатель Дроботун Е. В. – № 2017113170; заявл. 17.04.2017; опубл. 24.01.2018, Бюл. № 3. – 16 с.

6. *Бухаров Е. О., Кузнецов Ю. А., Евтушенко С. А.* Разработка предложений по интеллектуализации методов поддержки принятия решений ситуационных центров мониторинга противодействия компьютерным атакам с использованием методов машинного обучения // Сборник статей конференции «Информационная безопасность». – Анапа : ФГАУ «ВИТ «ЭРА», 2019. – С. 85–94.

7. *Бухаров Е. О.* Способ формирования исходных данных для обучения искусственной нейронной сети с целью синтеза структуры систем защиты от компьютерных атак для разных условий // XXIII конференция Краснодарского высшего военного училища слушателей и курсантов. – Краснодар : КВВУ, 2020. – С. 250.

Е. О. Бухаров[1],
кандидат технических наук;
А. А. Лазарев[2],
кандидат технических наук;
Д. Ю. Паршунин[3]
1 Восьмое управление ГШ ВС, г. Москва.
[2]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[3]Институт инженерной физики, г. Серпухов.

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ОБНАРУЖЕНИЯ, ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ И ЛИКВИДАЦИИ КОМПЬЮТЕРНЫХ АТАК НА КОМПЛЕКСЫ СРЕДСТВ АВТОМАТИЗАЦИИ ПУНКТОВ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППИРОВКОЙ ВОЙСК (СИЛ) В РАЙОНЕ ВОЕННЫХ ДЕЙСТВИЙ

В статье предложена методика построения структуры пунктов управления группировкой войск (сил) в районе военных действий, имеющих в своем составе комплексы средств автоматизации и подверженных компьютерным атакам со стороны противника. Построение системы управления в данной методике позволяет достичь повышения устойчивости, защищенности, скрытности и ее эффективности в момент ведения боевых действий.

Ключевые слова: система защиты средств сетевого взаимодействия, разветвленная структура территориально удаленных пунктов управления, критическая информационная инфраструктура, оценка эффективности формируемой структуры СОПКА.

Основной целью управления войсками (силами) является эффективное использование потенциальных возможностей войск (сил) при выполнении поставленных им задач при ведении операций (боевых действий) в установленные сроки.

Подсистема управления системы управления группировки войск (сил) (далее – СУ ГВС) путем организации сетевого взаимодействия [1, 2] решает целый ряд задач управления войсками (силами). К таким задачам относятся следующие:

– комплексная автоматизация процессов управления планированием, подготовкой, ведением и обеспечением операции;

– системная интеграция процессов разведки, управления, поражения, радиоэлектронной борьбы, обеспечения, опознавания и навигации на основе единого информационного пространства поля боя;

– сбор, хранение и обработка информации о противнике, о своих войсках и об условиях ведения операции;

– представление информации должностным лицам органов военного управления в виде интегрированных графических визуальных моделей;

– прогнозирование развития обстановки;

– выполнение комплекса оперативно-тактических расчетов;

– подготовка вариантов возможных решений;

– оформление принятых решений;

– доведение до подчиненных приказов, команд и сигналов боевого управления и др.

Основной системой защиты средств сетевого взаимодействия, автоматизации и системы управления войсками (силами) от компьютерных атак является система обнаружения, предупреждения и ликвидации компьютерных атак (далее – СОПКА) [3, 4].

При развертывании в условиях мирного времени состав средств СОПКА формируется заблаговременно. Он определяется исходя из состава сегментов сети передачи данных (далее –

СПД), функций и задач органа военного управления, в интересах которого создается, в пунктах постоянной дислокации.

В период непосредственной угрозы агрессии, а также с началом военных действий формируется новая структура СУ ГВС (рис.1). В пунктах постоянной дислокации в оперативном звене управления на основе структуры бригадного уровня формируются группировки войск (сил) с разветвленной и территориально разнесенной структурой (на военное время) и группировки войск (сил) на театре военных действий, которые в период непосредственной угрозы агрессии еще используют стационарные защищенные командные пункты, а в военное время могут полностью перейти на полевую составляющую командный пункт (КП), защищенный командный пункт (ЗКП), воздушный пункт управления (ВПУ).

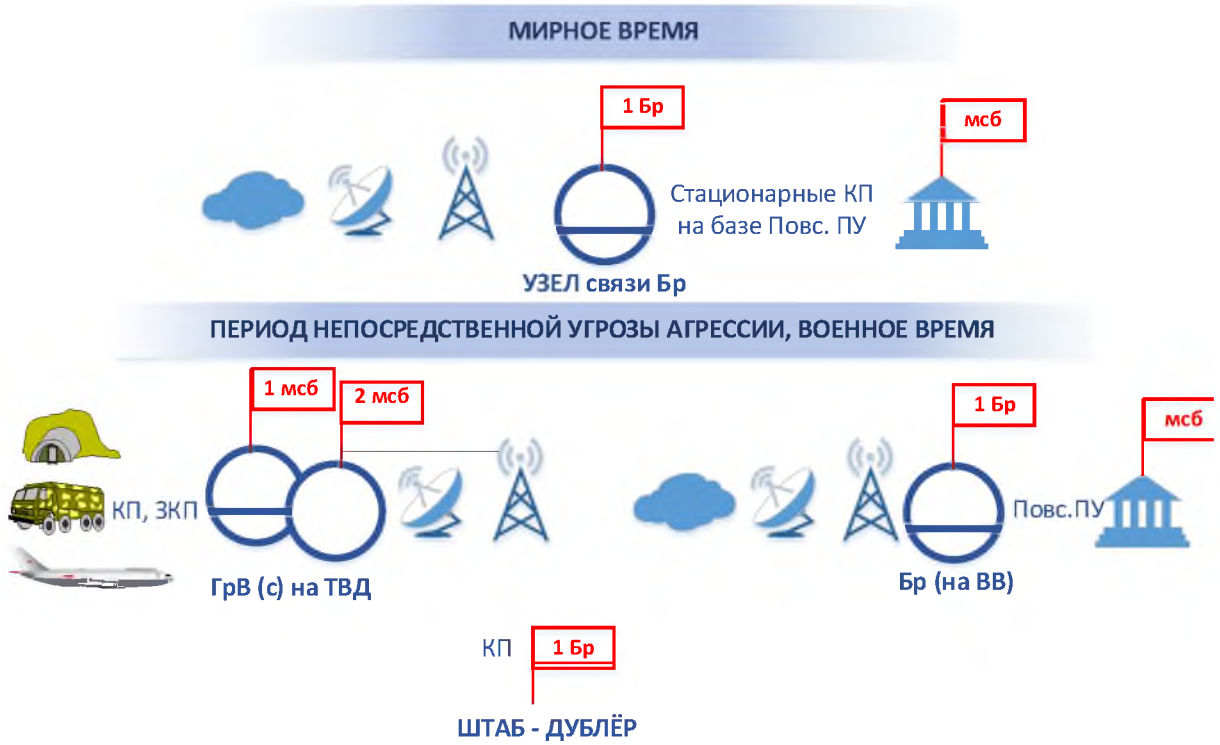


Рис. 1. Вариант формирования новой структуры управления (где ПУ – пункт управления, ГрВ – группировка войск, ТВД – театр военных действий, Бр – бригада, ВВ – военное время)

Кроме того, для решения отдельных задач могут создаваться группировки войск (сил) на операционном направлении, по направлениям действий (на направлении главного удара, направлении сосредоточения основных усилий и т. п.).

В сложившихся условиях обстановки очевидно, что противоборствующая сторона будет пытаться дезорганизовать функционирование системы управления войсками (силами), воздействуя всеми доступными способами на наиболее оснащенный пункт управления, в том числе путем совершения на него компьютерных атак.

При развертывании (наращивании) системы управления войсками (силами), в том числе, необходимо наращивать емкость стационарной опорной (транспортной) сети связи, вместе с тем развертываются полевые узлы и линии связи. Все дооборудованные пункты управления должны имитировать маскирующий обмен и ложные пункты управления известными способами, например, как это показано в работе [10].

В условиях быстро меняющейся обстановки любой из пунктов управления может стать основным (с перемещением старшего начальника), что влияет на непрерывность функциони-

рования системы управления. Таким образом, возникает необходимость его дооснащения и дооборудования как в СПД, так и, соответственно, в части касающейся СОПКА.

Кроме того, при переходе на полевую составляющую, в условиях ограничения по времени, возникает угроза перемещения оперативного состава на необорудованные пункты управления. В случае же выхода из строя КП и ЗКП один из ПУ подчиненных объединений принимает на себя управление группировкой войск (сил), архитектура СПД и СОПКА которого не обеспечат управление группировкой войск (сил).

В настоящее время непосредственный состав средств СОПКА на объекте определяется экспертно в зависимости от уровня его подчиненности, сложности, вида базирования, технологий и принципов построения. Соответственно, качество структуры, а также реализации возложенных на сформированную СОПКА функций напрямую зависит от опыта и уровня знаний экспертов ее формировавших, иными словами, возникает угроза проявления человеческого фактора.

Кроме того, применяемые методы формирования СОПКА не учитывают необходимость оперативного решения задач, в них отсутствует контроль за обеспечением устойчивости системы управления. Под устойчивостью системы управления понимается способность системы управления сохранять необходимый уровень своей работоспособности и поддерживать намеченный режим функционирования в условиях всестороннего воздействия противника и внезапных изменений обстановки [5]. Достигается устойчивость системы управления созданием и своевременным развертыванием пунктов и средств управления (в рамках поставленной задачи – средств сетевого взаимодействия и средств СОПКА), поддержанием их в высокой степени боевой готовности.

Формирование структуры СОПКА заключается в ее комплексном оснащении техническими средствами, которые, в том числе, включают следующие средства:

- доверенного резервного канала управления (межсетевые экраны, криптомаршрутизаторы);
- системы сбора, хранения и корреляции событий информационной безопасности;
- обнаружения и предотвращения вторжений;
- ложных сетевых информационных объектов;
- системы управления информационной безопасностью;
- организации маскирующего и информационного обмена;
- управления инцидентами информационной безопасности;
- анализа защищенности;
- обработки и контроля трафика и др.

Цель публикации настоящей статьи состоит в том, чтобы представить структуры методики обоснования системы обнаружения, предупреждения и ликвидации компьютерных атак на комплексы средств автоматизации пунктов управления группировкой войск (сил) в районе военных действий, которая обеспечит устойчивость системы управления в условиях развертывания группировок войск (сил), а также выполнение требований по обеспечению защищенности критической информационной инфраструктуры.

При проектировании любой системы необходимо обеспечить ее результативность, причем целевой результат является определяющим. В условиях поставленной задачи целевым результатом является определение такой структуры СОПКА, которая обеспечила бы устойчивость системы управления в условиях всестороннего воздействия противника и внезапных изменений обстановки при выполнении требований по ее защищенности. Причем необходимо учитывать, что условия динамического состояния объектов защиты предполагают возможные изменения их состава, структуры и состояния [6].

Математическая постановка задачи будет выглядеть в виде теоретико-множественного представления.

Дано:

$B = \{B_i\},\ i = \overline{1,n}$ – множество состояний многопараметрического объекта защиты;

$S = \{S_k\},\ k = \overline{1,p}$ – множество вариантов структуры СОПКА.

Обеспечение формирования структуры СОПКА достигается реализацией отображения:

$$B \times S \to S^* = \{S^*_{(i)}\}, \quad (1)$$

где S^* – множество вариантов структуры СОПКА, соответствующих предъявляемым требованиям.

Настоящая задача может быть представлена следующим образом: в условиях динамического состояния объектов защиты, всестороннего воздействия противника и внезапных изменений обстановки, необходимо оперативно сформировать такую структуру СОПКА, которая обеспечит устойчивость системы управления при выполнении требований по защищенности объектов защиты.

В связи с тем, что требуемое время формирования структуры СОПКА нормативно не определено, предлагается применять оптимизационную концепцию рационального поведения системы с критерием эффективности наибольшего результата (наименьшего времени формирования структуры СОПКА)

$$W(u^*) = \max_{u \in U} W(u). \quad (2)$$

Множество допустимых значений формируется в условиях определения ограничений.

Математическая формализация подхода к обеспечению устойчивости системы управления при выполнении требований по защищенности объектов защиты производится следующим образом.

Приведем множество параметров, характеризующих технологические операции системы управления:

$W = \{w_1, w_2, \dots, w_n\}$ – множество состояний системы управления, отражающих штатные режимы функционирования;

$W_p = \{w_{p1}, w_{p2}, \dots, w_{pn}\}$ – множество работоспособных состояний системы управления, характеризующих работоспособность системы управления в случае отклонения от штатных режимов функционирования;

P_i – вероятность правильной идентификации состояния системы управления при реализации -й технологической операции управления в различные периоды времени;

T_{y_i} – период времени выполнения -й технологической операции управления;

$Y = \{y_1, y_2, \dots, y_m\}$ – множество уязвимостей программно-аппаратного обеспечения системы управления.

Приведем множество параметров, характеризующих компьютерные атаки:

$A = \{a_1, a_2, \dots, a_k\}$ – множество вариантов реализации компьютерных атак;

$Q = \{q_1, q_2, \dots, q_j\}$ – множество сценариев компьютерных атак;

$G = \{g_1, g_2, \dots, g_l\}$ – множество типов компьютерных атак.

При этом множество реализаций различных сценариев и типов компьютерных атак представляет декартово произведение: $A = Q \times G$.

Приведем множество параметров противодействия компьютерных атак:

$M_{\text{пд}}$ – реализуемые методы противодействия компьютерных атак;

$H_{\text{пд}}$ – средства противодействия компьютерных атак;

Z – управляющие воздействия, регулирующие параметры функционирования системы управления в условиях воздействия, позволяющего выработать и обеспечить своевременное восстановление функционирования системы управления.

Обеспечение устойчивости системы управления в условиях динамического состояния объектов защиты, всестороннего воздействия противника и внезапных изменений обстановки в произвольный момент времени представляется в виде реализации отображения:

$$R_{\text{пд}}: WxA \rightarrow W_p. \quad (3)$$

Обобщенный показатель эффективности противодействия компьютерным атакам, характеризующий устойчивость системы управления в условиях воздействия компьютерных атак, представляется в виде функционала, значение которого необходимо максимизировать,

$$\Phi_{\text{пд}} = \max F\left[(W, P, T, Y), (A, Q, G), \left(M_{\text{пд}}, H_{\text{пд}}, Z\right)\right]. \quad (4)$$

Необходимо установить следующие допущения и ограничения в постановке задачи [7, 8]:

1. Формируемая структура СОПКА не должна деструктивно влиять на устойчивость системы управления объектов защиты.

2. В ходе формирования структуры СОПКА должна учитываться апостериорная информация, описывающая статистические проведенные ранее наблюдения за функционированием аналогичных объектов и систем защиты.

3. Перечень мер обеспечения безопасности объектов защиты соответствующей категории должен быть исчерпывающим.

4. Предложения по обоснованию структуры СОПКА должны учитывать взаимосвязь между уязвимостями, мерами обеспечения безопасности и средствами СОПКА. В частности, средства СОПКА обеспечиваются различным количеством мер, которые, в свою очередь, определяют степень перекрытия уязвимости.

5. Эффективность использования средств СОПКА должна стремиться к максимуму. Учитывая то, что различные средства могут одновременно «перекрывать» одну и ту же меру, необходимо предусмотреть минимизацию числа таких пересечений.

6. При определении структуры СОПКА должно быть учтено время ее развертывания. В ходе подготовки и ведения военных действий данное ограничение должно быть выражено в виде соответствующего неравенства, где будет экспертно отражено значение времени развертывания пунктов и средств управления, превышение которого недопустимо в указанных условиях.

Учитывая вышесказанное, разрабатываемая методика обоснования должна включать в себя ряд этапов. На *первом этапе* осуществляется анализ архитектуры системы управления. На данном этапе собирается информация о сегментах и элементах системы, об их размещении и взаимодействии; о сетевом оборудовании, реализованных сервисах и службах, параметрах их состояний; определяются уязвимости сети. Анализ архитектуры предлагается осуществлять с применением интеллектуальных мультиагентных систем (МАС). Применение на данном этапе формирования структуры СОПКА интеллектуальных МАС позволит децентрализовать управление процессом и распределить за счет этого ресурсозатраты между подсетями (объектами) системы и уменьшить время выполняемого процесса.

На *втором этапе* определяются требования к СОПКА и к используемым средствам, формируются альтернативные варианты структур СОПКА. В зависимости от категории и угроз безопасности информации в системе должны быть реализованы организационные и технические меры, полный перечень которых указан в работе [9].

Применительно к средствам СОПКА требования должны включать:

- идентификацию и аутентификацию;
- управление доступом;
- аудит безопасности;
- антивирусную защиту;
- предотвращение вторжений (компьютерных атак);
- обеспечение целостности;

– обеспечение доступности;
– защиту системы и ее компонентов;
– управление конфигурацией;
– реагирование на инциденты информационной безопасности;
– обеспечение действий в нештатных ситуациях.

Как было сказано ранее, необходимо учитывать, что различные средства могут одновременно «перекрывать» одну и ту же меру, т. е. необходимо предусмотреть минимизацию числа таких пересечений.

На *третьем этапе* задаются критерии оценки и показатели эффективности формируемой структуры СОПКА, рассчитываются требования по ним. В качестве основных показателей определены:

1. Показатель устойчивости системы управления, характеризуемый временем развертывания пунктов и средств управления в условиях всестороннего воздействия противника и внезапных изменений обстановки.

2. Показатель защищенности объектов защиты, характеризуемый степенью защищенности ИР и заключающийся в способности не допускать их случайного (целенаправленного) искажения или разрушения, раскрытия или модификации.

Кроме того, при оценке эффективности формируемой структуры СОПКА (рис. 2) необходимо учитывать снижение производительности объекта защиты при интеграции варианта СОПКА, которое оценивается по показателям снижения производительности технической компоненты объекта защиты, а также снижение производительности персонала. Для обеспечения возможности сравнения вариантов структур СОПКА по одному обобщенному показателю производится свертка полученных показателей снижения уровня производительности с помощью весовых коэффициентов значимости при соответствующих коэффициентах снижения производительности, которые определяются группой экспертов исходя из структуры объекта защиты и решаемых им задач.

При недостаточности вычислительных мощностей, при оценке эффективности используется ограничение на ресурсопотребление варианта структуры СОПКА, в который, при необходимости, можно включить и людские ресурсы (требуемое количество обслуживающего персонала, необходимого для эксплуатации варианта структуры СОПКА).

На *четвертом этапе* осуществляется оценка эффективности сформированной структуры СОПКА и ее соответствие установленным критериям и ограничениям.

Если сформированная структура не удовлетворяет требованиям и критериям эффективности защиты, осуществляется уточнение ограничений, критериев эффективности (третий этап). В случае соответствия – сформированная структура может интегрироваться в структуру системы управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Предложенная методика позволяет повысить устойчивость за счет резервирования, скрытность – за счет внедрения ложных пунктов управления и маскирующего обмена и надежность подсистемы управления – за счет дооснащения и дублирования узлов управления. Однако в дальнейших исследованиях необходимо провести оценивание всех критериев функционирования подсистемы управления СУ ГВС.

2. Повышение эффективности подсистемы управления способно препятствовать дезорганизации управления войсками (силами).

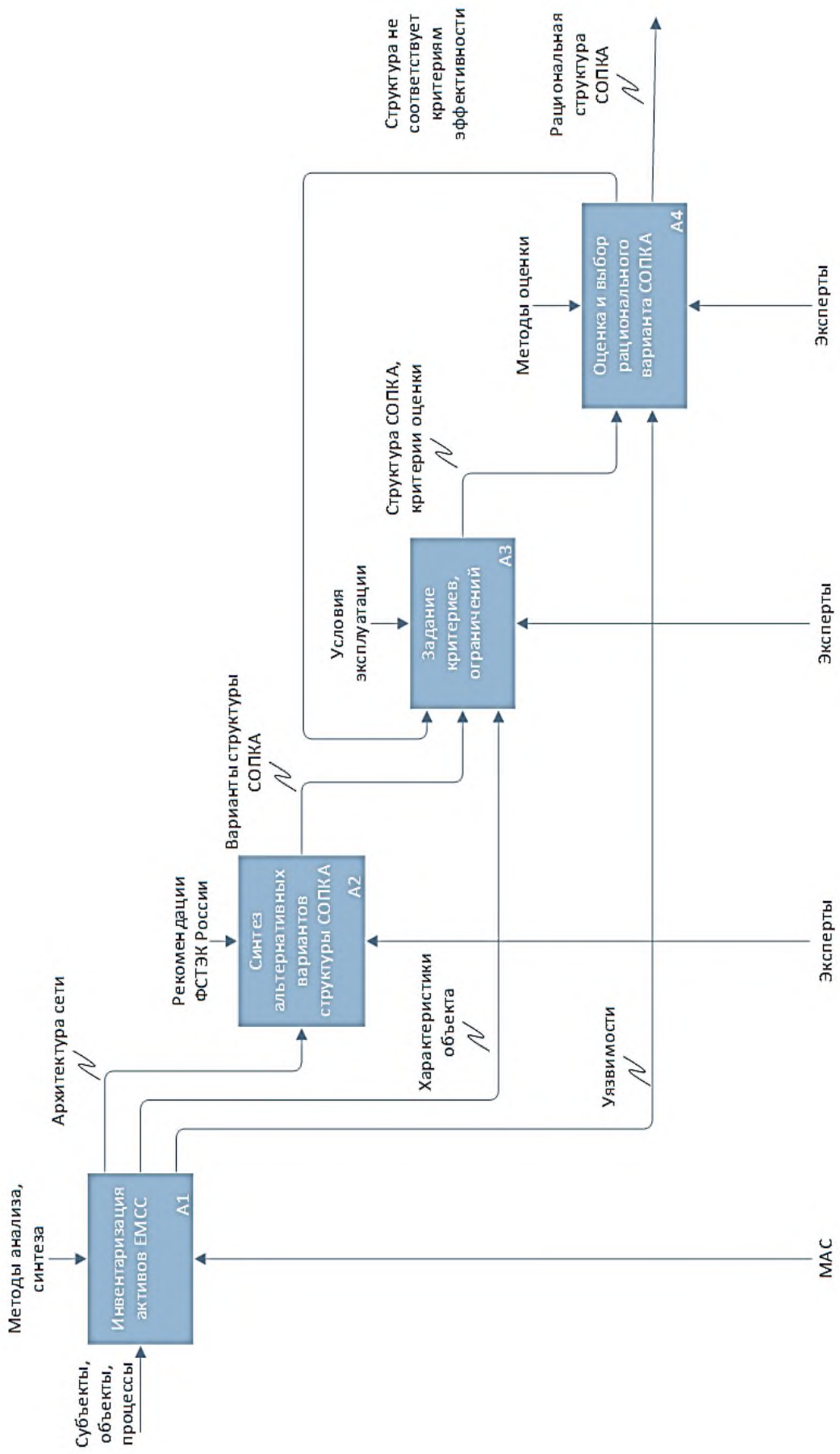


Рис. 2. Схема процесса формирования рациональной структуры СОПКА

3. Управление войсками (силами) с разветвленной СУ ГВС и с применением ложных пунктов управления и маскирующего обмена между узлами позволяет навязать противоборствующей стороне ложную картину, вынуждая тратить большие ресурсы на достижение своих целей.

Список использованных источников

1. Информационное противоборство в войнах и вооруженных конфликтах / В. С. Киреев [и др.]. – СПб. : ВАС, 2005. – 120 с.

2. *Климов С. М.* Методы и модели противодействия компьютерным атакам. – Люберцы : Каталист, 2008. – 316 с.

3. Концепция государственной системы обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак на информационные ресурсы Российской Федерации [утв. Президентом РФ 12 декабря 2014 года № К1274]. – URL: http://www.scrf.gov.ru/security/information/document131/ (дата обращения: 16.09.2025).

4. О создании государственной системы обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак на информационные ресурсы Российской Федерации : Указ Президента Российской Федерации от 15 января 2013 г. № 31 с. – URL: https://base.garant.ru/70299068/ (дата обращения: 16.09.2025).

5. *Коцыняк М. А., Кулешов И. А., Лаута О. С.* Устойчивость информационно-телекоммуникационных сетей. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2013. – 93 с.

6. Построение современных систем управления и обеспечение устойчивости их к компьютерным атакам / Е. О. Бухаров [и др.] // Актуальные направления развития систем охраны специальной связи и информации для нужд органов государственной власти РФ : сб. – Орёл : Академия ФСО России, 2021. – Ч. 4. – С. 55–58.

7. *Бухаров Е. О.* Модель выбора рационального набора параметров (механизмов) защиты информации в автоматизированной системе управления // Сборник научных трудов филиала ФГУП «ЦЭНКИ». – М. : Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – КБТХМ, 2015. – № 9, ч. 2. – С. 179–182.

8. *Бухаров Е. О., Захарченко Р. И.* Комплекс описательных и концептуальных моделей обеспечения киберустойчивости объектов критической информационной инфраструктуры // Сборник рефератов депонированных рукописей. – М. : ЦВНИ Минобороны России, 2018. – Сер. А, вып. № 4 (141). – С. 240.

9. Об утверждении требований по обеспечению безопасности значимых объектов критической информационной инфраструктуры Российской Федерации: приказ ФСТЭК России № 239 от 25.12.2017 г. – URL: https://fstec.ru/dokumenty/vse-dokumenty/prikazy/prikaz-fstek-rossii-ot-25-dekabrya-2017-g-n-239 (дата обращения: 16.09.2025).

10. Пат. на изобретение № 2668979. Способ маскирования структуры сетей связи / Белов А. А., Иванов И. И., Лазарев А. А., Максимов Р. В., Мирошниченко Е. Л., Проскуряков И. С., Шарифуллин С. Р. – № 2017110366; заявл. 28.03.2017; опубл. 28.09.2018, Бюл. № 28. – 32 с.

С. Р. Неаскин;
И. А. Соловьев

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ КОНФИГУРАЦИЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ ДЕСТРУКТИВНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

В статье представлена математическая модель риск-ориентированного процесса управления конфигурацией безопасности эксплуатируемой автоматизированной системы, реализующая в формализованном виде решение задачи выбора оптимального ее варианта применительно к текущим условиям деструктивных воздействий различного типа. В качестве деструктивных воздействий рассматриваются физические сбои в работе (отказы) используемого оборудования, ошибки применяемого программного обеспечения и его конфигурационных настроек, компьютерные атаки, угрозы вредоносного программного обеспечения, возможности эксплуатации уязвимостей элементов аппаратно-программной и коммуникационной компоновки, а также воздействия иного (природного) характера, которые оказывают влияние на устойчивость (надежность) функционирования системы и (или) приводят к снижению ее производительности при решении целевых задач по предназначению с требуемой оперативностью.

Расчетный аппарат модели используется при оценивании рисков причинения ущерба системе, возникающих в условиях деструктивных воздействий на нее, и предназначен для нахождения возможных путей их минимизации. При этом учитываются необходимые затраты на поддержание безопасного (устойчивого) ее функционирования, которое осуществляется на основе определения оптимального баланса между ними при применении различных вариантов конфигурации безопасности из числа доступных. Рассматриваются основные элементы разработанной модели с описанием их смыслового и функционального содержания, а также установленные зависимости задаваемых при этом величин производимого расчета.

Ключевые слова: автоматизированная система, среда эксплуатации, деструктивные воздействия, конфигурация безопасности, управление конфигурацией безопасности, задача оптимизации конфигурации безопасности.

ВВЕДЕНИЕ

Современные автоматизированные системы функционируют в условиях постоянных деструктивных воздействий, которые могут нарушить их работоспособность. Деструктивные воздействия делятся на *антропогенные* (воздействия, приводящие к ущербу безопасности автоматизированной системы, которые связаны с человеческим фактором), *техногенные* (воздействия, связанные с несовершенством технической компоненты) и *стихийные* (воздействия, обусловленные природными явлениями, такими как пожары, землетрясения, наводнения и другие непредсказуемые или трудно предсказуемые события данного вида) [1].

Самыми распространенными видами таких воздействий на автоматизированные системы (АС) являются разноклассовые компьютерные атаки, в том числе активация вредоносного программного обеспечения [2], физические сбои в работе оборудования в виде отключения питания или его повреждения, ошибки применяемого штатного программного обеспечения и настройки текущей конфигурации безопасности системы, отдельные действия внешнего и (или) внутреннего нарушителя по реализации угроз эксплуатации существующих уязвимостей ее аппаратных (аппаратно-программных) и программных компонентов.

Для успешного управления конфигурацией безопасности АС в условиях указанных воздействий крайне важно обеспечить своевременность принятия решения по определению необходимого состава ее активных параметров, набор которых наилучшим образом обеспечивает поддержание требуемого уровня состояния защищенности системы в складывающейся (ситуативной) обстановке текущих деструктивных влияний. Это позволяет оперативно реагировать на возникающие в отношении эксплуатируемой АС угрозы безопасности, миними-

зировать связанные с ними потенциальные риски и тем самым по факту способствовать сохранению устойчивости ее функционирования. В связи с этим быстрая адаптация к негативным изменениям в среде эксплуатации АС становится ключевым условием для обеспечения безопасности (устойчивости) функционирования автоматизированных систем.

Одним из продуктивных подходов к решению этой задачи является разработка и использование математической модели риск-ориентированного управления конфигурацией безопасности эксплуатируемых АС, которая позволяет формализовать и структурировать процесс такого управления. С помощью математического моделирования возможно на уровне значений вводимых расчетных величин визуализировать различные аспекты управления, что упрощает анализ текущей ситуации в среде эксплуатации АС для принятия соответствующих этой ситуации наиболее эффективных решений, а в рамках учета ресурсных ограничений обоснованно оптимальных решений по управлению составом используемых параметров безопасности системы.

Кроме того, модель предоставляет возможность рассмотреть и оценить различные сценарии минимизации рисков, вызванных деструктивными воздействиями на автоматизированную систему. Это особенно важно в условиях, когда необходимо принимать во внимание множество факторов, таких как потенциальные угрозы, уязвимости системы, а также доступные ресурсы обеспечения безопасной эксплуатации АС с учетом производимых затрат и стоимостных ограничений по их применению.

Таким образом, использование такой математической модели не только способствует выбору оптимальных решений по активации необходимых параметров конфигурации безопасности, но и позволяет в значениях числовых величин расчета определить эффект от их задействования в части парирования (нейтрализации) рассматриваемых воздействий, что в целом повышает способность к поддержанию на требуемом уровне степени защищенности и устойчивости безопасного функционирования системы.

В данной статье представлена разработанная авторами математическая модель, формализующая процесс управления параметрами конфигурации безопасности как задачу оптимизации (выбора варианта конфигурации безопасности в отношении определения ее оптимального набора параметров, подлежащих к задействованию в текущих условиях деструктивных воздействий). Решение такой задачи в общей системе обеспечения безопасности эксплуатации и устойчивости функционирования АС видится актуальным и необходимым.

ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ ФОРМАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ПАРАМЕТРАМИ КОНФИГУРАЦИИ БЕЗОПАСНОСТИ

Согласно ГОСТам [3, 4] под автоматизированной системой будем понимать совокупность технических, программных средств и организационных мер, которые совместно с персоналом обеспечивают выполнение установленных функций с использованием информационных технологий. Автоматизированная система представляет собой систему, в которой функции управления, обработки и передачи данных выполняются с участием операторов (пользователей) и средств автоматизации. Это определение подчеркивает важность взаимодействия между техническими компонентами системы и персоналом, который обеспечивает ее эксплуатацию в соответствии с функциональным предназначением.

В рамках работы рассматривается интероперабельная автоматизированная система, обладающая способностью к обмену данными и их последующему использованию в обработке. Интероперабельность (функциональная совместимость) подразумевает организацию информационного взаимодействия различных компонентов АС в стандартизированном формате данных обработки и протоколов обмена ими, что обеспечивает согласованность работы всех ее элементов.

Для формализации процесса управления параметрами конфигурации безопасности АС используется упрощенная модель типового построения комплекса средств автоматизации и сетевого взаимодействия автоматизированных систем, представленная в виде структурной схемы, показанной на рис. 1. Представленная схема отражает взаимодействие функционально скомпонованных элементов АС в рамках последовательного выполнения этапов работы системы, включая сбор (прием), аналитическую (расчетную) обработку в необходимом формате, структурирование в заданных правилах данных (информации), а также их передачу конечным пользователям (потребителям) по предоставляемым каналам связи, в том числе в сопряженные автоматизированные системы.

Технологическая и организационная реализация процесса выполнения указанных этапов работы системы определяет ее функциональность, а показатели функционирования технической (аппаратной, аппаратно-программной) и программной компоненты АС (производительность, время безотказной работы, интенсивность отказов, время простоев) характеризуют способность системы к решению целевых задач с требуемой оперативностью.

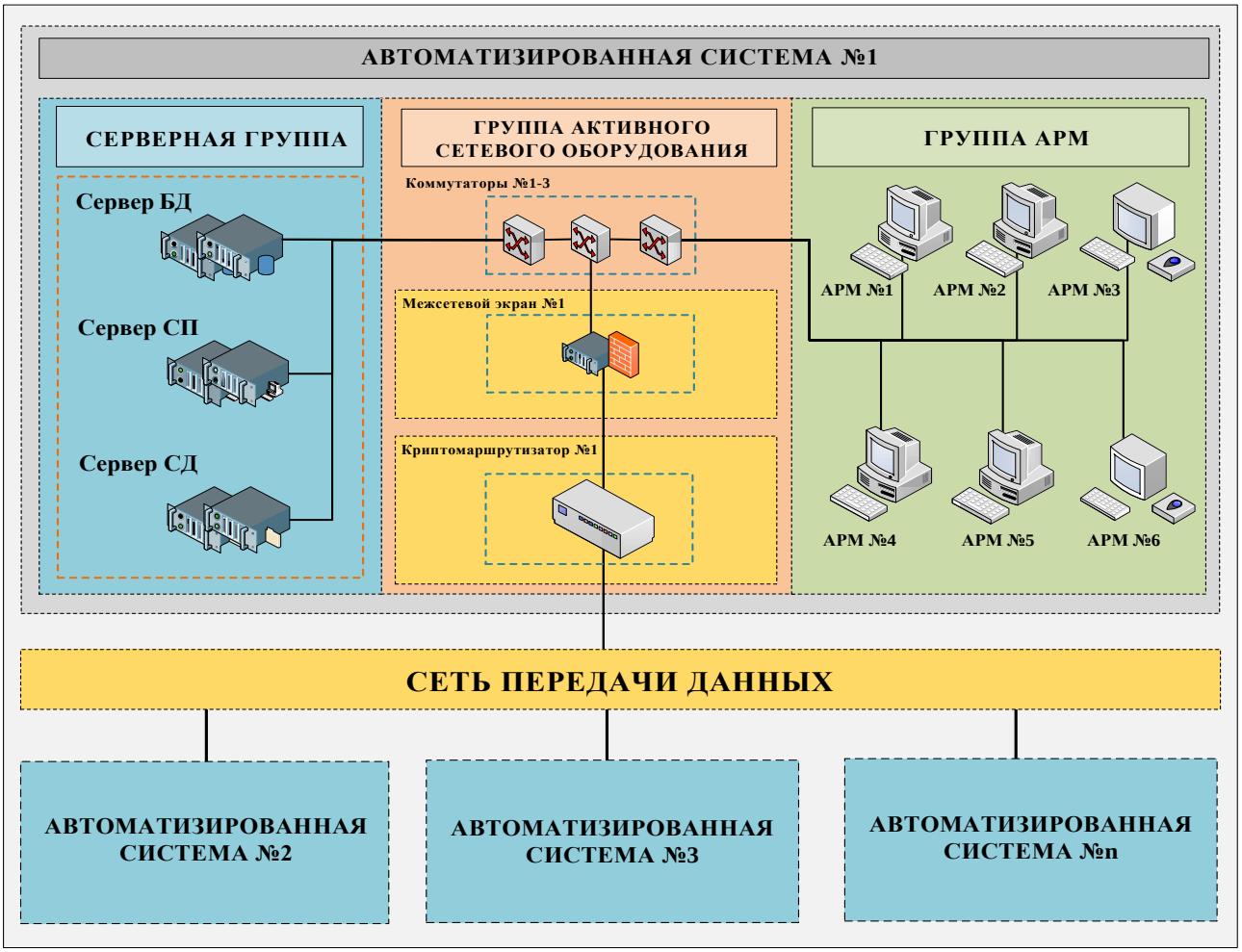


Рис. 1. Структурная схема типового построения комплекса средств автоматизации и сетевого взаимодействия автоматизированных систем

Вместе с тем для обеспечения эффективной эксплуатации автоматизированной системы в условиях возможности реализации потенциальных или наблюдаемых деструктивных воздействий необходимо учитывать приведенный перечень показателей, которые напрямую влияют в частности на оценки надежности (живучести) АС и ее элементов (в том числе из состава коммуникационного оснащения) и в конечном счете фиксируют текущее состояние устойчи-

вости безопасного функционирования системы в целом. Эти показатели являются базовыми характеристиками АС, позволяющими оценить, насколько система способна сохранять свою работоспособность в неблагоприятных условиях эксплуатации и противостоять угрозам безопасности ее функционирования, возникающим вследствие деструктивных воздействий. В этой связи обеспечение устойчивости функционирования АС относительно текущей ситуации в среде деструктивных воздействий возлагается на средства управления параметрами ее конфигурации безопасности (рис. 2), реализующие механизм выбора их оптимального состава (задача оптимизации конфигурации безопасности эксплуатируемой системы).

В рамках риск-ориентированного подхода управление параметрами конфигурации безопасности включает расчет рисков, влияющих на показатели функционирования АС (производительность, время безотказной работы, интенсивность отказов), а также математическое описание зависимости между ущербом от деструктивных воздействий (например, снижение производительности) и затратами на поддержание требуемого уровня защищенности.

Устанавливаемые математические зависимости, правила и порядок работы с ними в своей совокупности составляют формальную модель управления параметрами конфигурации безопасности. Это управление направлено на определение их оптимального состава по критерию минимального значения риска негативного влияния деструктивных воздействий на функционирование системы. Оно достигается за счет применения варианта конфигурации активных параметров безопасности, который имеет наилучшее соотношение эффективности принятия соответствующих этим параметрам мер защиты и затрат на их реализацию.

Для построения модели требуется определить:

– множество возможных параметров конфигурации безопасности системы $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, которые могут составлять различные ситуативные варианты конфигураций системы $\{X_1, X_2, \dots, X_N\}$;

– деструктивные воздействия y_j различных классов Y_N;

– вероятность возникновения P_j этих воздействий и наносимый ими ущерб D_j;

– стоимость затрат C_i на активацию и применение этих параметров (реализацию необходимых мер защиты) с учетом обеспечения устойчивости безопасного функционирования системы.

Кроме того, для построения модели следует оценить:

– возможные риски Ry_j при реализации конкретных деструктивных воздействий;

– эффект от применения конкретных параметров безопасности x_i через определение достигаемой при этом защищенности E_{ji} к расчетной степени (остаточной) уязвимости АС.

На основе такого оценивания становится возможным реализовать различные сценарии минимизации рисков, вызванных деструктивными воздействиями на АС, принимая во внимание как уязвимости системы, потенциальные угрозы, так и доступные ресурсы обеспечения безопасной эксплуатации АС с учетом производимых затрат и стоимостных ограничений по их применению. Поэтому использование такой математической модели не только позволяет осуществить выбор оптимального состава параметров конфигурации безопасности, соответствующей условиям деструктивных воздействий, но и определить в значениях числовых величин расчета эффект от принимаемых мер защиты, направленных на парирование (нейтрализацию) рассматриваемых воздействий. Это в целом повышает способность к поддержанию требуемого уровня защищенности АС и к обеспечению устойчивости ее безопасного функционирования в целом.

В рамках обеспечения устойчивости безопасного функционирования автоматизированных систем построение такой риск-ориентированной математической модели и применение ее расчетного аппарата направлены на решение ряда задач.

1. Минимизация рисков, связанных с потенциальными угрозами безопасности функционирования АС, которые могут возникнуть в результате деструктивных воздействий на нее, таких как разноклассовые компьютерные атаки, активность вредоносного программного обеспечения, аппаратно-программные отказы, физические сбои в работе оборудования, ошиб-

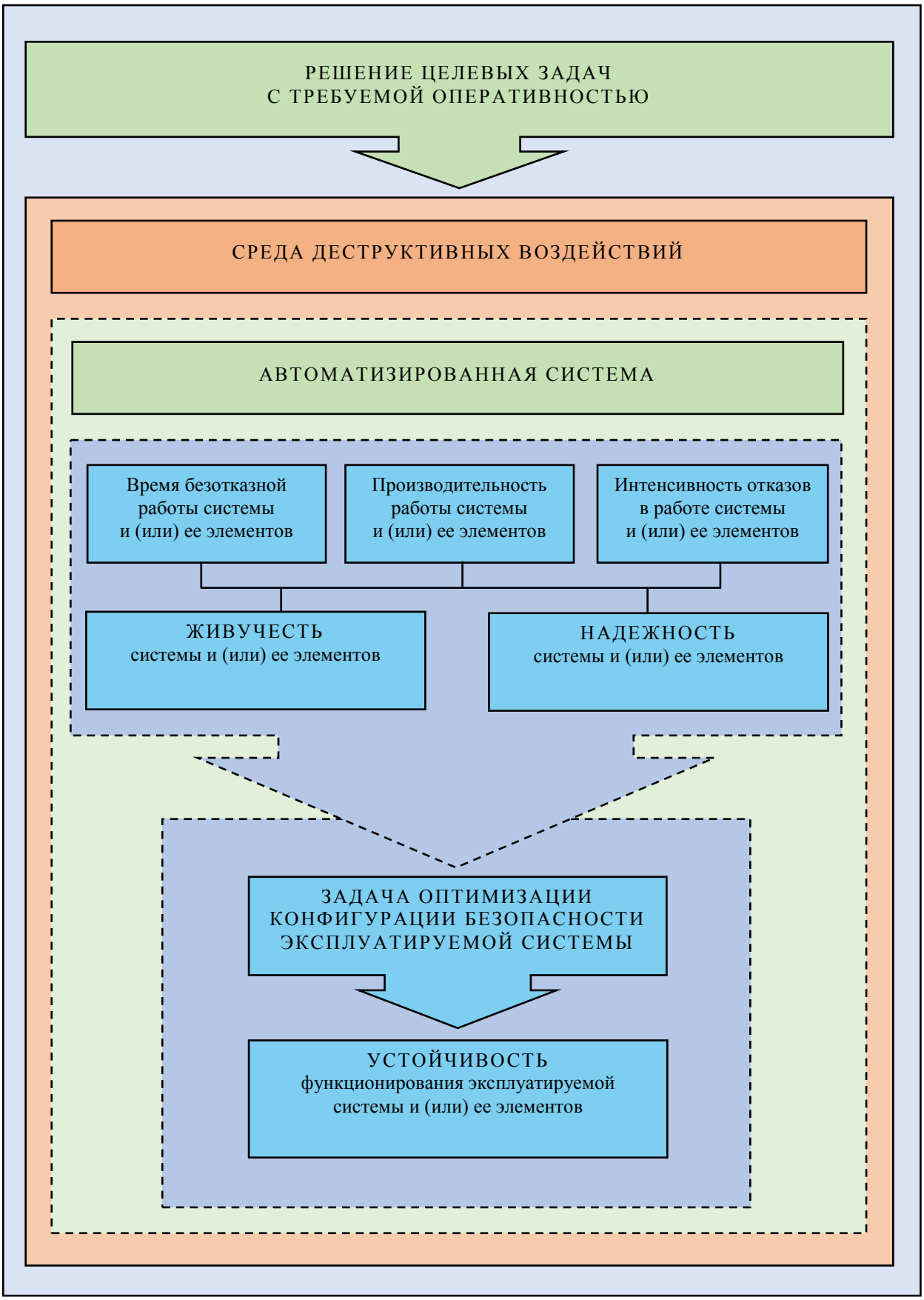


Рис. 2. Схема обеспечения устойчивости функционирования эксплуатируемой автоматизированной системы в условиях деструктивных воздействий для решения целевых задач с требуемой оперативностью

ки применяемого штатного программного обеспечения и его настроек, отдельные действия внешнего и (или) внутреннего нарушителя по реализации угроз эксплуатации существующих уязвимостей аппаратных (аппаратно-программных) и программных компонентов системы, а также неблагоприятные факторы природного (стихийного) характера.

2. Нахождение наилучшего соотношения (оптимального баланса) между эффективностью мер защиты, принимаемых в соответствии с групповым набором активированных параметров конфигурации безопасности, и величиной допустимых затрат на поддержание требуемого уровня защищенности и устойчивости безопасного функционирования системы.

Таким образом, расчетный аппарат математической модели оптимизации конфигурации безопасности АС является универсальным инструментом для определения (выбора) оптимального состава подлежащих к задействованию параметров безопасности для текущих условий деструктивных воздействий в среде эксплуатации системы. Более того, применение модели к ситуации реализации в отношении АС множества деструктивных воздействий, в том числе отнесенных к различным их классам, обеспечивает возможность организации ситуационного управления параметрами конфигурации безопасности, которое в этом случае будет представлять собой объединение ее оптимальных вариантов, определяющихся для каждого активного деструктивного воздействия, входящего в состав наблюдаемого их множества.

ПОКАЗАТЕЛИ СОСТОЯНИЯ УСТОЙЧИВОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭКСПЛУАТИРУЕМОЙ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ

Для оценивания устойчивости функционирования автоматизированной системы и ее способности эффективно (с требуемой оперативностью) выполнять предписанные ей функции в условиях различного вида деструктивных воздействий используются ключевые показатели исходного состояния АС, к числу которых относятся время безотказной работы $T_{бр}$ (интервал времени, в течение которого система функционирует без возникновения отказов), производительность M (характеристика, определяющая объем выполняемых системой операций или задач за единицу времени), а также интенсивность отказов λ (частота возникновения отказов в системе, которая позволяет оценить вероятность ее выхода из строя в определенный момент времени).

Перечисленные показатели являются основой для анализа текущего состояния устойчивости функционирования системы, на поддержание которой направлено решение задачи оптимизации конфигурации ее безопасности. Они позволяют оценить, насколько эффективно система может противостоять внешним и внутренним угрозам безопасности работы оборудования, программного обеспечения, циркулирующей в ней информации, и тем самым обеспечивать стабильное выполнение своих функций.

Показатель времени безотказной работы системы $T_{бр}$ определяет фактическое время функционирования АС в процентном соотношении общего времени работы системы $t_{общ}$ к фиксируемому в ходе эксплуатации времени ее простоя $t_{пр}$:

$$T_{бр} = ((t_{общ} - t_{пр}) / t_{общ}) \cdot 100. \quad (1)$$

Как видно из анализа выражения (1), показатель $T_{бр}$ тесно связан с временем простоя системы $t_{пр}$, включающего различные временные периоды, когда система не выполняет свои функции. Структурно общее время простоя системы содержит следующие составляющие:

$t_{рр}$ – время, связанное с проведением регламентных работ (плановых мероприятий, таких как, например, обновление программного обеспечения, настройка системы, проверка ее работоспособности и выполнение процедур профилактики);

$t_{то}$ – время технического обслуживания (временные затраты на устранение неисправностей, замену оборудования, восстановление работоспособности системы после сбоев или отказов);

$t_{дв}$ – время, вызванное деструктивными воздействиями (период, в течение которого система не функционирует из-за внешних и (или) внутренних угроз безопасности).

Тогда структура общего времени простоя системы выражается формальной конструкцией следующего вида:

$$t_{пр} = t_{рр} + t_{то} + t_{дв}. \quad (2)$$

На примере журналируемых данных эксплуатации одной из ведомственных АС в форме диаграммы (рис. 3) наглядно показано распределение общего времени работы системы, фактического времени ее функционирования и времени простоя. Последнее, в свою очередь, разделено как по обозначенным выражением (2) его типам, так и по рассматриваемым классам воздействий (антропогенные, техногенные, стихийные), что позволяет визуально отразить вклад каждого из них в общее время простоя (неработоспособности) системы.

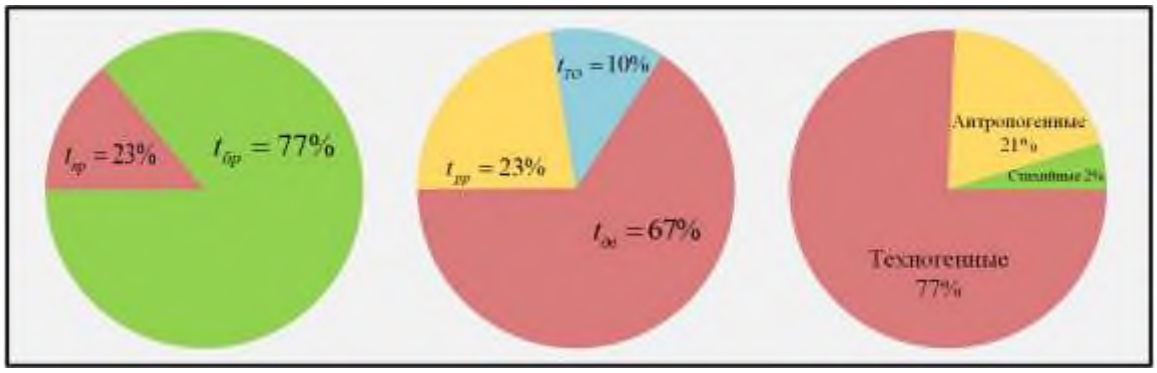


Рис. 3. Диаграмма распределения времени безотказной работы и общего времени простоя эксплуатируемой автоматизированной системы

Показатель производительности автоматизированной системы M является характеристикой АС, позволяющей оценить эффективность ее работы в процессе сбора, обработки и передачи данных. Данный показатель отражает, насколько оперативно система выполняет свои функции в реальных условиях эксплуатации, задаваемых средой деструктивных воздействий в контексте безопасности ее функционирования. В этой связи производительность АС определяется как отношение суммарного времени выполнения набора операций N_i при проектных (штатных) условиях работы системы к общему фактическому времени $T_{ф}$, затраченному на выполнение этих операции:

$$M = \sum_i (N_i t_i) / T_{ф}. \quad (3)$$

Таким образом, данный показатель производительности определяет, насколько близко система работает к своему штатному (исходному) состоянию. Анализ снижения значений этого показателя позволяет выявить наличие «слабых» мест в безопасной работе системы, определить влияние на эффективность ее применения различных факторов, в том числе обусловленных деструктивными воздействиями, и разработать меры поддержания на заданном уровне устойчивости функционирования АС в сложных условиях ее эксплуатации. С точки зрения текущей обстановки в среде деструктивных воздействий к таким мерам относится соответствующая ей настройка конфигурации безопасности эксплуатируемой системы оптимальным образом.

Показатель интенсивности отказов λ характеризует частоту их возникновения в системе за единицу времени. Он позволяет оценить надежность системы или, иначе, ее способность функционировать без сбоев в различных условиях эксплуатации. Формализованно расчет показателя интенсивности отказов осуществляется на основе отношения общего количества зафиксированных в системе отказов $N_{отк}$ к рассматриваемому периоду ее эксплуатации $T_{экс}$ в соответствии со следующим выражением:

$$\lambda = N_{отк} / T_{экс}. \quad (4)$$

В частности, для оценивания интенсивности отказов применяемого программного обеспечения необходим анализ "log"-файлов системы, собранных за определенный период времени в рамках жизненного цикла системы. Эти файлы эксплуатации АС содержат детализированную информацию о событиях, происходящих в системе, включая данные о сбоях, ошибках, аномалиях в работе программного обеспечения и о других отклонениях от нормального (штатного) функционирования системы.

Исходя из вышесказанного рассмотренные показатели эксплуатации АС (время безотказной работы, производительность, интенсивность отказов) находятся в тесной взаимосвязи и напрямую характеризуют устойчивость функционирования системы. Высокая интенсивность отказов приводит к увеличению времени простоя, снижению производительности и времени безотказной работы системы. При этом значения этих показателей в динамике их изменения определяют текущее состояние устойчивости безопасного функционирования системы в условиях различных деструктивных воздействий.

В результате поддержание устойчивости безопасного функционирования АС обеспечивается решением задачи оптимизации ее конфигурации безопасности (определения оптимального состава необходимых к задействованию параметров безопасности) в соответствии со складывающейся обстановкой в среде эксплуатации системы. Решение данной задачи оптимизации направлено на увеличение времени безотказной работы системы за счет снижения негативного влияния (нейтрализации) деструктивных воздействий, таких как целенаправленные компьютерные атаки, аппаратные сбои (отказы) и ошибки программного обеспечения, пользователей и (или) какие-либо отдельные действия внешних (внутренних) нарушителей, а также за счет превентивного устранения «слабых» мест в безопасной работе системы.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ КОНФИГУРАЦИЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ КАК ЗАДАЧА ОПТИМИЗАЦИИ

В ходе разработки модели необходимо определить состав параметров и используемых характеристик отражаемого процесса в терминах выбранного математического аппарата, иначе, – выполнить ее параметризацию [5, 6], а также установить взаимозависимости между ними. Для построения математической модели процесса управления конфигурациями безопасности используются положения теории оптимизации и надежности [7, 8], вероятностные подходы [9], основы системного анализа [10], а также аппарат методик анализа рисков.

Исходя из представленной выше цели формализации процесса управления параметрами конфигурации безопасности в условиях деструктивных воздействий, формулировка решения задачи ее оптимизации заключается в создании математической модели, которая описывает процедуру определения (выбора) оптимального состава параметров безопасности АС по критерию достижения минимальной величины ее риска с учетом значений необходимых при этом затрат на реализацию защитных мер, задаваемых этими параметрами.

При построении такой модели подлежат учету показатели функционирования системы (интенсивность отказов λ, производительность M, время безотказной работы $T_{бр}$), определяющие исходное состояние эксплуатируемой системы, параметры и характеристики деструктивных воздействий, собственно конфигурации безопасности, а также элементы ее управле-

ния. Данные параметры (характеристики) представляются в виде соответствующих переменных (величин). Взаимосвязи между ними выражаются формульными зависимостями, которые описывают поведение АС (риски) и ее реакцию на воздействия (выбор оптимального варианта конфигурации безопасности) при задаваемых ограничениях (по уровню допустимых рисков при допустимых затратах на поддержание безопасности функционирования системы). В рамках выполнения необходимой процедуры параметризации модели процесса управления конфигурацией безопасности для формализованного решения задачи ее оптимизации введем следующие переменные и величины.

1. Деструктивные воздействия на систему.

В модели учитываются различные классы возможных деструктивных воздействий, проявляющихся на стадии эксплуатации системы в периоде ее жизненного цикла. К числу таких воздействий отнесены антропогенные Y_1 (разноклассовые компьютерные атаки, неправильные конфигурации системы, действия внешнего и (или) внутреннего нарушителя), техногенные Y_2 (отказы программного обеспечения, вызванные ошибками при его создании, заводской брак комплектующих, обрывы сети передачи данных, перепады в работе питающей электросети и т. д.), а также стихийные воздействия Y_3, имеющие природный характер (ураганы, наводнения, ливневые дожди, повышенная температура воздуха и другие погодные изменения). Наполнение каждого такого класса зависит от состава элементов эксплуатации диагностируемой системы, а их формализованное представление отражается в виде непересекающихся подмножеств общего перечня рассматриваемых деструктивных воздействий: $Y_в = \{Y_1, Y_2, Y_3\}$.

Введем в качестве деструктивного воздействия на систему его обозначение в виде y_j – бинарной переменной, определяющей возможность реализации j-го деструктивного воздействия, которая принимает значение, равное 1, при актуальности воздействия для текущих условий эксплуатации системы и 0 – в обратном случае, $y_j \in \{0, 1\}$. Исходя из возможного проявления в среде эксплуатации, подлежащие к рассмотрению деструктивные воздействия y_j в совокупности образуют множество различных по своей сущности воздействий на автоматизированную систему $Y_1 = \{y_1, y_2, \ldots, y_n\}$, где индекс n – общее количество возможных воздействий j-го класса.

Поскольку исходные риски АС в условиях деструктивных воздействий определяются вероятностью их возникновения и величиной причиняемого ими ущерба функционированию системы, введем для построения риск-ориентированной модели следующие понятия:

P_j – вероятность реализации j-го деструктивного воздействия (y_j) на систему;

D_j – величина ущерба (последствия) от возможной реализации j-го деструктивного воздействия (y_j) на систему, которая в дальнейшем может быть выражена величиной снижения значений ресурсных показателей функционирования системы, например ее производительности.

2. Параметры конфигурации безопасности системы.

Конфигурация безопасности АС может меняться с течением времени, образуя тем самым в дискретном выражении различные варианты ее параметрического наполнения активными параметрами x_i из числа возможных к применению, что имеет формальное представление в виде конструкции $X = \{X_1, X_2, \ldots, X_N\}$, где N – общее число доступных вариантов конфигурации безопасности X_N под их порядковым номером.

x_i – бинарная переменная, определяющая i-й параметр конфигурации безопасности системы, которая принимает значение, равное 1, если параметр применен в конфигурации, и 0 – в обратном случае (параметр отключен), $x_i \in \{0, 1\}$. В соответствии с работой [2] под совокупностью возможных к использованию параметров безопасности в общем их количестве n будем понимать структуру вида $X_N(t) = \langle x_1(t), x_2(t), \ldots, x_n(t) \rangle$, где параметр данной их конфигурации определен в момент времени t, который может быть настроен (включен).

E_{ji} – степень защищенности системы от j-го деструктивного воздействия при активированном i-м параметре безопасности. Данная величина количественно характеризует эффективность соответствующего параметра и принимает значения в диапазоне от 0 до 1, т. е. $E_{ji} \in [0, 1]$. В предельных случаях $E_{ji} = 0$ – параметр не обеспечивает защиту от воздействия, а при $E_{ji} = 1$ – полностью защищает систему (нейтрализует воздействие). Таким образом, E_{ji} позволяет формализовать вклад каждого параметра конфигурации в снижение остаточной уязвимости системы к конкретным деструктивным воздействиям.

3. Затраты на управление параметрами конфигурации безопасности.

C_{ji} – затраты вычислительных ресурсов автоматизированной системы от j-го деструктивного воздействия, необходимые для активации и (или) поддержания активности i-го параметра конфигурации безопасности. Эти затраты отражают, какую часть производительности системы занимает обеспечение соответствующего параметра безопасности. Значение C_{ji} может принимать любые неотрицательные значения, отражающие реальное потребление вычислительных возможностей системой при поддержании устойчивого и безопасного функционирования.

Приведенные выше переменные и величины в своей совокупности формируют систему исходных данных модели для осуществления расчета рисков системы при возможном возникновении деструктивных воздействий, которая в целом представляется в виде набора соответствующих матриц, исполненных с целью наглядности в табличной форме. К числу таких матриц относятся матрицы классификации и значений показателей воздействия (рис. 4), активности параметров в вариантах конфигурации безопасности (рис. 5), значений показателя защищенности от воздействий (рис. 6), а также затрат на обеспечение конфигурации безопасности (рис. 7).

При этом значения показателей защищенности от воздействий, а также затрат на обеспечение конфигурации безопасности в соответствующих им матрицах принадлежат интервалу [0, 1] и суммарно в строке не должны превышать 1.

Класс воздействия (Y_n)	Воздействия (y_j)	Показатели воздействия (вероятность возникновения, величина ущерба)	
		P_j	D_j
Y_1 (антропогенные)	y_1	P_1	D_1
	y_2	P_2	D_2
	…	…	…
Y_2 (техногенные)	…	…	…
	…	…	…
Y_3 (стихийные)	…	…	…
	y_n	P_n	D_n

Рис. 4. Матрица классификации и значений показателей воздействий

Параметры безопасности (x_i)	Варианты конфигурации безопасности (X_N)					
	X_1	X_2	X_3	X_4	…	X_N
x_1	1	1	0	0	…	1
x_2	0	1	1	0	…	0
x_3	1	0	1	1	…	0
x_4	1	0	1	0	…	1
…	…	…	…	…	…	0
x_n	0	1	0	1	…	1

Рис. 5. Матрица активности параметров в вариантах конфигурации безопасности

Установленные взаимосвязи между переменными модели формализуются в виде математических выражений, отражающих последовательность операций по расчету рисков для автоматизированной системы в условиях воздействия угроз и выбора оптимальной конфигурации безопасности при заданных ограничениях.

Воздействия (y_j)	Показатель защищенности E_{ji} от воздействия (y_j), обеспечиваемый параметром конфигурации безопасности (x_i)					
	x_1	x_2	x_3	x_4	…	x_n
y_1	E_{11}	E_{12}	–	–	…	E_{1n}
y_2	–	–	E_{23}	–	…	–
y_3	–	–	–	E_{34}	…	–
y_4	E_{41}	–	E_{43}	–	…	E_{4n}
…	…	…	…	…	…	…
y_n	–	E_{n2}	–	–	…	–

Рис. 6. Матрица значений показателя защищенности от воздействий

Воздействия (y_j)	Показатель затрат (C_{ji}) на обеспечение активности параметра конфигурации безопасности (x_i) от воздействия (y_j)					
	x_1	x_2	x_3	x_4	…	x_n
y_1	C_{11}	C_{12}	–	–	…	C_{1n}
y_2	–	–	C_{23}	–	…	–
y_3	–	–	–	C_{34}	…	–
y_4	C_{41}	–	C_{43}	–	…	C_{4n}
…	…	…	…	…	…	–
y_n	–	C_{n2}	–	–	…	–

Рис. 7. Матрица затрат на обеспечение конфигурации безопасности

Величина риска R при используемом наборе параметров x_i конфигурации безопасности X_N в условиях возможного y_j воздействия на систему определяется как величина произведения его вероятности возникновения P_j на возможный ущерб от него D_j с учетом рассчитываемого значения продуктивности принятых мер по обеспечению ее защищенности E_{ji}, что имеет формульное выражение вида

$$R_{y_j} = P_j D_j (1 - \sum_{i=1}^{n} (E_{ji} x_i)) \ , \ x_i \in X_N \ , \tag{5}$$

где $\sum E_{ji} x_i$ – суммарная защищенность системы, т. е. степень ее защищенности при активированных параметрах x_i конкретной конфигурации безопасности, отражающая совокупный вклад этих параметров в общую защищенность системы от y_j воздействия, а $(1 - \sum E_{ji} x_i)$ – остаточная уязвимость системы, т. е. доля фактической ее уязвимости в условиях y_j воздействия на нее, которая образуется при применении параметров рассматриваемого варианта конфигурации безопасности.

Содержательно выражение (5) отражает действительный риск для системы, скорректированный с учетом эффективности применяемых мер безопасности. Каждый активированный параметр x_i снижает общий риск пропорционально своей эффективности против конкретного воздействия.

При расчете действительного значения R_{yj} учет затрат на снижение риска системы производится путем определения суммарной величины нормированных затрат C_{ji} на активацию и поддержание активности параметров x_i, составляющих вариант конфигурации безопасности X_n.

Таким образом, решение задачи оптимизации конфигурации безопасности сводится к задаче линейного программирования. Целевая функция оптимизации принимает вид

$$\begin{cases} R_{y_j} = P_j D_j (1 - \sum_{i=1}^{n} E_{ji} x_i) \ \to \min, \ x_i \in X_n, \\ \sum_{i=1}^{n} C_{ji} x_i \le C_{\max}, \ x_i \in X_n, \\ R_{y_j} \le R_{\max}, \\ x_i \in \{0, \ 1\}, \ \forall_i = 1..n. \end{cases} \tag{6}$$

т. е. и целевая функция, и ограничения являются линейными функциями переменных. В формуле (6) используются обозначения: $\sum C_{ji} x_i$ – суммарные нормированные затраты на

снижение риска системы, для обеспечения ее необходимой защищенности от y_j воздействия, R_{max} – максимально допустимый уровень рисков системы при реализации угрозы, C_{max} – максимально возможная величина нормированных затрат вычислительных ресурсов системы для обеспечения защищенности (безопасности функционирования).

На рис. 8 представлен график, который иллюстрирует распределение возможных конфигураций системы по значениям риска и затрат. Пунктирными линиями обозначены максимально допустимые уровни риска и затрат, определяющие область допустимых решений. Конфигурации, попадающие в эту область, выделены цветом, а среди них оптимальная по минимальному риску – отмечена специальным маркером. Такой подход позволяет наглядно оценить компромисс между безопасностью и ресурсными ограничениями при выборе параметров системы.

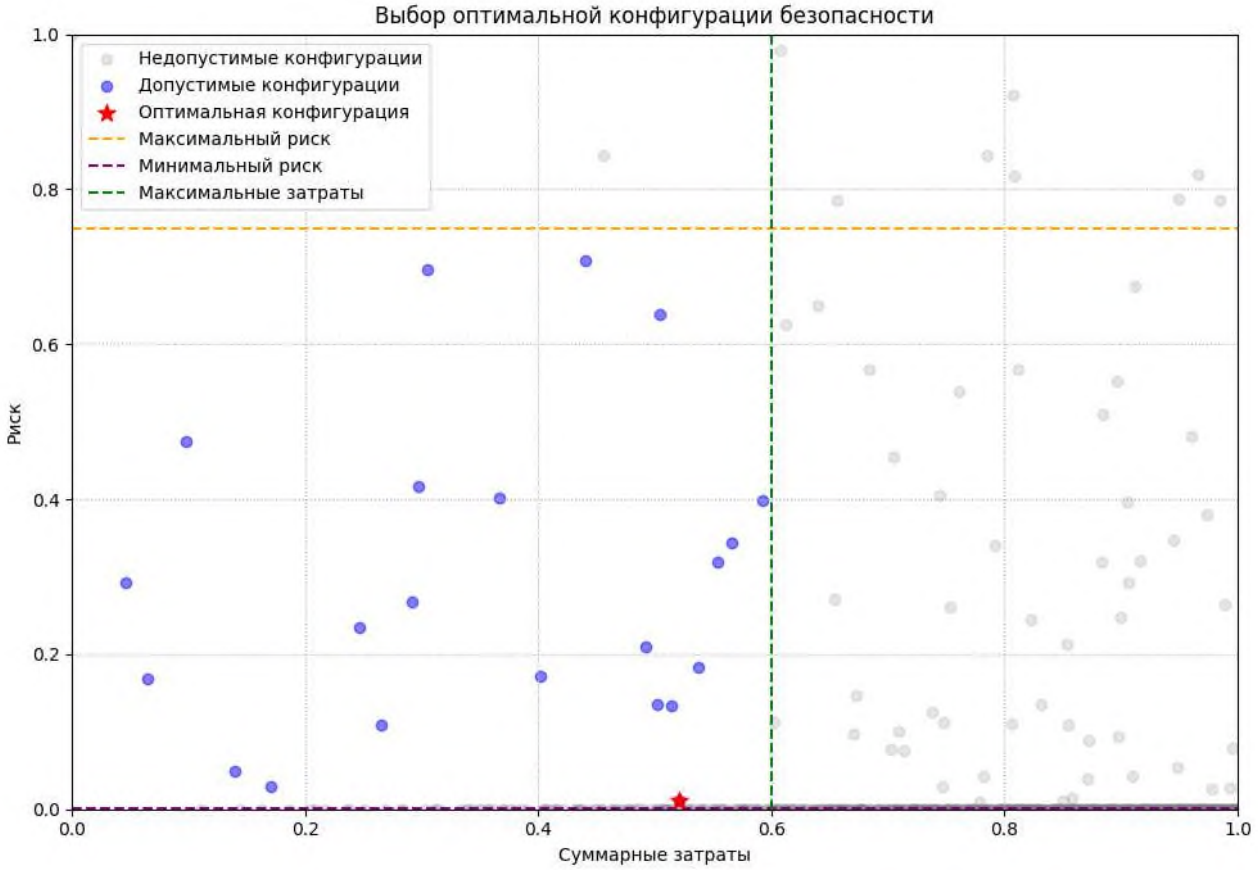


Рис. 8. График определения оптимальной конфигурации безопасности

В целом, исходя из целей формализации и представленного порядка решения задачи оптимизации конфигурации безопасности системы, процесс управления параметрами конфигурации безопасности АС в условиях деструктивных воздействий на нее представлен структурно-функциональной схемой его построения (рис. 9). В данной схеме дополнительно представлены показатели состояния устойчивости безопасного функционирования АС, значения которых подвержены изменению при реализации как деструктивных воздействий, так и процедуры выбора оптимальных мер по их парированию (нейтрализации), производимого на основе результатов оценивания действительных рисков системы.

В процессе совершенствования модели управления конфигурациями безопасности автоматизированных систем становится необходимым уделять особое внимание не только отдельным угрозам, но и их совместному воздействию. Ранее решения по каждой угрозе просто объединялись, однако на практике такой подход не всегда эффективен, поскольку меры

безопасности могут взаимодействовать между собой, усиливать или ослаблять защиту, а также приводить к избыточности или конфликтам.

Для повышения качества принимаемых решений требуется обязательное использование экспертных оценок и опора на положения руководящих документов. При анализе ситуации важно учитывать рекомендации и требования стандартов, а также возможные дополнительные риски, возникающие при одновременном действии нескольких факторов. Такой подход позволяет более точно и гибко настраивать параметры конфигурации безопасности, минимизировать риски и оптимизировать затраты, обеспечивая соответствие установленным требованиям к защищенности автоматизированных систем.

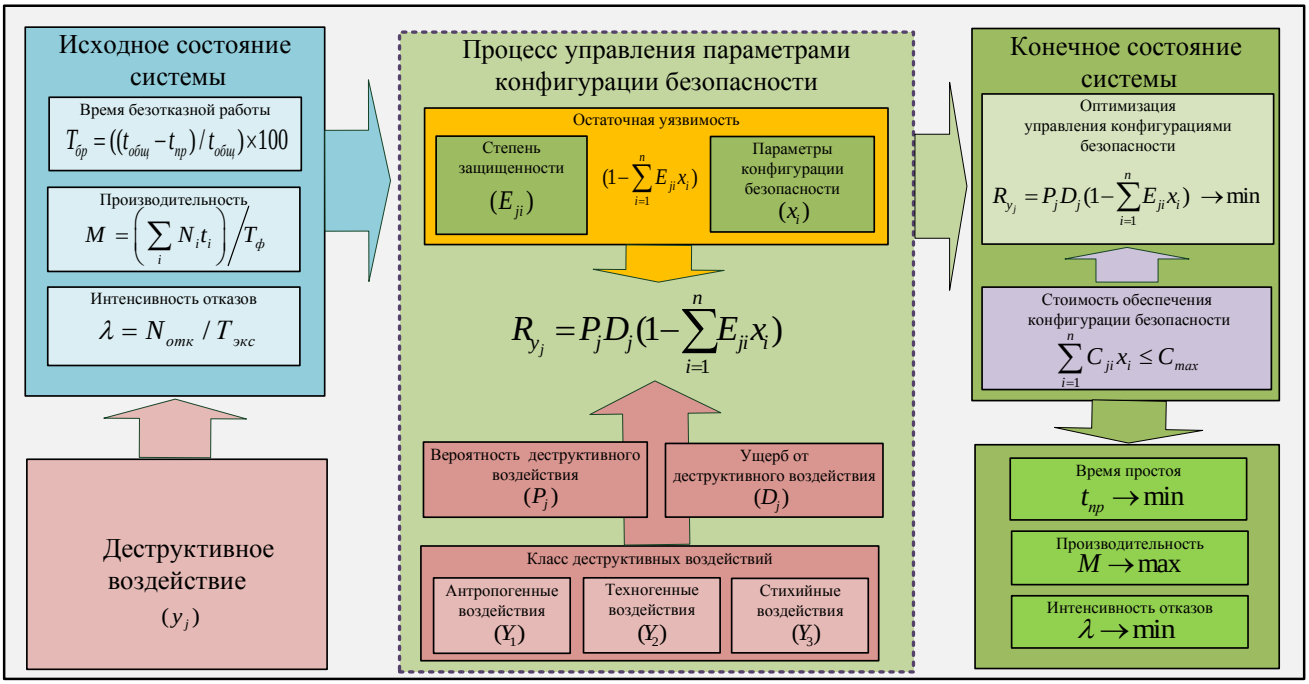


Рис. 9. Структурно-функциональная схема построения процесса управления параметрами конфигурации безопасности системы в условиях деструктивных воздействий

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная математическая модель управления конфигурацией безопасности формализует на основе риск-ориентированного подхода процесс определения оптимального состава ее активных параметров как в отношении отдельных деструктивных воздействий на систему, так и их различных комбинаций. Для текущих условий функционирования АС такие комбинации воздействий объективно составляют возможные варианты деструктивной обстановки, складывающейся в среде эксплуатации системы, что характеризует данную модель как реализующую функцию ситуационного управления ее параметрами безопасности.

В таком контексте интеграция существующих процедур ситуационного управления с формальными правилами математической модели управления конфигурацией безопасности АС позволяет при анализе различных сценариев деструктивных воздействий на систему учитывать в установленных взаимозависимостях широкий спектр как характеристик (показателей) состояния ее функционирования и обеспечения защищенности (безопасности), так и собственно самих этих воздействий. Такой подход способствует выбору оптимальных решений по минимизации рисков системы исходя из складывающейся деструктивной обстановки в среде ее эксплуатации, что обеспечивает необходимую устойчивость безопасного функционирования АС в данных дестабилизирующих условиях.

Дальнейшие исследования будут направлены на практическую реализацию представленной модели, повышение ее полноты и точности за счет адаптации предлагаемого расчетного аппарата к различным типам автоматизированных систем и его тестирования в реальных условиях их эксплуатации, что позволит не только подтвердить эффективность такой модели управления параметрами конфигурации безопасности АС, но и выявить дополнительные возможности данного механизма оптимального реагирования для обеспечения устойчивости функционирования системы в среде различных деструктивных воздействий.

Список использованных источников

1. *Захарченко Р. И.*, *Королев И. Д.*, *Мирошниченко Е. Л.* Противоборство в киберпространстве: концептуальные основы и терминологический базис // Научные труды КубГТУ. – 2018. – № 3. – С. 182–195.

2. *Неаскин С. Р.*, *Овчаров В. А.* Алгоритм первичной настройки конфигураций безопасности операционной системы ASTRA LINUX // Технологии, алгоритмы и программы решения прикладных задач кибербезопасности, помехозащищенности и информационного обеспечения : сб. науч. тр. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2024. – Вып. 7 (41). – С. 9–15.

3. ГОСТ Р 59853–2021. Информационные технологии. Комплекс стандартов на автоматизированные системы. Автоматизированные системы. Термины и определения. – М. : Стандартинформ, 2021. – 11 с.

4. ГОСТ Р 52863–2007. Защита информации. Автоматизированные системы в защищенном исполнении испытания на устойчивость к преднамеренным силовым электромагнитным воздействиям. – М. : Стандартинформ, 2007. – 40 с.

5. *Рыжиков Ю. И.* Вычислительные методы. – СПб. : БХВ-Петербург, 2007. – 400 с.

6. *Алиев Т. И.* Основы моделирования дискретных систем. – СПб. : НИУ ИТМО, 2009. – 363 с.

7. *Певнева А. Г.*, *Калинкина М. Е.* Методы оптимизации. – СПб. : НИУ ИТМО, 2020. – 64 с.

8. *Половко А. М.*, *Гуров С. В.* Основы теории надежности. – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб. : БХВ-Петербург, 2006. – 704 с.

9. *Вентцель Е. С.*, *Овчаров Л. А.* Теория вероятностей и ее инженерные приложения : учеб. пособие. – 5-е изд., стер. – М. : ЮСТИЦИЯ, 2018. – 480 с.

10. *Калинин В. Н.* Теоретические основы системных исследований : учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 291 с.

И. А. Соловьев;
С. Ф. Стельмах,
кандидат военных наук

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНИВАНИЮ КОМПЛЕКСНОГО ПОКАЗАТЕЛЯ ТЕКУЩЕГО СОСТОЯНИЯ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ОБЪЕКТОВ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ (ИНФОРМАТИЗАЦИИ)

В публикации представлены уточнения методического подхода регулятора к оцениванию комплексного показателя текущего состояния защиты информации (обеспечения безопасности) объектов информационной инфраструктуры (информатизации), определяющие правила формализации унифицированной процедуры его реализации на основе расширенного перечня элементов производимого расчета, состав и содержание используемых при этом входных параметров. Особенностью данных уточнений является приложение к ним описания смысловой и функциональной нагрузки величин и констант, применяемых в процессе осуществления оценивания в предложенных режимах детализации, а также практики нормализации их значений, в том числе нормативных при возможной коррекции требований базового уровня защищенности.

Ключевые слова: государственные органы (организации), информационные системы, автоматизированные системы управления, информационно-телекоммуникационные сети, объекты информационной инфраструктуры (информатизации), оценивание состояния защиты (обеспечения безопасности) информации, частные (групповые) показатели безопасности, комплексный показатель защищенности, минимальный (базовый) уровень защищенности, уровень защиты информации (обеспечения безопасности) объектов информатизации.

ВВЕДЕНИЕ

В соответствии с документом [1] государственному регулятору в области обеспечения безопасности объектов информационной инфраструктуры определены расширенные полномочия по выполнению им функций централизованного отраслевого учета информационных систем, автоматизированных систем управления, информационно-телекоммуникационных сетей и иных объектов информатизации (включая те, которые отнесены к критической информационной инфраструктуре), осуществления мониторинга текущего состояния технической защиты информации (ЗИ) и обеспечения безопасности таких объектов, а также организации и проведения оценивания эффективности деятельности должностных лиц (структурных подразделений), на которых возложены полномочия (функции) по обеспечению информационной безопасности государственных органов управления и организаций, в том числе субъектов критической информационной инфраструктуры. В рамках реализации этих своих расширенных полномочий Федеральной службы по техническому и экспортному контролю (ФСТЭК) России разработала и представила [2] для общественного обсуждения специалистами проект методики оценки показателя состояния защиты информации и обеспечения безопасности объектов информатизации, подлежащих государственному контролю [3].

Методика подготовлена в целях обеспечения получения значений оценки степени достижения субъектами информационной инфраструктуры, органами государственной власти, государственными органами управления и организациями заданного регулятором минимально необходимого (базового) уровня защищенности таких значимых объектов информатизации (ЗОИ) от наиболее распространенных (типовых) угроз безопасности информации (УБИ). Данный методический документ определяет порядок оценивания текущего состояния технической защиты информации, не содержащей сведений, составляющих государственную тайну, а также обеспечения безопасности функционирования ЗОИ в указанных государственных органах (организациях). При этом оцениваемым параметром устанавливается показатель состояния технической защиты информации и обеспечения безопасности рассматриваемых ме-

тодикой объектов информатизации (комплексный показатель текущего состояния их защищенности), расчетное значение которого при несоответствии нормативно заданному является критерием принятия в органе (организации) управленческих решений в части необходимости и приоритетности реализации первоочередных мер по выполнению предъявляемых регулятором требований защиты информации (обеспечения безопасности) ЗОИ от актуальных угроз их безопасности из числа типовых.

Полученное количественное значение данного показателя защищенности, нормализованное относительно установленной методикой шкалы оценивания, обеспечивает в пределах заданных на ней интервалов определение качественной оценки достигнутого субъектами ЗОИ, государственными органами и организациями (исполнительными акторами) уровня безопасности объектов эксплуатируемой ими информационной инфраструктуры. Факт невыполнения условий достижения минимального необходимого (базового) уровня безопасности (защищенности) указывает на наличие в органе (организации) возможности или предпосылок реализации угроз безопасности информации (функционирования) объектов их информатизации.

Разработанная методика подлежит применению ФСТЭК России для осуществления в пределах своей компетенции функции мониторинга текущего состояния защищенности и обеспечения безопасности ЗОИ в подотчетных регулятору органах (организациях) без учета принятия ими мер по выполнению требований в области обнаружения, предупреждения и ликвидации последствий компьютерных атак на их информационные ресурсы, контроль реализации которых возложен на ФСБ России.

В отношении субъектов ЗОИ и обозначенных методикой органов (организаций) данный документ предписан к обязательному использованию в качестве методического инструмента для практического выполнения этими исполнительными акторами с установленной периодичностью (или же в указанных случаях во внеочередном порядке) расчета комплексного показателя текущей защищенности объектов эксплуатируемой информационной инфраструктуры ($К_{ЗИ}$) и определения на его основе достигнутого уровня обеспечения их безопасности ($К_{ИБ}$), а также оценки эффективности деятельности должностных лиц (структурных подразделений), на которых возложены полномочия (функции) по обеспечению информационной безопасности органа (организации), подотчетного по линии ответственности ФСТЭК [4]. В этой связи рассматриваемые в публикации уточнения применяемого подхода к оцениванию показателя текущего состояния защищенности и определения достигаемого при этом уровня обеспечения безопасности функционирования значимых объектов информатизации государственных органов (организаций) представляются как актуальные предложения по совершенствованию предложенной методики в части решения поставленной задачи расширения ее существующих функциональных возможностей.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОКАЗАТЕЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ТЕКУЩЕГО СОСТОЯНИЯ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЗНАЧИМЫХ ОБЪЕКТОВ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ (ИНФОРМАТИЗАЦИИ)

В качестве оцениваемого параметра, характеризующего текущее состояние защиты информации и обеспечения безопасности значимых объектов информационной инфраструктуры (информатизации) в органе (организации), в настоящей методике используется комплексный показатель текущего состояния защищенности $К_{ЗИ}$ (показатель защищенности $К_{ЗИ}$, показатель $К_{ЗИ}$). Расчетное значение данного показателя определяет степень достижения органом (организацией) минимально необходимого уровня защиты информации (обеспечения безопасности) таких объектов информатизации от типовых актуальных УБИ во временном интервале оценивания и в заданных условиях эксплуатации применяемых ими инфор-

мационных систем, автоматизированных систем управления, комплексов средств автоматизации, а также информационно-телекоммуникационных сетей.

В качестве минимально необходимого уровня защиты информации (обеспечения безопасности) значимых объектов информационной инфраструктуры (информатизации) задается состав мер, реализация которых предусмотрена нормативными правовыми актами Российской Федерации (руководящими документами ФСТЭК России) по представленному в методике перечню. Такой состав необходимых к реализации мер (требований) задается в данном документе содержанием набора входных параметров расчета показателя $К_{ЗИ}$ и принимается регулятором минимально достаточным для блокирования (нейтрализации) типовых актуальных угроз безопасности информации.

Информационные и автоматизированные системы, автоматизированные системы управления, комплексы средств автоматизации, информационно-телекоммуникационные сети (далее – информационные системы), отнесенные к значимым объектам информатизации, и содержащаяся в них информация органа (организации) имеют минимально необходимый (базовый) уровень защищенности от типовых актуальных угроз безопасности информации, если получаемое расчетное значение показателя $К_{ЗИ}$ соответствует нормативно заданному ($К_{ЗИ} = 1$). Нормативное значение показателя $К_{ЗИ}$ характеризует реализацию мер по выполнению требований базового уровня защищенности в их полном объеме, а также определяет максимально возможное его значение и, следовательно, правую границу установленной шкалы оценивания, задаваемую на замкнутом числовом интервале [0, 1].

В общем случае показатель $К_{ЗИ}$ отражает полноту реализации принимаемых мер заданного состава, а его получаемые расчетные значения в рамках определенных экспертами ФСТЭК числовых промежутков рассматриваемой шкалы оценивания ($0{,}75 < К_{ЗИ} < 1$ или $К_{ЗИ} \le 0{,}75$) указывают на степень выполнения требований базового уровня защищенности и достигнутый при этом уровень ее текущего состояния. В совокупности обозначенные на шкале оценивания состояния защищенности, числовые промежутки и нормативное значение показателя $К_{ЗИ}$ определяют уровни состояния технической защиты информации (ЗИ) и обеспечения ее безопасности (ОБИ) в органе (организации), выражаемые значением качественного показателя $К_{ИБ}$, и составляют элементы схемы применения правил их соотнесения, как показано на рис. 1.

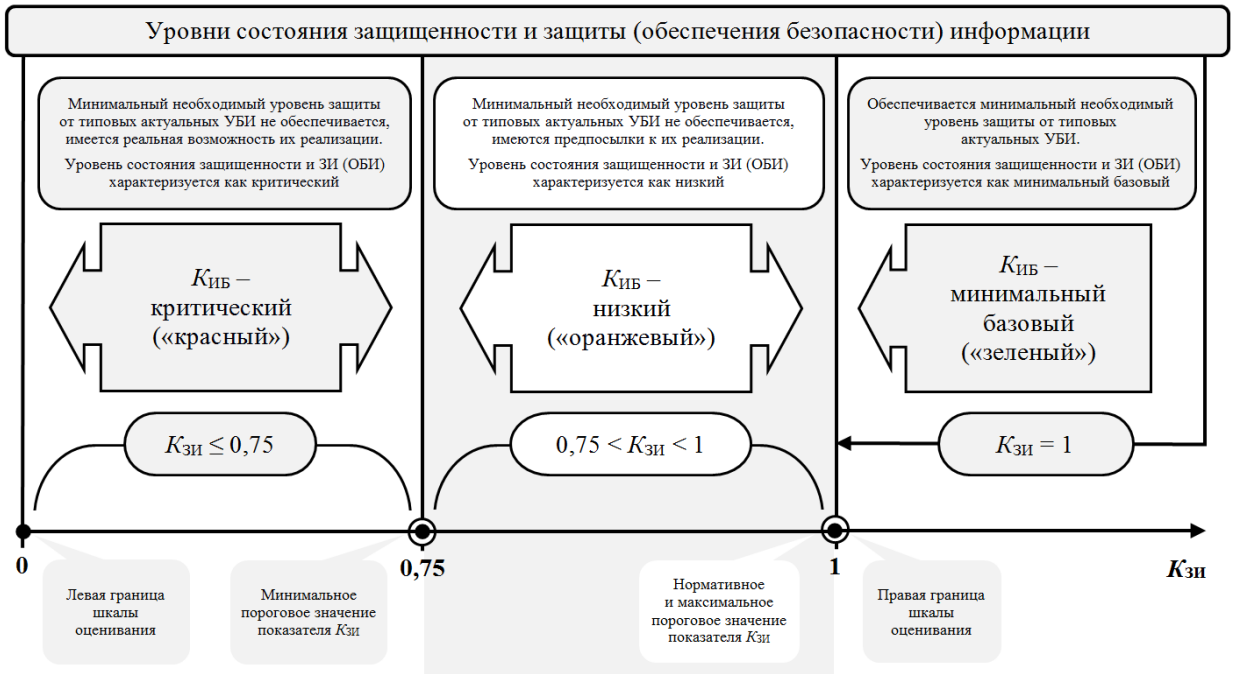


Рис. 1. Схема применения правил соотнесения количественных значений показателя $К_{ЗИ}$ с качественными значениями показателя $К_{ИБ}$

Такая схема соотнесения количественных и качественных показателей, при использовании которой получаемые числовые значения, равные пороговым или находящиеся в пределах задаваемых числовых промежутков, интерпретируются в виде соответствующего вербального вывода, является типовой и рассматривается относительно показателей методик анализа рисков в работе [5].

Данная схема соотнесения на шкале оценивания, представляемая единичным интервалом [0, 1], реализует в отношении числовых значений показателя $K_{ЗИ}$ метод их сравнения с заданными пороговыми значениями (0,75 и 1). По результатам такого сравнения производится установление факта принадлежности рассчитываемого значения $K_{ЗИ}$ указанным числовым промежуткам ($0,75 < K_{ЗИ} < 1$ или $K_{ЗИ} \leq 0,75$) либо же факта его равенства нормативному значению ($K_{ЗИ} = 1$, правая граница шкалы оценивания). Эти промежутки определяют соответственно качественную оценку степени достижения (в пределах этих промежутков) или собственно состояние достижения (по нормативному значению) минимально необходимого (базового) уровня защищенности.

Такие качественные оценки (оценочные суждения) фиксируют уровни текущего состояния защищенности и, следовательно, соответствующие им уровни технической защиты (обеспечения безопасности) информации. При этом таких уровней определяется три (минимальный базовый, низкий и критический) ввиду задания методикой на шкале оценивания двух пороговых значений в составе максимального ($K_{ЗИ} = 1$) и минимального ($K_{ЗИ} = 0,75$) соответственно.

Иными словами, в указанной схеме соотнесения предусматривается, что числовому выражению текущего состояния защищенности (показатель $K_{ЗИ}$) ставится в соответствие качественная оценка (показатель $K_{ИБ}$) диагностируемого при этом уровня ЗИ (ОБИ) с приложением его текстовых характеристик по правилам, приведенным в табл. 1.

Таблица 1

Соответствие расчетных значений показателя защищенности $K_{ЗИ}$ характеристикам показателя состояния защиты информации и обеспечения безопасности $K_{ИБ}$ от типовых актуальных угроз безопасности

№ п/п	Значение показателя $K_{ЗИ}$	Характеристика состояния защищенности и защиты информации (обеспечения безопасности)	Значение показателя $K_{ИБ}$
1	$K_{ЗИ} = 1$	Обеспечивается минимальный необходимый уровень защиты от типовых актуальных УБИ. Уровень состояния защищенности и ЗИ (ОБИ) характеризуется как минимальный базовый	Минимальный базовый («зеленый»)
2	$0,75 < K_{ЗИ} < 1$	Минимальный необходимый уровень защиты от типовых актуальных УБИ не обеспечивается, имеются предпосылки к их реализации. Уровень состояния защищенности и ЗИ (ОБИ) характеризуется как низкий	Низкий («оранжевый»)
3	$K_{ЗИ} \leq 0,75$	Минимальный необходимый уровень защиты от типовых актуальных УБИ не обеспечивается, имеется реальная возможность их реализации. Уровень состояния защищенности и ЗИ (ОБИ) характеризуется как критический	Критический («красный»)

Исходя из сказанного выше, оценка уровня текущего состояния защищенности ЗОИ, а также защиты и обеспечения безопасности информации в подотчетных регулятору органах (организациях) формируется в ходе выполнения мероприятий их оценивания. Она определяется получаемым при этом расчетным значением показателя $K_{ЗИ}$:

1) $K_{ЗИ} = 1$ – обеспечивается минимальный необходимый уровень защиты от типовых актуальных УБИ. Уровень состояния защищенности и ЗИ (ОБИ) соответствует нормативному и характеризуется как минимальный базовый; $K_{ИБ}$ = «зеленый»;

2) $0{,}75 < K_{ЗИ} < 1$ – минимальный необходимый уровень защиты от типовых актуальных УБИ не обеспечивается, имеются предпосылки к их реализации. Уровень состояния защищенности и ЗИ (ОБИ) характеризуется как низкий; $K_{ИБ}$ = «оранжевый»;

3) $K_{ЗИ} \leq 0{,}75$ – минимальный необходимый уровень защиты от типовых актуальных УБИ не обеспечивается, имеется реальная возможность их реализации. Уровень состояния защищенности и ЗИ (ОБИ) характеризуется как критический; $K_{ИБ}$ = «красный».

Комплексность показателя $K_{ЗИ}$ задается предписанным методикой порядком его расчета на основе всего множества значений частных показателей безопасности, группируемых в соответствии с представляемыми ими компонентами системы защиты (обеспечения безопасности) информации (системы ЗИ (ОБИ)) органа (организации), к числу которых, согласно рассматриваемому методическому документу, относятся «Организация и управление», «Защита пользователей», «Защита информационных систем», «Мониторинг информационной безопасности и реагирование».

УТОЧНЕНИЕ МЕТОДИЧЕСКОГО ПОДХОДА К ОЦЕНИВАНИЮ ТЕКУЩЕГО СОСТОЯНИЯ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ЗНАЧИМЫХ ОБЪЕКТОВ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ (ИНФОРМАТИЗАЦИИ) В ОРГАНЕ (ОРГАНИЗАЦИИ)

Для каждого указанного выше компонента системы ЗИ (ОБИ) регулятором указан фиксированный для нее набор частных показателей безопасности k_{ji}, которые численно характеризуют реализацию отдельных мер по ее обеспечению, а в составе их набора (группы) – полноту выполнения требований базового уровня защищенности от типовых актуальных УБИ применительно к рассматриваемым и оцениваемым детально компонентам системы ЗИ (ОБИ) органа (организации). Следовательно, индексы данных элементов расчета комплексного показателя $K_{ЗИ}$ обозначают их принадлежность к группе показателей одного из компонентов указанной системы и определяют номер группы (компонента) значением индекса j, а также порядковый номер частного показателя в группе – значением индекса i. В этой связи предлагаемое формальное представление группы частных показателей безопасности имеет вид конечного множества

$$Gk_j = \{k_{j1}, k_{j2}, \ldots, k_{ji}\},$$

закрепляя тем самым за вводимым составным показателем Gk_j статус группового. Тогда в отношении j-го компонента системы ЗИ (ОБИ), оцениваемого на предмет полноты выполнения предъявляемых к нему требований базового уровня защищенности, обобщающий характер составного показателя Gk_j определяется установленным порядком получения его расчетного значения путем сквозного суммирования заданных методикой числовых констант частных показателей k_{ji} в рамках соответствующей им j-й группы.

Данный порядок расчета группового показателя, обозначаемый его формализованной записью вида $Gk_j = k_{j1} + k_{j2} + \ldots + k_{ji}$, предусматривает применение правила суммирования числовых констант только фактически достигаемых (действительных) показателей k_{ji}, т. е. тех, в

отношении которых сделаны подтверждаемые результатами анализа исходных данных (материалов) оценивания выводы о реализации сопряженных с этими показателями отдельных мер по выполнению требований базового уровня защищенности, а также их достаточности. Для этого показатели k_{ji} дополнительно снабжаются бинарным индикатором $a_i = \{0, 1\}$, отражающим своими числовыми значениями как степень реализации связанных с ними мер (требований), так и диагностируемое при этом их текущее состояние (статус), вербально интерпретируемое в терминах противоположностей – «не реализованы» («реализованы») или же «недействительный» («действительный») соответственно.

В образованной паре множителей $a_i\, k_{ji}$, где частный показатель k_{ji} представляется заданной числовой константой, индикатору его состояния устанавливается значение $a_i = 1$ в случае, если по результатам проведенного анализа исходных данных и формируемых материалов оценивания сделаны выводы, что фиксируемые показателем k_{ji} меры (требования) по защите (обеспечению безопасности) информации объектов информатизации в органе (организации) реализованы в полном объеме и являются достаточными в реальных условиях их эксплуатации. Иначе (отрицательные выводы анализа) индикатор состояния имеет значение $a_i = 0$, т. е. соответствующие k_{ji} меры (требования) не реализованы или реализованы неэффективно (не в полном объеме), либо не предоставлены (отсутствуют) запрашиваемые для оценки их реализации подтверждающие материалы (документы).

Тогда модифицированный с учетом применения индикатора состояния a_i частных показателей безопасности k_{ji} формализованный порядок получения их обобщающего значения, выражаемого групповым показателем Gk_j, принимает вид $Gk_j = a_1 k_{j1} + a_2 k_{j2} + \ldots + a_i k_{ji}$. Данный порядок получения обобщающего значения Gk_j реализует предъявляемое к выполнению правило суммирования числовых констант только фактически достигаемых (действительных) показателей, обеспечивая при $a_i = 1$ их учет в качестве слагаемых, а также исключение из производимого расчета значений недействительных показателей k_{ji} за счет их «обнуления» множителем $a_i = 0$. В таком контексте эти индикативные признаки являются средством определения текущих значений частных показателей j-й группы.

Вместе с тем в рамках компонентов системы защиты (обеспечения безопасности) информации органа (организации) числовые константы частных показателей безопасности нормализуются применительно к единичному интервалу оценивания [0, 1] с учетом «важности» их представления в группе из такого расчета, чтобы суммарно составлять значение, равное 1. Такое правило нормализации обеспечивает, при определении полноты выполнения предъявляемых к компоненту требований базового уровня защищенности, возможность оперировать понятием степени этой полноты в терминах долей целого или процентов реализации.

Так, например, получение расчетного значения показателя $Gk_j = 1$ (максимально возможного согласно указанному общему правилу нормализации числовых констант частных показателей k_{ji} и установленному порядку вычисления на их основе групповых показателей Gk_j) соответствует состоянию выполнения для j-го компонента системы ЗИ (ОБИ) требований базового уровня защищенности в полном объеме или, иначе, состоянию 100%-ной их реализации. В данном случае требуемое к достижению максимально возможное значение группового показателя Gk_j в отношении оцениваемого компонента несет такую же смысловую нагрузку, что и нормативное значение показателя $K_{ЗИ}$, т. е. указывает на факт соответствия этого компонента требованиям минимально необходимого (базового) уровня защищенности. В свою очередь, значения показателя $Gk_j < 1$ в пределах числового интервала [0, 1] определяют с точностью до сотых долей единицы степень полноты выполнения требований базового уровня защищенности, предъявляемых к j-му компоненту системы ЗИ (ОБИ), которая соразмерно этим долям также может быть представлена в виде процентной величины их реализации в целом.

В итоге составные показатели Gk_j, отражая количественное обобщение текущих значений частных показателей k_{ji} соответствующей группы, представляющей компонент системы ЗИ

(ОБИ), в этом их качестве используются как элементы суммирования при осуществлении расчета комплексного показателя защищенности $K_{ЗИ}$. Принимая во внимание тот факт, что для комплексного показателя $K_{ЗИ}$ определена шкала оценивания [0, 1], а расчетные значения показателей Gk_j, согласно указанному выше порядку их получения, также лежат в пределах единичного числового интервала ($0 \le Gk_j \le 1$), т. е. в сумме могут превышать значение 1, методикой предусматривается задание групповым показателям весовых коэффициентов, выполняющих функцию нормализации их значений относительно числового интервала шкалы оценивания $K_{ЗИ}$ и обозначения степени «значимости» представляемых этими показателями компонентов системы ЗИ (ОБИ) органа (организации). При этом величины весовых коэффициентов устанавливаются из такого расчета, чтобы суммарно, как и в случае нормализации констант частных показателей группы, составлять значение, равное 1.

Следовательно, в соответствии с приведенным порядком осуществления расчета комплексного показателя защищенности $K_{ЗИ}$ на основе нормализуемых значений групповых показателей Gk_j последние представляются парой множителей $R_j Gk_j$, где R_j – весовой коэффициент, величина которого задается числовой константой «значимости», определяемой методикой согласно приведенному правилу нормирования значений групповых показателей в пределах единичного интервала; Gk_j – расчетная величина группового показателя, получаемая путем суммированием текущих значений частных показателей безопасности j-й группы. Тогда задаваемый порядок расчета показателя защищенности КЗИ с использованием групповых показателей Gk_j, нормализуемых их весовыми коэффициентами, в формализованном виде может быть представлен выражением

$$K_{ЗИ} = R_1\, Gk_1 + R_2\, Gk_2 + \ldots + R_j\, Gk_j.$$

В результате общая логическая последовательность получения количественного значения (числовой оценки) показателя $K_{ЗИ}$ на базе определяемых выше элементов его расчета в составе частных показателей безопасности k_{ji} , индикатора их состояния a_i, групповых показателей Gk_j [иначе, показателей компонентов системы ЗИ (ОБИ) и (или) групп частных показателей безопасности] и весовых коэффициентов R_j в соответствии с указанным порядком и правилами обращения с ними имеет следующий вид:

$$\{k_{ji}\} \rightarrow (a_1 k_{j1} + a_2 k_{j2} + \ldots + a_i k_{ji}) \rightarrow \{Gk_j\} \rightarrow$$
$$\rightarrow (R_1 Gk_1 + R_2 Gk_2 + \ldots + R_j Gk_j) \rightarrow K_{ЗИ},$$

где
- k_{ji}, R_j – константы расчета, значения которых задаются методикой;
- a_i – переменная, значение которой устанавливается в процессе оценивания;
- $a_i k_{ji}$, Gk_j – расчетные значения (оценки) текущего состояния частных показателей и их групп;
- $R_j Gk_j$ – нормализованное в процессе расчета значение текущего состояния группового показателя;
- $K_{ЗИ}$ – целевое расчетное значение (целевая оценка) текущего состояния комплексного показателя.

Данная логическая последовательность очевидным образом проявляет вводимый индикатор a_i как единственную имеющуюся в представленном расчете переменную, чьи значения {0, 1} устанавливаются динамически («активный» аргумент) по ходу выполнения процедуры анализа исходных данных (материалов) оценивания и за счет которой формализуется процесс получения оценок текущего состояния частных показателей безопасности из заданных (статических) их значений (констант) в виде конструкции $a_i k_{ji}$. Учитывая данное обстоятельство и тот факт, что оценки текущего состояния частных показателей k_{ji} являются базой для расчета групповых показателей Gk_j и в конечном счете текущего значения (целевой оценки) показателя $K_{ЗИ}$, индикатор a_i является, по сути, ключевым рабочим элементом практического определения текущего состояния ЗИ (ОБИ) в органе (организации).

Более того, промежуточные результаты оценивания показателя $К_{ЗИ}$, получаемые в ходе выполнения процедуры его детализированного расчета на уровне компонентов системы ЗИ (ОБИ) с использованием конструкции $Gk_j = a_1 k_{j1} + a_2 k_{j2} + \ldots + a_i k_{ji}$ в виде текущих значений индикатора состояния a_i частных показателей безопасности k_{ji} и групповых показателей Gk_j, отличных от значения 1, указывают на причины несоответствия базовому уровню защищенности в следующих правилах их интерпретации:

– при расчете показателя Gk_j индикатором состояния $a_i = 0$ фиксируется невыполнение мер (требований), предусмотренных связанным с ним частным показателем безопасности k_{ji}, при этом нормативно заданное значение показателя k_{ji} отражает степень его «важности» для соответствия j-го компонента системы ЗИ (ОБИ) предъявляемым требованиям базового уровня защищенности и, следовательно, определяет приоритет в необходимости достижения показателя k_{ji} в рамках j-й группы;

– при расчете показателя $К_{ЗИ}$ групповым показателем $Gk_j \neq 1$ фиксируется несоответствие j-го компонента системы ЗИ (ОБИ) требованиям базового уровня защищенности, при этом нормативно заданное значение связанного с ним весового коэффициента R_j отражает степень его «значимости» в общей системе защиты и, следовательно, определяет первоочередность принятия мер, предусмотренных нереализованными показателями k_{ji} этой j-й их группы.

Документально состав оцениваемых компонентов системы ЗИ (ОБИ) и задание изначально фиксируемых значений элементов расчета показателя $К_{ЗИ}$ указываются в перечне групповых и частных показателей безопасности с определением соответствующих им числовых констант в нормализуемых нормативных значениях. Перечень представляется в методике как соответствующая таблица в виде приложения к методике. Также в качестве приложения оформляется приведенная выше таблица соотнесения расчетных значений показателя состояния защищенности $К_{ЗИ}$ к характеристикам показателя состояния ЗИ (ОБИ) от типовых актуальных угроз безопасности $К_{ИБ}$.

При определении значения $К_{ЗИ}$ ($К_{ИБ}$) следует учитывать, что регулятор в рамках своих полномочий по осуществлению мониторинга состояния технической защиты информации (обеспечения безопасности) ЗОИ производит анализ поступивших к нему установленным порядком результатов оценивания показателя $К_{ЗИ}$ и (или) исходных данных, используемых для их достижения; проверку правильности выполненных расчетов и верификацию полученных при этом оценок. Далее на основе таких оценок он делает документируемый в системе государственного контроля вывод о текущем состоянии ЗИ (ОБИ) в подотчетном органе (организации).

В ходе указанных мероприятий реализуется предусмотренный методикой механизм директивной деградации результатов оценивания (принудительное снижение величины оценок текущего состояния показателей) при следующих условиях и в соответствующих им правилах:

– если при очередном расчете показателя $К_{ЗИ}$ фиксируется повторное (в течение 12 месяцев) невыполнение мер (требований), предусмотренных частным показателем безопасности k_{ji}, и данному показателю j-й группы вновь присвоено значение 0, то показателю этой их группы Gk_j присваивается значение 0 («обнуляется» вся группа частных показателей);

– если по запросу ФСТЭК России органом (организацией) результаты оценивания показателя защищенности КЗИ и (или) материалы (часть материалов), используемые для получения его оценки, в течение 30 дней не представлены, показателю $К_{ЗИ}$ и (или) соответствующим частным показателям безопасности k_{ji} регулятором присваивается значение 0.

Дополнительно значение показателя $К_{ЗИ}$ органа (организации) может быть уточнено ФСТЭК России в соответствии с выводами о достаточности принимаемых мер по защите информации (обеспечению безопасности) ЗОИ, сделанными по результатам государственного контроля, проведенного в пределах ее полномочий, и (или) на основе результатов анализа документов, иных материалов, предоставленных по запросу регулятора органом (организацией). О значении показателя защищенности $К_{ЗИ}$, определенном ФСТЭК России, в случае его

несоответствия нормативному значению информируется орган (организация). При этом положительная динамика изменения получаемых значений количественного показателя $K_{ЗИ}$ в рамках заданной методикой периодичности проведения оценивания, равно как и ее отсутствие, характеризует эффективность деятельности должностных лиц (структурных подразделений), на которых возложены полномочия (функции) по обеспечению информационной безопасности органа (организации). Деградация результатов оценивания текущего состояния защищенности эксплуатируемых объектов информатизации трактуется как неспособность указанных профильных должностных лиц (структурных подразделений) с необходимой результативностью выполнять задачи по предназначению в части достижения в кратчайшие сроки органом (организацией) требуемого регулятором уровня ЗИ (ОБИ), который соответствует оценке его качественного показателя $K_{ИБ}$, обозначаемой как «минимальный базовый» («зеленый»).

Таким образом, исходя из выше сказанного, представленный пакет уточнений методического подхода к оцениванию текущего состояния защиты и обеспечения безопасности информации объектов информатизации в органе (организации), касающийся введения выражений понятий индикатора состояния a_i частных показателей безопасности и группового показателя Gk_j компонента системы ЗИ (ОБИ), их смысловой и функциональной интерпретации, а также задания порядка применения этих элементов в расчете значения комплексного показателя защищенности $K_{ЗИ}$ с учетом приведенных разъяснений сути и правил нормализации используемых при этом констант, составляет необходимую фактуру решения задачи формализации процедуры определения значений текущего состояния показателей k_{ji} с расширением функциональных возможностей проводимого оценивания и анализа его практических результатов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Положениями проекта методики, реализующей рассматриваемый в рамках общественных обсуждений подход к оцениванию текущего состояния ЗИ (ОБИ) объектов информатизации, подлежащих государственному контролю, не предусмотрен порядок установления причин несоответствия базовому уровню защищенности и определения связи с этим первоочередности и приоритетности принятия необходимых мер для достижения требуемого регулятором уровня защиты (обеспечения безопасности) информации объектов информатизации в органах (организациях), подотчетных по линии ответственности ФСТЭК России.

В целях устранения указанных недостатков в работе предложены механизм формализованного определения оценок текущего состояния показателей k_{ji} посредством использования индикатора a_i в конструктиве $a_i k_{ji}$ и порядок их суммарного обобщения значением Gk_j, характеризующим применительно к j-му компоненту системы ЗИ (ОБИ) полноту выполнения всего состава требований связанной с ним группы частных показателей безопасности, которые позволяют при выполнении анализа получаемых результатов оценивания осуществлять на основе этих оценок (значений) разноплановую детализацию причин несоответствия базовому уровню защищенности, а именно в масштабе совокупности компонентов системы ЗИ (ОБИ), иначе, групповых показателей (нереализованность каких-либо наборов необходимых мер), или в рамках каждой группы частных показателей (отдельных мер).

Вводимые на основе задаваемых методикой нормализованных значений весовых коэффициентов R_j групповых показателей Gk_j, представляющих компоненты системы ЗИ (ОБИ), а также частных показателей безопасности k_{ji} понятия степени их соответственно «значимости» и «важности» обеспечивают возможность непосредственного (выражаемого числовым значением) определения как первоочередности (на уровне этих компонентов, групповых показателей), так и приоритетности (на уровне частных показателей безопасности) мер по вы-

полнению требований базовой защищенности при принятии управленческих решений в части необходимости их реализации.

В рамках производимого совершенствования рассматриваемой методики аналогов такому расширению функциональных возможностей оценивания текущего состояния защиты информации и обеспечения безопасности значимых объектов информационной инфраструктуры (информатизации) в органе (организации) в доступных источниках не найдено, что отражает новизну предлагаемого научно обоснованного решения поставленной задачи за счет задания процедуры детализированного расчета комплексного показателя их защищенности, определения (при необходимости) причин несоответствия ее базовому уровню с установлением в этом случае первоочередности и приоритетности принятия требуемых к реализации мер.

Представленные уточнения методического подхода к оцениванию текущего состояния ЗИ (ОБИ) образуют в своем формализованном виде расширенный функционал рассматриваемой методики и в практической плоскости создают условия для построения соответствующего ему математически корректного аппарата расчета показателя $K_{ЗИ}$ (определения показателя $K_{ИБ}$) и обеспечения на его основе возможности реализации силами органов (организаций) автоматизированного формирования детальных результатов производимого оценивания с последующим их анализом и выработкой рекомендаций по планомерному достижению ими требуемого регулятором уровня защищенности от актуальных угроз безопасности. В дальнейшем авторы статьи планируют представить варианты практического решения вышеуказанных задач исследований в последующих публикациях по данной тематике.

Список использованных источников

1. О внесении изменений в Указ Президента Российской Федерации от 16 августа 2004 г. № 1085 «Вопросы Федеральной службы по техническому и экспортному контролю» и в Положение, утвержденное этим Указом : Указ Президента Российской Федерации от 8 ноября 2023 г. № 846. – URL: https://publication.pravo.gov.ru/document/0001202311080017 (дата обращения: 13.02.2024).

2. Информационное сообщение ФСТЭК России «О разработке методического документа ФСТЭК России «Методика оценки показателя состояния защиты информации и обеспечения безопасности объектов критической информационной инфраструктуры Российской Федерации» от 12 февраля 2024 г. № 240/91/688. – URL: https://fstec.ru/dokumenty/vse-dokumenty/informatsionnoe-soobshchenie-fstek-rossii (дата обращения: 13.02.2024).

3. Методика оценки показателя состояния защиты информации и обеспечения безопасности объектов критической информационной инфраструктуры Российской Федерации (проект) : метод. документ / ФСТЭК России. – URL: https://fstec.ru/dokumenty/proekty (дата обращения: 22.04.2024).

4. *Бондаренко С. В.* О методическом подходе к оценке текущего состояния защиты информации и обеспечения безопасности объектов критической информационной инфраструктуры в органах государственной власти и организациях : доклад // Международный форум «Технологии и безопасность». Москва, 13–15 февраля, 2024 г. / ФСТЭК России. – URL: https://tbforum.ru/ hubfs/Digital/ss/ss_adapt (дата обращения: 23.09.2024).

5. *Кравчук А. В.*, *Соловьев И. А.*, *Трофимова Н. А.* Модель и правила оценивания уровня защищенности информационной инфраструктуры диагностируемой системы на основе качественных показателей методик анализа рисков // Технологии, алгоритмы и программы решения прикладных задач кибербезопасности, помехозащищенности и информационного обеспечения : сб. науч. тр. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2022. – Вып. 5(39). – С. 23–36.

А. А. Абдурахимов[1],
доктор технических наук, профессор;
Д. В. Вилисов[2];
Г. А. Матвеев[3];
Г. А. Соя[4]
[1, 3, 4]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2]1-й Государственный испытательный космодром,
муниципальное образование Мирный Архангельской обл.

МЕТОДИКА ВЫБОРА МЕРОПРИЯТИЙ ОПЕРАТИВНОГО ПАРИРОВАНИЯ НАРУШЕНИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

В работе представлен перечень мероприятий оперативного парирования нарушений функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата при деградации терморегулирующих покрытий. Кроме того, изложена разработанная методика выбора и применения перечисленных мер для обеспечения работоспособного состояния аппарата до получения команд управления с наземного комплекса управления.

Ключевые слова: герметичный космический аппарат, терморегулирующее покрытие, деградация, парирование.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время космические аппараты (КА) решают множество задач в интересах различных компаний и государств, однако выведение на орбиту КА связано со значительными затратами ресурсов. Особенно больших затрат времени и финансов требуют такие КА, масса которых зачастую превышает несколько тонн. Как правило, указанные аппараты имеют герметичную конструкцию, в специальных отсеках которых в газовой среде находится бортовое оборудование (БО), необходимое для решения целевых задач.

Герметичная конструкция КА характеризуется наличием сложной системы обеспечения теплового режима (СОТР), в состав которой входит активная система терморегулирования (СТР), состоящая из большого количества элементов, таких как газожидкостные агрегаты (ГЖА), регуляторы расхода (РР), жидкостные контуры (ЖК) с жидким теплоносителем (ЖТ), гидроблоки, радиационные теплообменники (РТО) и т. д. [1].

На радиационные теплообменники нанесены терморегулирующие покрытия (ТРП), возможная деградация которых заранее изучается предприятиями-разработчиками. Однако зачастую не учитывается возможность повреждения таких покрытий ввиду незапланированного воздействия внешних факторов, вызывающих резкое изменение оптических коэффициентов. Следствием подобного нарушения функционирования СОТР является рост поглощенной доли солнечного теплового потока, действующего на поврежденный РТО [2]. Это, в свою очередь, может вызвать нарушение теплового режима (превышение допустимых температур) и переход КА в аварийный режим работы, в котором решение целевых задач невозможно до получения команд управления (КУ) с наземного комплекса управления (НКУ) и принятия соответствующих мер по восстановлению функционирования бортовым комплексом управления (БКУ). При этом пауза в выполнении задач может занимать значительный промежуток времени, что нередко недопустимо, особенно при работе КА в интересах государства.

Вследствие вышесказанного имеет смысл своевременно использовать различные меры парирования, для чего необходимо разработать методику выбора мероприятий оперативного парирования нарушений (ОПН) функционирования СОТР в условиях деградации ТРП. Вместе с тем для обеспечения непрерывной работы КА в условиях быстрого изменения характеристик ТРП следует внедрить полученный с использованием предложенной методики алгоритм парирования нарушения функционирования СОТР в алгоритмы автоматического управления КА, реализуемые БКУ.

ПЕРЕЧЕНЬ МЕРОПРИЯТИЙ ОПЕРАТИВНОГО ПАРИРОВАНИЯ НАРУШЕНИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

Прежде чем рассмотреть методику выбора мероприятий ОПН функционирования СОТР герметичного КА, необходимо кратко ознакомиться с используемыми в ней способами парирования.

1. Управление гидроблоками и вентиляторами ГЖА в зависимости от температуры теплоносителя в ЖК и ГО [1, 3]. На сегодняшний день в большинстве КА гидроблоки и вентиляторы имеют только один режим функционирования, в котором не предусмотрена возможность регулирования массового и объемного расхода теплоносителей. Управление гидроблоками подразумевает повышение их мощности с последующим увеличением массового расхода в ЖК, когда температура в контуре постепенно снижается ввиду затенения большей части РТО, и при этом она выше предельной. Управление ГЖА и находящимися в нем вентиляторами осуществляется за счет повышения их мощности для роста объемного расхода газа в герметичном отсеке (ГО), когда температура в таком отсеке ниже температуры ЖК, и при этом либо температура в ГО выше предельного значения, либо наблюдается ее недопустимо быстрый рост:

$$\begin{cases} \dfrac{dN_{\text{г}}}{d\tau} > 0 \,|(N_{\text{г}} < N_{\text{г}}^{\max}) \wedge \left(t_{\text{жк}} \geq t_{\text{жк}}^{\text{пред}}\right) \wedge \left(\dfrac{dt_{\text{жк}}}{d\tau} < 0\right) \\ \dfrac{dN_{\text{г}}}{d\tau} < 0 | (N_{\text{г}} \neq 0) \wedge \left(t_{\text{жк}} < t_{\text{жк}}^{\text{пред}}\right) \vee \left(\dfrac{dt_{\text{жк}}}{d\tau} > 0\right) \end{cases}, \quad (1)$$

где τ – время;
$N_{\text{г}}$ – электрическая мощность, потребляемая гидроблоком;
$N_{\text{г}}^{\max}$ – максимально допустимая электрическая мощность гидроблока;
$t_{\text{жк}}$ – температура ЖК;
$t_{\text{жк}}^{\text{пред}}$ – предельно допустимая температура ЖК.

$$\begin{cases} \dfrac{dN_{\text{в}}}{d\tau} > 0 \,|(N_{\text{в}} < N_{\text{в}}^{\max}) \wedge (t_{\text{го}} > t_{\text{жк}}) \wedge \left(\left(t_{\text{го}} \geq t_{\text{го}}^{\text{пред}}\right) \vee \left(\dfrac{d^2 t_{\text{го}}}{d\tau^2} > 0\right)\right) \\ \dfrac{dN_{\text{в}}}{d\tau} < 0 \,|(N_{\text{в}} \neq 0) \wedge \left((t_{\text{го}} < t_{\text{жк}}) \vee \left(t_{\text{го}} < t_{\text{го}}^{\text{пред}}\right) \vee \left(\dfrac{d^2 t_{\text{го}}}{d\tau^2} < 0\right)\right) \end{cases}, \quad (2)$$

где $N_{\text{в}}$ – потребляемая вентилятором электрическая мощность;
$N_{\text{в}}^{\max}$ – максимально допустимая электрическая мощность вентилятора;
$t_{\text{го}}$ – температура в ГО;
$t_{\text{го}}^{\text{пред}}$ – предельно допустимая температура в ГО.

2. Регулирование потоков ЖТ в зависимости от температуры теплоносителя как в основном, так и в дополнительном ЖК. Данный способ основан на том, что, как правило, в СТР

присутствуют несколько ЖК, один из которых является основным, а остальные – охлаждающими. При этом ЖК связываются между собой через РР, который регулирует поток ЖТ, поступающего из «холодного» контура в основной в зависимости от температуры последнего. При этом температура охлаждающих контуров не учитывается. Как правило, при деградации ТРП повышается температура РТО и контур, предназначенный для охлаждения основного ЖК, может начать его нагревать. Для предупреждения подобной ситуации необходимо регулировать положение заслонки в зависимости от разницы температур между контурами:

$$\dot{m}_{\text{охл}} = \begin{cases} 0, (t_{\text{охл}} \geq t_{\text{жк}}) \\ f(t_{\text{жк}}), (t_{\text{охл}} < t_{\text{жк}}) \end{cases}, \quad (3)$$

где $\dot{m}_{\text{охл}}$ – массовый расход в охлаждающем ЖК;
$t_{\text{охл}}$ – температура в охлаждающем ЖК.

3. Ввод резервной магистрали теплоносителя с возможностью изоляции поврежденных РТО на освещенных участках. При данном способе парирования теплоноситель перенаправляется в обход поврежденного радиатора при воздействии на него солнечного теплового потока. Для этого необходимо разместить датчики температур на всех РТО и перед ними в ЖК по направлению движения жидкого теплоносителя (ЖТ). При воздействии солнечного теплового потока поврежденный РТО начнет нагреваться, что видно на рис. 1:

$$q^s_{c+1}(\tau) \neq 0 | t_{e+3} \leq t_{c+2} \leq t_{e+2} \geq t_{c+1} > t_{e+1} \leq t_c \leq t_e, \quad (4)$$

где q^s_c – плотность солнечного теплового потока, действующая на c-й РТО;
t_e – температура e-го участка ЖК перед c-м РТО;
t_c – температура c-го РТО.

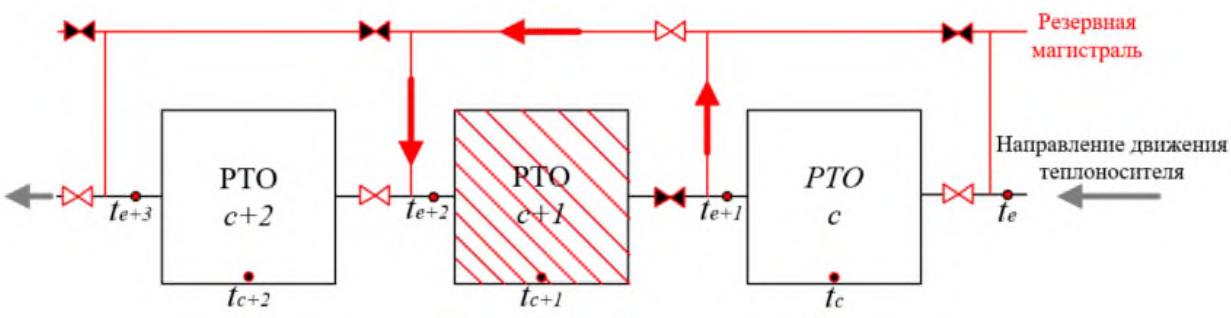


Рис. 1. Обобщенная структурная схема подключения РТО в ЖК

Если же поврежденный РТО попадет в тень, то он перестанет нагреваться и начнет остывать, соответственно,

$$q^s_{c+1}(\tau) = 0 | t_{e+3} \leq t_{c+2} \leq t_{e+2} = t_{c+1} \leq t_{e+1} \leq t_c \leq t_e. \quad (5)$$

4. Использование (при необходимости) выборочного отключения БО. Это позволит снизить тепловыделение внутри КА, однако может привести и к снижению оперативности решения целевых задач, а также к уменьшению срока активного существования (САС) аппарата [1, 4]:

$$Q^{\text{КА}}_{\min}(\tau) = \sum_{b=1}^{m} N_b \, (1 - \eta_b), \quad (6)$$

где $Q^{\text{КА}}_{\min}$ – минимально возможное собственное тепловыделение КА;
b – тепловыделяющий агрегат, без функционирования которого КА станет неработоспособным;

N_b – мощность тепловыделяющего агрегата;

η_b – коэффициент полезного действия тепловыделяющего агрегата.

5. Изменение ориентации КА [5, 6].

Для определения ориентации КА используется связанная и орбитальная система координат (ССК и ОСК), при этом в ОСК точка отсчета находится в центре масс КА, а оси направлены следующим образом: $Z_{орб}$ – направлена от центра Земли по радиусу-вектору КА в сторону возрастания, $X_{орб}$ – направлена по вектору движения КА, $Y_{орб}$ – дополняет систему до прямоугольной правой. В ССК точка отсчета находится также в центре масс КА, оси направлены следующим образом: $Z_{сск}$ – направлена по вектору ориентации КА, $X_{сск}$ – вдоль поперечной оси КА, $Y_{орб}$ – дополняет до правой тройки. При этом поворот ССК относительно ОСК осуществляется на основании углов рыскания (вращение вокруг оси $Z_{сск}$), крена (вращение вокруг $X_{сск}$) и тангажа (вращение вокруг $Y_{сск}$), контролируемых системой управления движения КА на основании обработки информации датчиков. Для моделирования задаются начальные значения этих углов и законы их изменения во время орбитального движения.

Таким образом,

$$\begin{cases} X_{орб} = X_{сск} \\ Y_{орб} = -Y_{сск}. \\ Z_{орб} = -Z_{сск} \end{cases} \quad (7)$$

Положение КА в ОСК и ССК показано на рис. 2.

5.1. Угловое положение КА с минимальным воздействием солнечного теплового потока при повреждении ТРП РТО с одной стороны КА, для которого осуществляется вращение относительно оси $Z_{сск}$ в соответствии с рис. 3,

$$\omega_z > 0 | (q_c^s(\tau) \neq 0) \Lambda (k_c^{осв} > 0), \quad (8)$$

где ω_z – угловая скорость относительно оси $Z_{сск}$;

$k_c^{осв}$ – коэффициент освещенности РТО Солнцем, зависящий от угла между нормалью элемента в ОСК и направлением на Солнце.

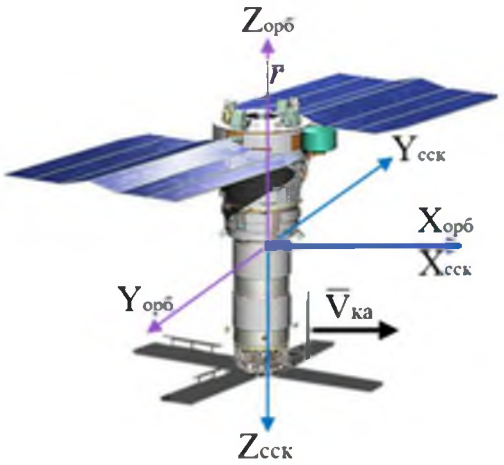


Рис. 2. Положение КА в ОСК и ССК

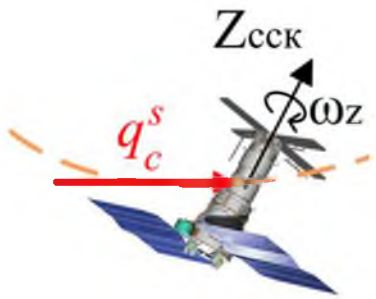


Рис. 3. Изменение ориентации КА (вращение относительно оси $Z_{сск}$)

Стоит отметить, что при подобной смене ориентации КА не теряет возможность решать целевые задачи.

5.2. Угловое положение КА с минимальным воздействием солнечного теплового потока на все РТО, при котором на участках пассивного полета направление оси $Z_{сск}$ противоположно направлению на Солнце:

$$\bar{z}_{\text{ССК}}^{\text{цел}} = -\bar{s}_{\text{ССК}}. \tag{9}$$

Здесь $\bar{z}_{\text{ССК}}^{\text{цел}}$ – целевое направление оси Z,

$\bar{s}_{\text{ССК}}$ – единичный вектор направления на Солнце в ССК.

При этом очевидно, что

$$\bar{z}_{\text{ССК}} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}, \tag{10}$$

где $\bar{z}_{\text{ССК}}$ – текущее направление оси $Z_{\text{ССК}}$.

Далее производится расчет оси вращения $k_{\text{ССК}}^{\text{вр}}$:

$$\bar{k}_{\text{ССК}}^{\text{вр}} = \bar{z}_{\text{ССК}} \times (-\bar{s}_{\text{ССК}}) = \begin{pmatrix} s_y^{\text{ССК}} \\ -s_x^{\text{ССК}} \\ 0 \end{pmatrix}, \tag{11}$$

и формируются управляющие моменты по осям:

$$\begin{cases} M_x = P_x s_y^{\text{ССК}} = J_x \left(\dfrac{2\pi}{\tau_x^{\text{м}}}\right)^2 s_y^{\text{ССК}} \\ M_y = -P_y s_x^{\text{ССК}} = -J_y \left(\dfrac{2\pi}{\tau_y^{\text{м}}}\right)^2 s_x^{\text{ССК}}, \\ M_z = 0 \end{cases} \tag{12}$$

где P – коэффициенты усиления по осям $X_{\text{ССК}}, Y_{\text{ССК}}$;

J_x, J_y – моменты инерции КА по осям $X_{\text{ССК}}, Y_{\text{ССК}}$;

$\tau_x^{\text{м}}, \tau_y^{\text{м}}$ – время переориентации по осям $X_{\text{ССК}}, Y_{\text{ССК}}$.

На рис. 4 показан пример такой смены ориентации, и ее логично поддерживать на освещенных участках орбиты, так как в тени Земли солнечный тепловой поток на КА не действует и применение подобной меры теряет смысл. Кроме того, стоит отметить, что при применении данного способа парирования целесообразно отключать целевую аппаратуру и обеспечивающее ее работу БО, так как решение целевых задач невозможно:

$$\begin{cases} (\bar{z}_{\text{ССК}}^{\text{цел}} = -\bar{s}_{\text{ССК}}) \wedge (N_{\text{ца}} = 0) \mid (q_s \neq 0) \wedge (\forall t_{\text{го}} > t_{\text{го}}^{\text{доп}}) \\ \bar{z}_{\text{ССК}}^{\text{цел}} = \bar{z}_{\text{ССК}} \mid (q_s = 0) \vee (\forall t_{\text{го}} \leq t_{\text{го}}^{\text{уст}}) \end{cases}, \tag{13}$$

где $N_{\text{ца}}$ – мощность целевой аппаратуры;

$t_{\text{го}}^{\text{уст}}$ – температура ГО, при которой осуществляется возвращение ориентации КА к исходной.

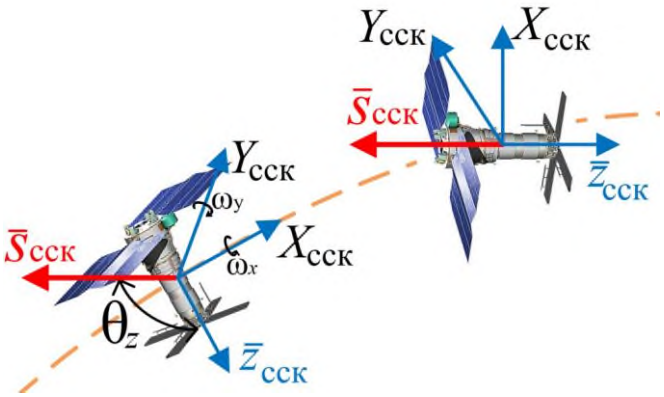


Рис. 4. Процесс смены ориентации для минимизации воздействия солнечного теплового потока на ТРП КА

Вместе с тем можно рассмотреть возможность функционирования СОТР в условиях превышения допустимых требований к тепловому режиму [4, 7]. Требования к температурам КА формируются из соображений гарантированного обеспечения условий для нормального функционирования системы, и на этапе проектирования, как правило, закладывается некоторый «запас прочности», однако при нарушении указанных в нормативно-технической документации условий функционирования нельзя сделать однозначный вывод о работоспособности СОТР. Так, выход из строя БО в ГО происходит при некоторой температуре, превышающей имеющийся в системе «запас прочности», величина которого носит случайный характер.

Границы распределения рабочих температур достаточно условны, при этом максимумы плотности распределения будут находиться внутри этих интервалов, а на их краях будут стремиться к нулю. С учетом этого можно считать, что температура ГО, при которой выходят из строя размещенные в отсеке ОР, подчиняется бета-распределению с неотрицательными параметрами формы:

$$\varphi_{t_{\text{го}}^{\text{доп}}}(t_{\text{го}}) = \frac{\left(t_{\text{го}} - t_{\text{го}}^{\min}\right)\left(t_{\text{го}}^{\max} - t_{\text{го}}\right)(v+w)!}{\left(t_{\text{го}}^{\max} - t_{\text{го}}^{\min}\right)^{v+w+1} v!\, w!}\Delta\left(t_{\text{го}} - t_{\text{го}}^{\min}\right)\Delta\left(t_{\text{го}}^{\max} - t_{\text{го}}\right), \quad (14)$$

где $\varphi_{t_{\text{го}}^{\text{доп}}}(t_{\text{го}})$ – плотность распределения температур ГО;

$t_{\text{го}}^{\min}, t_{\text{го}}^{\max}$ – минимальная и максимальная граница интервала распределения допустимых температур в ГО;

v, w – параметры формы распределения, определяемые путем статистической обработки экспериментальных данных для газа в ГО.

МЕТОДИКА ВЫБОРА МЕРОПРИЯТИЙ ОПЕРАТИВНОГО ПАРИРОВАНИЯ НАРУШЕНИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

Первоочередной проблемой, возникающей при поддержании работоспособного состояния СОТР КА в условиях деградации ТРП является сложность выбора мероприятий ОПН и их приоритета относительно друг друга в зависимости от степени повреждения ТРП внешних элементов аппарата [8]. Предлагается для оценки приоритета мероприятий ОПН функционирования СОТР использовать мнения экспертов с учетом весовых коэффициентов. Так, экспертами учитывается влияние мероприятий ОПН функционирования СОТР на массу КА и, как следствие, на стоимость, тепловой режим, возможность целевого функционирования и на сохранение САС с учетом сложности реализации таких мероприятий. При этом влияние способов парирования на температуру оценивается как при повреждении РТО с одной стороны КА $L_1^{\text{РТО}}$, так и при повреждении РТО со всех сторон $L_2^{\text{РТО}}$. Учет подобной градации поражения РТО необходим ввиду наличия мероприятий ОПН, зависящих от степени повреждений. Список всех мероприятий с экспертными оценками представлен на рис. 5, где коэффициенты C являются весовыми коэффициентами.

При повреждении РТО, в соответствии с рис. 6, в первую очередь имеет смысл применять мероприятия ОПН функционирования СОТР, связанные с функциональными изменениями системы, так как на их реализацию не требуется значительных затрат ресурсов. Такими мерами являются: изменение массового расхода в ЖК и объемного расхода в ГО в зависимости от температур ГО и ЖК ($v_1 \in V^{\text{п}}$), а также регулирование положения заслонки РР в зависимости от температур основного и дополнительных ЖК ($v_2 \in V^{\text{п}}$).

	Способ парирования	Влияние на тепловой режим $C_1 = 4$		Сохранение САС $C_2 = 2,5$	Возможность целевого функционирования $C_3 = 2$	Сохранность исходной массы $C_4 = 1,5$	Простота реализации $C_5 = 1$	Итог	
		$L_1^{\text{рто}}$	$L_2^{\text{рто}}$					$L_1^{\text{рто}}$	$L_2^{\text{рто}}$
v_1	Изменение массового расхода в ЖК и объемного расхода в герметичных отсеках в зависимости от температур элементов СТР	3	4	4	5	5	5	44,5	48,5
v_2	Изменение положения заслонки в РР в зависимости от температур всех ЖК	2	2	5	5	5	5	42,5	42,5
v_3	Ввод резервного ЖК, исключение / подключение поврежденных РТО в зависимости от освещенности	3	4	4	5	2	2	37	41
v_4	Выборочное отключение БО	2	2	3	2	5	4	31	31
v_5	Изменение ориентации КА относительно оси X ССК	4	0	3	5	2	4	40,5	0
v_6	Изменение ориентации КА относительно оси Y ССК	5	5	3	1	3	2	36	36
v_7	Функционирование СОТР в условиях превышения допустимых требований к тепловому режиму	2	2	1	1	5	5	25	25
	Применение тепловых аккумуляторов	1	1	5	5	1	4	32	32
	Дополнительное резервирование элементов газожидкостной СТР	1	1	5	5	2	3	32,5	32,5

Рис. 5. Список мероприятий ОПН функционирования СОТР с учетом экспертных оценок и весовых коэффициентов

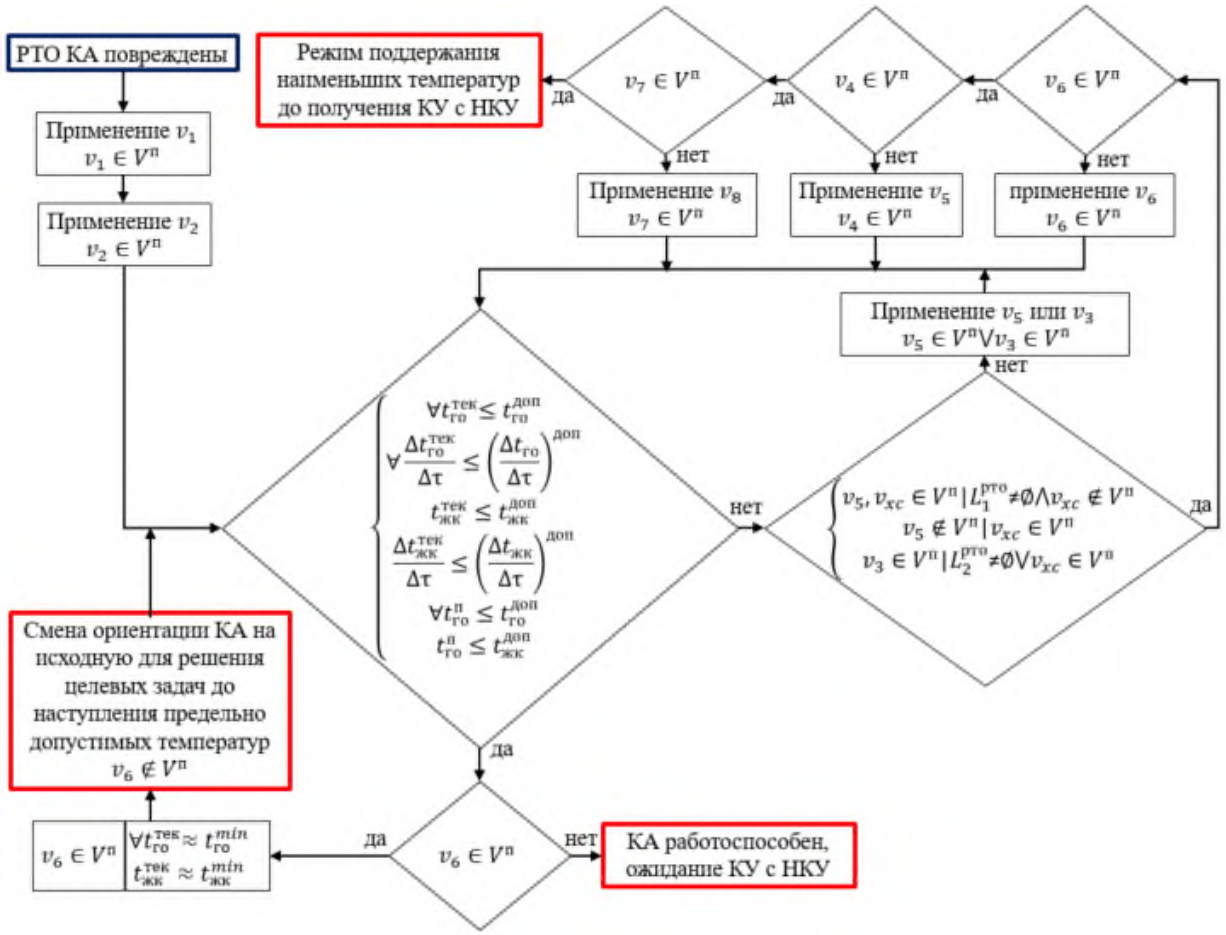


Рис. 6. Алгоритм автоматического выбора мероприятий ОПН функционирования СОТР при повреждении РТО КА

После реализации вышеуказанных способов на борту КА должен осуществляться контроль температур ГО и ЖК, по результатам которого БКУ принимает решение о необходимости дальнейшего применения мероприятий ОПН:

$$\begin{cases} \forall t_{\text{го}}^{\text{тек}} \le t_{\text{го}}^{\text{доп}} \\ \forall \dfrac{\Delta t_{\text{го}}^{\text{тек}}}{\Delta\tau} \le \left(\dfrac{\Delta t_{\text{го}}}{\Delta\tau}\right)^{\text{доп}} \\ t_{\text{жк}}^{\text{тек}} \le t_{\text{жк}}^{\text{доп}} \\ \dfrac{\Delta t_{\text{жк}}^{\text{тек}}}{\Delta\tau} \le \left(\dfrac{\Delta t_{\text{жк}}}{\Delta\tau}\right)^{\text{доп}} \\ \forall t_{\text{го}}^{\text{п}} \le t_{\text{го}}^{\text{доп}} \\ t_{\text{го}}^{\text{п}} \le t_{\text{жк}}^{\text{доп}} \end{cases}, \qquad (15)$$

где $t_{\text{го}}^{\text{тек}}, t_{\text{жк}}^{\text{тек}}$ – текущие значения температур ГО и ЖК соответственно;

$t_{\text{го}}^{\text{доп}}, t_{\text{жк}}^{\text{доп}}$ – предельно допустимые температуры ГО и ЖК (следует отметить: их значение несколько ниже максимальных, что необходимо для возможности реализации мер парирования без перехода КА в аварийный режим);

$\dfrac{\Delta t_{\text{го}}^{\text{тек}}}{\Delta\tau}, \dfrac{\Delta t_{\text{жк}}^{\text{тек}}}{\Delta\tau}$ – текущие скорости изменения температур ГО и ЖК;

$\left(\dfrac{\Delta t_{\text{го}}}{\Delta\tau}\right)^{\text{доп}}, \left(\dfrac{\Delta t_{\text{жк}}}{\Delta\tau}\right)^{\text{доп}}$ – предельно допустимые скорости изменения температур ГО и ЖК;

$t_{\text{го}}^{\text{п}}, t_{\text{жк}}^{\text{п}}$ – прогнозируемые температуры ГО и ЖК соответственно.

Если все условия соблюдены, то БКУ принимает решение, что КА работоспособен и для дальнейшего решения целевых задач до получения КУ с НКУ достаточно применения выбранных способов ОПН.

При несоответствии хотя бы одного из показателей требованиям, БКУ принимает решение о необходимости применения совместно с текущими мероприятиями ОПН других способов, после использования каждого из которых также осуществляется контроль температур в соответствии с выражением (15), пока не будет достигнуто работоспособное состояние КА или не будет исчерпан перечень возможных для применения мер парирования.

При недостаточности принятых мер имеет смысл в условиях повреждения РТО с одной стороны $L_1^{\text{рто}}$ сменить ориентацию КА относительно оси $Z_{\text{сск}}$ ($v_5 \in V^{\text{п}}$), а при повреждении РТО с различных сторон $L_2^{\text{рто}}$ использовать резервный ЖК для исключения из контура поврежденных РТО при воздействии на них солнечного теплового потока ($v_3 \in V^{\text{п}}$).

В случае, если ранее уже была применена смена ориентации КА относительно $Z_{\text{сск}}$, но по результатам контроля требования к температурному режиму не были удовлетворены, то имеет смысл ее отменить и ввести резервную магистраль для управления поврежденными РТО также и в случае повреждения РТО КА с одной стороны $L_1^{\text{рто}}$ в целях совместного использования с проведением последующих мероприятий ОПН ($v_3 \in V^{\text{п}} \wedge v_5 \notin V^{\text{п}}$).

При этом важно, чтобы применение такого мероприятия ОПН, как смена ориентации КА относительно оси $Z_{\text{сск}}$ не осуществлялось каждый раз после проверки влияния на тепловой режим КА других способов парирования. Для этого совместно со сменой ориентации КА относительно оси $Z_{\text{сск}}$ вводится дополнительное подмероприятие ОПН ($v_{xc} \in V^{\text{п}}$), при наличии которого БКУ принимает решение о том, что ранее данный способ уже применялся и его повторное использование нецелесообразно.

Далее вне зависимости от степени повреждений РТО при несоответствии теплового режима требованиям совместно с вышеуказанными мерами осуществляется смена ориентации КА, при которой направление $\bar{z}_{\text{сск}}^{\text{цел}}$ должно быть противоположно направлению на Солнце в

ССК $\bar{s}_{\text{сск}}$ ($v_6 \in V^{\text{п}}$). Такая ориентация КА поддерживается до тех пор, пока тепловой режим всех ГО и основного ЖК не достигнет минимально допустимых значений температур ГО $t_{\text{го}}^{\min}$ и ЖК $t_{\text{жк}}^{\min}$ соответственно:

$$v_6 \in V^{\text{п}} \left| \begin{matrix} \forall t_{\text{го}}^{\text{тек}} \approx t_{\text{го}}^{\min} \\ t_{\text{жк}}^{\text{тек}} \approx t_{\text{жк}}^{\min} \end{matrix} \right. . \quad (16)$$

Затем КА снова принимает исходную ориентацию для решения целевых задач до момента наступления предельных температур.

При условии недостаточности принятых мер ОПН далее допускается выборочное отключение БО ($v_4 \in V^{\text{п}}$) и временное функционирование СОТР в условиях превышения требований к температурному режиму ($v_7 \in V^{\text{п}}$).

В методике не учитывались возможности внедрения на борт КА тепловых аккумуляторов и дополнительного резерва элементов СТР ввиду очевидности их использования и значительного роста массы. При необходимости в соответствии с экспертными оценками, представленными на рис. 4, их внедрение и использование осуществляются перед выборочным отключением БО.

Если температурный режим не нормализовался после применения всех указанных выше мер ОПН функционирования СОТР, то за счет их использования предлагается минимизировать температуры на борту КА до получения КУ с НКУ для снижения негативных последствий.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен перечень возможных мероприятий ОПН функционирования СОТР герметичного КА в условиях деградации ТРП, а также методика их выбора и применения на борту аппарата с учетом возможной незапланированной деградации как всех РТО, так и некоторых из них.

Реализация представленных способов средствами БКУ может позволить сохранить работоспособное состояние аппарата при деградации его ТРП без перехода в аварийный режим до получения КУ с НКУ. Это позволит избежать паузы в решении целевых задач и сохранить требуемую оперативность их выполнения.

При недостаточности принятых мер для сохранения требуемого теплового режима целесообразно использовать указанную методику с целью уменьшения максимальных значений температур, что увеличит вероятность восстановления КА после реализации команд управления с наземного комплекса управления.

Список использованных источников

1. *Абдурахимов А. А., Матвеев Г. А.* Модель функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата в условиях деградации терморегулирующих покрытий // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 696. – С. 227–236.

2. *Абдурахимов А. А., Скворцов Д. В.* Моделирование деградации крупногабаритных уязвимых элементов космических аппаратов в условиях воздействия факторов космического пространства // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 182–194.

3. Конструкция космических аппаратов / А. А. Абдурахимов [и др.]. – СПб. : ВКА им А. Ф. Можайского, 2018. – 191 с.

4. *Малоземов В. В.* Тепловой режим космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1980. – 232 с.

5. *Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н.* Теория полета космических аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.

6. *Аверкиев Н. Ф., Богачев С. А.* Основы теории полета летательных аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – 242 с.

7. *Никольский В. В.* Основы проектирования автоматических космических аппаратов. – СПб. : БГТУ, 2007. – 230 с.

8. *Копкин Е. В., Кравцов А. Н., Мышко В. В.* Контроль и диагностика космических средств : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 197 с.

В. Н. Арсеньев[1],
доктор технических наук, профессор;
Е. В. Колосов[2];
Е. В. Слатова[3]
[1, 3]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2]в/ч 25353д, г. Москва.

МЕТОДИКА ПЛАНИРОВАНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ ЧАСТНЫХ ПРИЗНАКОВ НАБЛЮДАЕМЫХ ОБЪЕКТОВ ОРБИТАЛЬНЫМ СРЕДСТВОМ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАННОГО КАЧЕСТВА ВЫБОРА ЦЕЛЕВОГО ОБЪЕКТА

Для решения задачи выбора заданного (целевого) объекта из множества объектов, наблюдаемых космическим аппаратом контроля космического пространства, используется информация, получаемая с помощью бортовых измерительных средств. Измеряются некоторые частные (координатные и некоординатные) признаки, характеризующие наблюдаемые космические объекты, и на их основе формируются интегральные признаки каждого объекта. Для решения задачи выбора с требуемой вероятностью необходим определенный объем измерительной информации, который зависит от многих факторов. Предлагается подход, основанный на целенаправленном увеличении числа измерений значений отдельных частных признаков наблюдаемых объектов с учетом приоритетности признаков, выделенных с точки зрения их влияния на вероятность правильного выбора целевого объекта и возможностей бортовых измерительных средств в различных условиях наблюдения.

Ключевые слова: наблюдаемые космические объекты, целевой объект, частные и интегральные признаки, вероятность правильного выбора.

ВВЕДЕНИЕ

Использование космических аппаратов (КА) для контроля космического пространства (ККП) позволяет оперативно обнаруживать и предотвращать опасные сближения функционирующих космических средств с другими космическими объектами (КО), представляющими собой в большинстве случаев элементы космического мусора [1, 2]. С помощью измерительных средств, расположенных на борту КА ККП, измеряются значения некоторых частных (координатных и некоординатных) признаков, характеризующих наблюдаемые космические объекты [3, 4], и на их основе формируются интегральные признаки КО [5]. Полученные интегральные признаки используются для определения в наблюдаемой области космического пространства объекта, представляющего наибольшую угрозу для функционирующих в его окрестности космических аппаратов [6]. Частные признаки, характеризующие целевой космический объект, полагаются известными с точностью до их распределений. Во многих случаях для описания частных признаков целевого объекта применяется нормальный закон распределения [3, 7].

На базе полученной измерительной информации принимается решение о том, какой из наблюдаемых объектов является целевым. Не останавливаясь на методах решения этой задачи, которые достаточно подробно представлены в работах [5, 8], следует отметить, что из-за погрешностей бортовых измерительных средств КА ККП и случайного характера частных признаков целевого объекта правильное решение может быть получено лишь с некоторой вероятностью. При этом она не должна быть меньше заранее заданного значения.

Вероятность правильного выбора целевого объекта из множества наблюдаемых КА ККП объектов зависит от следующих признаков:

– состава координатных и некоординатных признаков, характеризующих наблюдаемые КО, значения которых могут быть измерены в конкретных условиях наблюдения;

– точностных характеристик бортовых измерительных средств КА ККП (дисперсий погрешностей измерений частных признаков наблюдаемых объектов);

– объемов измерительной информации, которые определяются количествами измерений значений частных признаков наблюдаемых космических объектов;

– формы представления информации о признаках целевого объекта (детерминированной или стохастической).

Существуют разные способы повышения качества решения задачи выбора целевого объекта. Ниже предлагается для обеспечения требуемой вероятности целенаправленно увеличивать количества измерений частных признаков с учетом их приоритета по степени влияния на величину вероятности выбора целевого объекта и возможностей бортовых измерительных средств в различных условиях наблюдения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Космический аппарат контроля космического пространства ведет наблюдение за некоторой его областью, в которой находится целевой объект, представляющий угрозу функционирующим КА. Всего в наблюдаемой области КА ККП обнаружил R космических объектов. Полагается, что за время, отведенное на решение задачи выбора целевого объекта, относительное положение КА ККП и наблюдаемых объектов существенно не изменяется.

Бортовой измерительный комплекс КА ККП провел измерения значений n частных признаков всех наблюдаемых КО, причем i-й признак r-го объекта удалось измерить $N_i^{(r)} \geq 0$ раз. Количества измерений частных признаков удобно представить в виде кортежей измерений: $N^{(r)} = \left\langle N_i^{(r)},\ i = \overline{1,n} \right\rangle$, $r = \overline{1,R}$.

Результаты измерений частных признаков наблюдаемых объектов представлены значениями: $x_{ij}^{(r)}$, $i = \overline{1,n}$, $j = \overline{1,N_i^{(r)}}$, $r = \overline{1,R}$.

Погрешности измерений частных признаков являются независимыми случайными величинами $X_{\text{и}i}$, распределенными по нормальному закону с математическими ожиданиями $M_{X_{\text{и}i}} = 0$ и дисперсиями $D_{X_{\text{и}i}}$, $i = \overline{1,n}$.

Известно, что частные признаки $X_{\text{ц}i}$ целевого объекта также распределены по нормальному закону, но с математическими ожиданиями $x_{\text{ц}i}$ и дисперсиями $D_{X_{\text{ц}i}}$, $i = \overline{1,n}$.

Задано требуемое значение $P_{\text{тр}}$ вероятности правильного выбора целевого объекта.

По результатам измерений с помощью известных формул [5] получены значения интегральных признаков:

$$w_r = \frac{w_{\text{ц}}}{\sum\limits_{i=1}^{n} \dfrac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}}}} \sum_{i=1}^{n} \left[\frac{x_{\text{ц}i}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)} \sum_{j=1}^{N_i^{(r)}} x_{ij}^{(r)} \right], \tag{1}$$

и выражения для целевых признаков наблюдаемых объектов

$$W_{\text{ц}r} = \frac{w_{\text{ц}}}{\sum\limits_{i=1}^{n} \dfrac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}}}} \sum_{i=1}^{n} \left[\frac{x_{\text{ц}i} N_i^{(r)}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)} X_{\text{ц}i} \right],\ r = \overline{1,R}, \tag{2}$$

где $w_{\text{ц}}$ – значение интегрального признака, относительно которого группируются реализации интегральных признаков наблюдаемых объектов,

$$w_{\text{ц}} = \frac{1}{\sum_{j=1}^{n} c_j^2 / D_{X_{\text{и}j}}} \sum_{i=1}^{n} \frac{c_i x_{\text{ц}i}}{D_{X_{\text{и}j}}};$$

c_i – единичные коэффициенты, имеющие такие же размерности, как и соответствующие признаки, т. е. $[c_i] = [X_{\text{и}i}]$, $i = \overline{1,n}$.

С использованием формул (1) и (2) получены дисперсии величин w_r и $W_{\text{ц}r}$, обусловленные погрешностями бортовых измерительных средств и случайным характером признаков целевого объекта:

$$D_{W_r} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\left(\sum_{j=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}j}^2 N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}} + N_j^{(r)} D_{X_{\text{ц}j}}} \right)^2} \sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)} D_{X_{\text{и}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)^2}, \tag{3}$$

$$D_{W_{\text{ц}r}} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\left(\sum_{j=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}j}^2 N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}} + N_j^{(r)} D_{X_{\text{ц}j}}} \right)^2} \sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 (N_i^{(r)})^2 D_{X_{\text{ц}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)^2}, \; r = \overline{1,R}. \tag{4}$$

Отсюда видно, что при детерминированных частных признаках целевого объекта, т. е. при $D_{X_{\text{ц}i}} = 0$, $i = \overline{1,n}$, дисперсии целевых признаков наблюдаемых объектов $D_{W_{\text{ц}r}} = 0$, $r = \overline{1,R}$, а формула (3) совпадает с уже известной [9]

$$D_{W_r} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}i}}}}.$$

На основе имеющейся информации необходимо определить состав и количества измерений частных признаков каждого наблюдаемого объекта, необходимых для того, чтобы вероятность выбора целевого объекта была не меньше требуемой.

МЕТОДИКА ПЛАНИРОВАНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ ЧАСТНЫХ ПРИЗНАКОВ НАБЛЮДАЕМЫХ ОБЪЕКТОВ

Рассматривается случайная величина $Z_r = W_r - W_{\text{ц}r}$, характеризующая отличие интегрального признака W_r r-го наблюдаемого объекта от его целевого признака $W_{\text{ц}r}$. В силу сделанных допущений величина Z_r распределена по нормальному закону

$$\varphi_{Z_r}(z_r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi D_{Z_r}}} e^{-\frac{z_r^2}{2D_{Z_r}}} \tag{5}$$

с нулевым математическим ожиданием и дисперсией

$$D_{Z_r} = D_{W_r} + D_{W_{\text{ц}r}} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\left(\sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}}} \right)^2} \sum_{i=1}^{n} \left[\frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)} D_{X_{\text{и}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)^2} + \frac{x_{\text{ц}i}^2 (N_i^{(r)})^2 D_{X_{\text{ц}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)^2} \right] =$$

$$= \frac{w_{\text{ц}}^2}{\sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{И}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{Ц}i}}}}. \qquad (6)$$

Пусть задан некоторый симметричный интервал $|Z_r| < \Delta z$, в который случайная величина Z_r должна попадать с вероятностью $P_r = P(|Z_r| < \Delta z)$, не меньшей требуемой $P_{\text{тр}}$, т. е. должно выполняться условие

$$P_r \geq P_{\text{тр}} \qquad (7)$$

или с учетом формулы (5)

$$P_r = P(-\Delta z < Z_r < \Delta z) = \int_{-\Delta z}^{\Delta z} \varphi_{Z_r}(z_r) dz_r = \frac{1}{\sqrt{2\pi D_{Z_r}}} \int_{-\Delta z}^{\Delta z} e^{-\frac{z_r^2}{2D_{Z_r}}} dz_r = 2\Phi_0\left(\frac{\Delta z}{\sqrt{D_{Z_r}}}\right) \geq P_{\text{тр}}, \qquad (8)$$

где $\Phi_0(y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^y e^{-\frac{t^2}{2}} dt$ – функция Лапласа [10].

Допустим, что неравенство (7) удовлетворяется, если каждый частный признак наблюдаемого объекта измерен один раз, т. е. $N_1^{(r)} = N_2^{(r)} = \ldots = N_n^{(r)} = 1$. В этом случае дисперсию, полученную по формуле (6), обозначим как

$$D_{\text{мд}} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2}{D_{X_{\text{И}i}} + D_{X_{\text{Ц}i}}}} \qquad (9)$$

и назовем максимально допустимой дисперсией, поскольку, как видно из формулы (8), при $D_{Z_r} > D_{\text{мд}}$ вероятность выбора r-го наблюдаемого объекта в качестве целевого будет меньше требуемой. При этом величину дисперсии D_{Z_r} можно рассматривать как показатель качества измерительной информации.

Формула (8) также позволяет определить границы интервала для случайной величины Z_r:

$$\Delta z = \sqrt{D_{\text{мд}}} \Phi_0^{-1}\left(\frac{\text{P}_{\text{тр}}}{2}\right),$$

вероятность попадания в который равна $P_{\text{тр}}$.

Вероятность выбора r-го наблюдаемого объекта в качестве целевого, как следует из формулы (8), зависит от дисперсии D_{Z_r}, которая, в свою очередь, зависит от количеств измерений $N_i^{(r)}$ частных признаков, дисперсий $D_{X_{\text{И}i}}$ погрешностей бортовых измерительных средств, а также от математических ожиданий $x_{\text{ц}i}$ и дисперсий $D_{X_{\text{Ц}i}}$ частных признаков целевого объекта, $i = \overline{1,n}$. В процессе функционирования КА ОКП величины $D_{X_{\text{И}i}}$, $x_{\text{ц}i}$ и $D_{X_{\text{Ц}i}}$, $i = \overline{1,n}$, как правило, не меняются. Следовательно, обеспечить выполнение условия

$$D_{Z_r} \leq D_{\text{мд}} \qquad (10)$$

можно путем увеличения объема измерительной информации, который определяется, как уже было отмечено выше, величинами $N_i^{(r)}$, $i=\overline{1,n}$. При этом, как видно из формулы (6), одно и то же число измерений различных частных признаков по-разному влияет на величину дисперсии D_{Z_r} и, как следствие, на вероятность P_r.

Для определения степени влияния величин $N_i^{(r)}$ на дисперсию D_{Z_r} вычисляются первые производные:

$$\frac{\partial D_{Z_r}}{\partial N_i^{(r)}}=\frac{\partial}{\partial N_i^{(r)}}\left(\frac{w_{\text{ц}}^2}{\sum\limits_{j=1}^{n}\frac{x_{\text{ц}j}^2N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}}+N_j^{(r)}D_{X_{\text{ц}j}}}}\right)=\frac{-w_{\text{ц}}^2\frac{\partial}{\partial N_i^{(r)}}\left(\frac{x_{\text{ц}i}^2N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}i}}+N_i^{(r)}D_{X_{\text{ц}i}}}\right)}{\left(\sum\limits_{j=1}^{n}\frac{x_{\text{ц}j}^2N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}}+N_j^{(r)}D_{X_{\text{ц}j}}}\right)^2}=$$

$$=\frac{-w_{\text{ц}}^2x_{\text{ц}i}^2D_{X_{\text{и}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}}+N_i^{(r)}D_{X_{\text{ц}i}}\right)^2\left(\sum\limits_{j=1}^{n}\frac{x_{\text{ц}j}^2N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}}+N_j^{(r)}D_{X_{\text{ц}j}}}\right)^2},\ i=\overline{1,n}. \qquad (11)$$

Они, как видно из последнего выражения, являются отрицательными. В связи с этим рассматривается кортеж $\frac{\partial D_{Z_r}}{\partial \mathrm{N}^{(r)}}=\left\langle\left|\frac{\partial D_{Z_r}}{\partial N_i^{(r)}}\right|,\ i=\overline{1,n}\right\rangle$, элементами которого являются модули производных.

Первые производные позволяют определить частные признаки, которые наиболее существенно влияют на величину дисперсии D_{Z_r} интегрального признака наблюдаемого объекта и вероятность P_r, на их приоритетность с точки зрения влияния на вероятность правильного выбора целевого объекта, порядок и количества измерений значений частных признаков, необходимые для обеспечения требуемого значения вероятности выбора. Вместе с тем следует учитывать то, что по мере увеличения числа измерений значений одного и того же частного признака модуль соответствующей производной и вклад полученной измерительной информации в снижение дисперсии D_{Z_r} (увеличение вероятности P_r) уменьшаются.

Предлагается следующий порядок решения задачи обеспечения требуемой вероятности выбора целевого объекта.

1. По формуле (9) определяется значение максимально допустимой дисперсии $D_{\text{мд}}$.

2. Рассчитываются дисперсии D_{Z_r} по формуле (6) и соответствующие вероятности P_r по формуле (8), $r=\overline{1,R}$.

3. Если отсутствует возможность проведения дополнительных измерений частных признаков наблюдаемых объектов, то одним из известных методов принимается решение о целевом объекте. При этом вероятность принятия правильного решения зависит от выполнения условия (10) для выбранного объекта. Если оно выполняется, то вероятность больше или равна требуемой. В противном случае вероятность меньше требуемой.

4. При невыполнении условия (10) и наличии возможности увеличения объема измерительной информации проводятся дополнительные измерения частных признаков каждого наблюдаемого объекта по приведенной ниже схеме.

4.1. По формуле (11) рассчитываются первые производные, соответствующие частным признакам наблюдаемого объекта, которые были измерены. На их основе формиру-

ется кортеж производных $\frac{\partial D_{Z_r}}{\partial \mathrm{N}^{(r)}} = \left\langle \left| \frac{\partial D_{Z_r}}{\partial N_i^{(r)}} \right|, \; i = \overline{1,n} \right\rangle$. Если значение частного признака не измерялось, то соответствующая производная полагается равной нулю.

4.2. Номера частных признаков располагаются в порядке убывания модулей значений соответствующих им производных.

4.3. Первым измеряется значение признака, имеющего максимальное значение модуля производной.

4.4. Измеренное значение признака вместе с результатами предшествующих измерений частных признаков объекта используется для вычисления величин D_{Z_r} и P_r и проверки выполнения условия (7).

4.5. Если условие (7) выполняется, процесс измерений значений частных признаков объекта может быть прекращен. В противном случае, если позволяют условия наблюдения, действия по п. 4.1–4.5 целесообразно продолжить до выполнения условия (7).

На основе имеющейся априорной информации и результатов измерений частных признаков наблюдаемых КА ККП объектов принимается решение о том, какой из них является целевым.

ПРИМЕР

Космический аппарат ККП ведет наблюдение за заданной областью космического пространства, в которой обнаружено $R = 2$ космических объекта. Каждый КО характеризуется $n = 6$ частными признаками. Дисперсии погрешностей бортовых измерительных средств $D_{X_{\text{И}1}} = 1$; $D_{X_{\text{И}2}} = 2{,}5$; $D_{X_{\text{И}3}} = 2$; $D_{X_{\text{И}4}} = 2$; $D_{X_{\text{И}5}} = 1$; $D_{X_{\text{И}6}} = 1{,}5$.

Математические ожидания частных признаков целевого объекта составят: $x_{\text{ц}1} = 17$; $x_{\text{ц}2} = 23$; $x_{\text{ц}3} = 21$; $x_{\text{ц}4} = 18$; $x_{\text{ц}5} = 14$; $x_{\text{ц}6} = 12$, а их дисперсии – $D_{X_{\text{Ц}1}} = 2$; $D_{X_{\text{Ц}2}} = 3$; $D_{X_{\text{Ц}3}} = 3$; $D_{X_{\text{Ц}4}} = 1$; $D_{X_{\text{Ц}5}} = 2$; $D_{X_{\text{Ц}6}} = 0{,}5$.

Требуемое значение вероятности правильного выбора целевого объекта $P_{\text{тр}} = 0{,}9$.

Количества измерений частных признаков первого и второго наблюдаемых объектов представлены кортежами измерений:

$$\mathrm{N}^{(1)} = \left\langle N_i^{(1)}, \; i = \overline{1,6} \right\rangle = \langle 1,\ 0,\ 1,\ 1,\ 1,\ 1 \rangle, \; \mathrm{N}^{(2)} = \left\langle N_i^{(2)}, \; i = \overline{1,6} \right\rangle = \langle 1,\ 1,\ 1,\ 1,\ 1,\ 0 \rangle .$$

Отсюда видно, у первого наблюдаемого объекта не удалось измерить второй частный признак, а у второго – шестой.

Значение интегрального признака, относительно которого будут группироваться реализации интегральных признаков наблюдаемых объектов, составит $w_{\text{ц}} = 16{,}6475$.

В соответствии с формулой (9) получено максимально допустимое значение дисперсии $D_{\text{мд}} = 0{,}5268$, при котором вероятность правильного выбора целевого объекта будет следующей: $P_{\text{тр}} = 0{,}9$.

Дисперсии случайных величин $Z_r = W_r - W_{\text{ц}\,r}$, рассчитанные по формуле (6), равны: $D_{Z_1} = 0{,}6447$, $D_{Z_2} = 0{,}6104$, а соответствующие им вероятности – $P_1 = 0{,}8630$, $P_2 = 0{,}8735$. Отсюда следует, что имеющейся измерительной информации не достаточно для определения целевого объекта с заданной вероятностью.

При наличии возможности получения дополнительной измерительной информации для каждого из объектов проводятся дополнительные измерения частных признаков в соответствии с предложенной выше схемой.

Рассматривается сначала первый объект.

На основе кортежа измерений $\mathrm{N}^{(1)}$, содержащего количества проведенных измерений частных признаков первого объекта, по формуле (11) вычисляются первые производные: $\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_1^{(1)}} = -0,0482;$ $\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_2^{(1)}} = 0;$ $\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_3^{(1)}} = -0,0529;$ $\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_4^{(1)}} = -0,1080;$ $\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_5^{(1)}} = -0,0327;$ $\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_6^{(1)}} = -0,0810$ и формируется кортеж

$$\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial \mathrm{N}^{(1)}} = \left\langle \left| \frac{\partial D_{Z_1}}{\partial N_i^{(1)}} \right|,\ i = \overline{1,6} \right\rangle = \underset{1}{\langle} 0,0482,\ \underset{2}{0},\ 0,0529,\ 0,1080,\ 0,0327,\ 0,0810 \underset{6}{\rangle}.$$

Ниже производных (под ними) приведены номера соответствующих частных признаков.

Если производные расположить в порядке убывания (или уменьшения степени влияния признаков на дисперсию D_{Z_1}), то им будет соответствовать последовательность номеров признаков 4, 6, 3, 1, 5, из которой видно, что наибольший вклад в уменьшение дисперсии D_{Z_1} дает измерение четвертого признака. Вклад от измерения шестого признака меньше, чем вклад от измерения четвертого, но больше, чем от измерения третьего и т. д.

В связи с этим целесообразно в первую очередь провести измерение значения четвертого признака. Новый кортеж измерений частных признаков примет вид $\mathrm{N}^{(1)} = \langle 1,\ 0,\ 1,\ 2,\ 1,\ 1 \rangle$.

На основе имеющихся данных измерений и дополнительного измерения четвертого признака определяются величины $D_{Z_1} = 0,5728 > D_{\text{мд}}$, $\mathrm{P}_1 = 0,8853 < \mathrm{P}_{\text{тр}}$.

Поскольку требуемая вероятность не обеспечивается, вновь определяются первые производные:

$$\frac{\partial D_{Z_1}}{\partial \mathrm{N}^{(1)}} = \underset{1}{\langle} 0.0380,\ \underset{2}{0},\ 0.0418,\ 0.0479,\ 0.0258,\ 0.0639 \underset{6}{\rangle}$$

и новая последовательность номеров признаков 6, 4, 3, 1, 5, из которой видно, что наибольший вклад в уменьшение дисперсии D_{Z_1} теперь дает измерение шестого признака. В этом случае кортеж измерений $\mathrm{N}^{(1)} = \langle 1,\ 0,\ 1,\ 2,\ 1,\ 2 \rangle$, $D_{Z_1} = 0,5258 < D_{\text{мд}}$ и $\mathrm{P}_1 = 0,9003 > \mathrm{P}_{\text{тр}}$, т. е. требования к вероятности правильного выбора целевого объекта удовлетворяются.

Рассматривается второй объект.

В соответствии с кортежем измерений $\mathrm{N}^{(2)} = \langle 1,\ 1,\ 1,\ 1,\ 1,\ 0 \rangle$ получаются величины $D_{Z_2} = 0,6104 > D_{\text{мд}}$ и $\mathrm{P}_2 = 0,8735 < \mathrm{P}_{\text{тр}}$, из анализа которых видно, что требования к вероятности не выполняются.

Вычисляются первые производные

$$\frac{\partial D_{Z_2}}{\partial \mathrm{N}^{(2)}} = \underset{1}{\langle} 0.0432\ \ 0.0588\ \ 0.0474\ \ 0.0968\ \ 0.0293\ \ \underset{6}{0} \rangle,$$

по которым определяется последовательность номеров признаков в порядке убывания соответствующих производных: 4, 2, 3, 1, 5.

Проводится дополнительное измерение четвертого признака, и кортеж измерений, включающий количества измерений частных признаков второго объекта, принимает вид

$N^{(2)} = \langle 1, 1, 1, 2, 1, 0 \rangle$. На основе этих данных получаются величины $D_{Z_2} = 0,5455$ и $P_2 = 0,8940$. Поскольку требования к вероятности не выполняются, вновь вычисляются частные производные:

$$\frac{\partial D_{Z_2}}{\partial N^{(2)}} = \langle \underset{1}{0.0345} \quad \underset{2}{0.0469} \quad \underset{3}{0.0379} \quad \underset{4}{0.0435} \quad \underset{5}{0.0234} \quad \underset{6}{0} \rangle$$

и определяется приоритетность частных признаков: 2, 4, 3, 1, 5.

После дополнительного измерения значения второго признака кортеж измерений $N^{(2)} = \langle 1, 2, 1, 2, 1, 0 \rangle$ и требования к вероятности удовлетворяются, поскольку $D_{Z_2} = 0,5167 < D_{\text{мд}}$, $P_2 = 0,9033 > P_{\text{пр}}$.

Следует также отметить, что добиться удовлетворения требования по вероятности правильного выбора целевого объекта можно, например, измерив дополнительно вместо второго признака значение третьего или первого.

В первом случае кортеж измерений $N^{(2)} = \langle 1, 1, 2, 2, 1, 0 \rangle$ и $D_{Z_2} = 0,5228$, $P_2 = 0,9013$, а во втором – $N^{(2)} = \langle 2, 1, 1, 2, 1, 0 \rangle$ и $D_{Z_2} = 0,5256$, $P_2 = 0,9004$.

После получения необходимых объемов измерительной информации о частных признаках наблюдаемых объектов решается задача выбора целевого объекта, например методом максимума апостериорной вероятности [5].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для обеспечения требуемой вероятности выбора целевого объекта из множества объектов, наблюдаемых космическим аппаратом контроля космического пространства, необходим определенный объем измерительной информации, получаемой с помощью его бортовых измерительных средств. Для решения этой задачи предложен подход, состоящий из нескольких этапов, на каждом из которых определяется приоритетность частных признаков наблюдаемого объекта с точки зрения их влияния на вероятность правильного выбора целевого объекта и измеряется значение наиболее приоритетного признака. Если позволяют условия наблюдения и время, отведенное на выбор целевого объекта, процесс повторяется для каждого наблюдаемого объекта до обеспечения требуемого значения вероятности. После окончания измерений на основе априорной и полученной измерительной информации обо всех наблюдаемых объектах принимается решение о том, какой из них является целевым.

На гипотетическом примере продемонстрировано применение предложенного подхода к планированию измерений шести частных признаков двух наблюдаемых объектов и показана возможность достижения требуемой вероятности правильного выбора целевого объекта.

Список использованных источников

1. Challenging aspects in evaluation the potential danger of space objects breakups and collisions for space flights / V. Adushkin [et al.] // Advances and Astrophysics. – 2018. – Vol. 3, № 2. – P. 83–90. – URL: https://dx.doi.org/10.22606/adap.2018.32003 (дата обращения: 05.08.2021).

2. *Menshikov V. A., Perminov A. N., Urlichich Y. M.* The Conception of the International Global Monitoring Aerospace System (IGMASS) // Global Aerospace Monitoring and Disaster Management. Springer, Vienna. 2012. – URL: https://doi.org/10.1007/978-3-7091-0810-9_4 (дата обращения: 05.08.2021).

3. *Кириченко Д. В., Багров А. В.* Оперативное выявление космогенных угроз с помощью орбитальных средств контроля космического пространства // Радиопромышленность. – 2014. – № 1. – С. 174–184.

4. *Немыкин О. И.* Исследование информативности признаков селекции КА, формируемых по результатам обработки временных реализаций некоординатной информации // Вопросы радиоэлектроники. – 2018. – № 3. – С. 90–98. – URL: https://doi.org/10.21778/2218-5453-2018-3-90-98 (дата обращения: 05.08.2021).

5. *Арсеньев В. Н., Ядренкин А. А., Слатова Е. В.* Принятие решения о наиболее опасном техногенном объекте космическим аппаратом мониторинга околоземного космического пространства // Информационно-управляющие системы. – 2023. – № 4. – С. 26–34. – doi:10.31799/1684-8853-2023-4-26-34.

6. Формирование единого классификатора опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве / Е. А. Павлова [и др.] // Препринты ИПМ имени М. В. Келдыша. – 2020. – № 23. – URL: http://doi.org/10.20948/prepr-2020-23 (дата обращения: 05.08.2021).

7. *Афанасьев А. А., Биктимиров Ш. Н.* Архитектура формаций кубсатов для наблюдения за малым космическим мусором и определения его орбиты // Информационно-управляющие системы. – 2021. – № 4(113). – С. 37–46. – URL: https://doi.org/10.31799/1684-8853-2021-4-37-46 (дата обращения: 05.08.2021).

8. *Амелькин С. А., Захаров А. В., Хачумов В. М.* Обобщенное расстояние Евклида – Махаланобиса и его свойства // Информационные технологии и вычислительные системы. – 2006. – № 4. – С. 40–44.

9. *Арсеньев В. Н., Ядренкин А. А.* Выбор заданного космического объекта из множества наблюдаемых специализированным космическим аппаратом // Информационно-управляющие системы. – 2022. – № 2 (117). – С. 11–19. – Doi:10.31799/1684-8853-2022-2-11-19.

10. *Пугачев В. С.* Теория вероятностей и математическая статистика. – 2-е изд., исправл. и доп. – М. : Физматлит. 2002. – 496 с.

А. М. Бабин;
М. В. Житный,
кандидат технических наук, доцент;
А. Л. Копейка,
кандидат технических наук;
В. В. Мартынов

РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ПНЕВМАТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

На основе проведенного теоретического расчета разработан и испытан экспериментальный образец газодинамической пневматической установки. В результате испытаний установки подтверждена состоятельность идеи внедрения ее в состав баллистического комплекса БС-3. Полученные при проведении экспериментов результаты позволяют сделать вывод о востребованности установки, определить основные области ее применения. Выявлен ряд положительных эксплуатационных свойств газодинамической пневматической установки, способствующих успешному внедрению ее в состав экспериментально-лабораторной базы. Определены основные направления совершенствования установки, позволяющие значительно расширить область ее применения.

Ключевые слова: пневматическая установка, скорость соударений, метание ударников, экспериментальный образец, баллистический комплекс.

ВВЕДЕНИЕ

В ряде отраслей науки и техники ведутся исследования, связанные с изучением процессов, характеризующихся скоростным взаимодействием твердых тел с преградой. К таким процессам относятся, например, взаимодействие пуль и осколков боеприпасов со средствами индивидуальной защиты личного состава, с элементами защитных сооружений, с корпусом и броней различной техники и т. д. При этом речь идет о скоростях соударения, имеющих значение преимущественно до 1000 м/с. Сюда же можно отнести определенную часть космических частиц, полагая, что многие из них движутся в попутном (или близком к тому) направлении с космическим аппаратом и относительная скорость их соударения также может находиться в обозначенном диапазоне.

Для проведения таких испытаний требуются метательные устройства, способные разгонять твердое тело (ударник) до скоростей, соответствующих исследуемому процессу. Наибольшее распространение к настоящему времени получили многоступенчатые газодинамические метательные устройства. Метание ударников в таких установках осуществляется легким газом, сжатым при помощи поршня, ускоренного в камере сжатия продуктами сгорания порохового заряда [1]. На экспериментально-лабораторной базе Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского содержится и успешно эксплуатируется в течение нескольких десятилетий баллистический комплекс БС-3, в состав которого входит одно из таких устройств – двухступенчатая легкогазовая установка (ЛГУ) [2, 3]. Она предназначена для реализации скоростей метания ударников в диапазоне 1000–5000 м/с. С ее помощью можно реализовать скорости метания ударников, в том числе и до 1000 м/с, однако это нерационально ввиду значительных материальных и трудовых затрат. Поэтому возникла задача расширить существующие возможности баллистического комплекса за счет использования более эффективного метательного средства, работающего в обозначенном диапазоне скоростей.

Для расширения технических возможностей баллистического комплекса БС-3 авторами предложена идея внедрения в его состав газодинамической пневматической установки (ГПУ), с перспективой обеспечения выполнения экспериментов в обозначенном диапазоне скоростей метания ударников – от сотни до тысячи метров в секунду. Для обоснования со-

стоятельности идеи выполнен комплекс мероприятий по проведению теоретических расчетов разгона ударников до высоких скоростей, по разработке конструкции и реализации экспериментальной установки, по обеспечению серии натурных испытаний для отработки и совершенствования самой установки, а также для получения практических результатов достигнутых скоростей метания.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ГПУ

На первом этапе проектирования ГПУ выполнен теоретический расчет, позволивший оценить основные технические возможности рассматриваемого способа метания и определиться с конструктивными особенностями разрабатываемого устройства. Такая ГПУ является частным случаем артиллерийского орудия, состоящего из двух основных частей: ствола (включая заряд, снаряд и т. д.) и лафета, на котором устанавливается ствол.

В ГПУ, как и в любой артиллерийской установке, метание ударника (снаряда) осуществляется расширяющимся в стволе газом. Процесс метания из любого ствола может быть схематически представлен, как показано на рис. 1, где представлен ствол, имеющий длину L, а также два положения ударника: начальное – на расстоянии L_k от дна ствола и конечное – когда тело прошло весь путь разгона $L_{\text{ст}}$ [1].

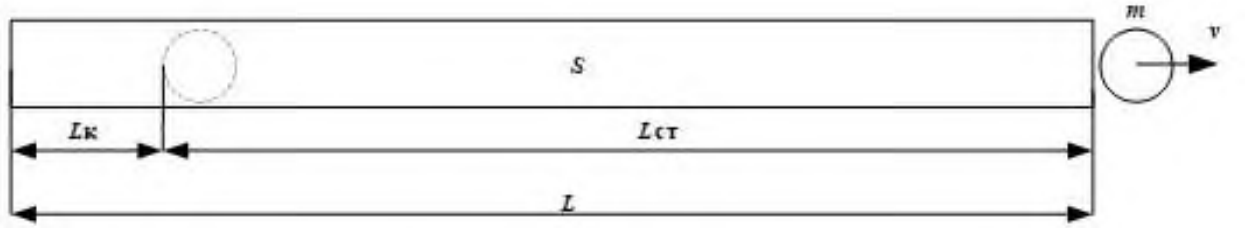


Рис. 1. Схема метания ударника из ствола

Для теоретического расчета скорости ударника в ГПУ требуется комплексное моделирование с учетом:

– изменения давления в баллоне по адиабатическому закону $PV^{\gamma} = \text{const}$, где γ – показатель адиабаты;

– сопротивления воздуха;

– трения о стенки ствола.

Однако возможно провести оценивание результатов метания по упрощенной физической модели с применением численного моделирования.

Рассмотрим истечение газа из баллона высокого давления $P(t)$ через клапан в атмосферу с давлением $P_{\text{атм}}$. Процесс истечения – адиабатический и квазистационарный (изменения в баллоне медленные по сравнению со скоростью истечения) [4] .

Уравнение Бернулли для сжимаемого газа

$$\frac{dP}{\rho} + vdv + gdz = 0,$$

где v – скорость газа;

ρ – плотность газа;

g – ускорение свободного падения.

Пренебрегая изменением высоты $dz = 0$ и интегрируя от состояния внутри баллона до выхода из клапана, получаем

$$\int_{P_1}^{P_2} \frac{dP}{\rho} + \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} = 0,$$

где v_1 и v_2 – скорости внутри баллона и в системе соответственно.

Скорость внутри баллона $v_1 = 0$ (по сравнению со скоростью v_2), поэтому

$$\frac{v_2^2}{2} = \int_{P_1}^{P_2} \frac{dP}{\rho}. \quad (1)$$

Для адиабатического течения справедливо уравнение Пуассона $\frac{P}{\rho^\gamma} = \text{const}$, где $\gamma = C_p/C_V$ – показатель адиабаты, C_p и C_V – теплоемкости при постоянном давлении и постоянном объеме соответственно. Тогда плотность выражается как

$$\rho(t) = \rho_1 \left(\frac{P(t)}{P_1}\right)^{1/\gamma}, \quad (2)$$

где P_1 – начальное давление;

ρ_1 – начальная плотность.

Подставляя выражение (2) в формулу (1) и вычисляя интеграл, получаем скорость истечения:

$$v = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P(t)}{\rho(t)} \left[\left(\frac{P_{атм}}{P(t)}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1\right]}, \quad (3)$$

где $P(t)$ – текущее давление в баллоне;

$P_{атм}$ – атмосферное давление;

$\rho(t)$ – текущая плотность газа внутри баллона в момент времени t.

Если $\frac{P_{атм}}{P(t)}$ меньше критического значения

$$\left(\frac{P_{атм}}{P(t)}\right)_{крит} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma},$$

то скорость достигает скорости звука в газе и расход становится максимальным.

Расход массы через клапан определятся как

$$Q(t) = \rho_{вых} \cdot A_{кл} \cdot v_{вых}, \quad (4)$$

где $\rho_{вых}$ и $v_{вых}$ – плотность и скорость газа на выходе из клапана;

$A_{кл}$ – площадь проходного сечения клапана.

Для адиабатического процесса

$$\rho_{вых} = \rho(t) \cdot \left(\frac{P_{атм}}{P(t)}\right)^{1/\gamma}. \quad (5)$$

Подставляя выражения (5), (3) в уравнение (4), получаем оценочный расход газа через клапан:

$$Q(t) = C_d \cdot A_{кл} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P(t)}{\rho(t)} \left[\left(\frac{P_{атм}}{P(t)}\right)^{2/\gamma} - \left(\frac{P_{атм}}{P(t)}\right)^{\gamma+1/\gamma}\right]}, \quad (6)$$

где $Q(t)$ – объемный расход газа через клапан;

C_d – коэффициент расхода газа.

При адиабатическом расширении давление в баллоне

$$P(t) = P_1 \left(\frac{V_0}{V_0 + \int_0^t Q(t)dt}\right)^\gamma. \quad (7)$$

где V_0 – объем баллона.

Давление в стволе $P_{ств}(t)$ определяется притоком газа и расширением вследствие движения ударника. Уравнение состояния идеального газа для ствола

$$P_{ств}(t) \cdot V_{ств}(t) = m_{газа}(t) \cdot R \cdot T_{ств},$$

где $V_{ств}(t)$ – текущий объем ствола, $V_{ств}(t) = A_{ств} \cdot x(t)$;

$x(t)$ – положение ударника в стволе, $x(t)$ –$m_{газа}(t) = \int_0^t \rho(t)Q(t)dt$;

$m_{газа}(t)$ – масса газа в стволе.

Если пренебречь теплообменом (адиабатический процесс в стволе), то

$$P_{\text{ств}}(t) = P(t) \cdot (\frac{V_{\text{ств0}}}{V_{\text{ств}}(t)})^{\gamma},$$

где $V_{\text{ств0}}$ – начальный объем газа в стволе.

Если считать, что давление в стволе $P_{\text{ств}}(t)$ пропорционально давлению в баллоне $P(t)$ с поправкой на положение ударника, то упрощенно можно записать;

$$P_{\text{ств}}(t) = P(t) \cdot (1 - \frac{x(t)}{L}). \quad (8)$$

Уравнение движение ударника по стволу

$$m_s \frac{dv}{dt} = F - F_{\text{тр}} - F_{\text{сопр}}, \quad (9)$$

где m_s – масса стального ударника;

F – сила, действующая на ударник, $F = (P_{\text{ств}}(t) - P_{\text{атм}}) \cdot A_s$;

$P_{\text{ств}}(t)$ – давление в стволе;

$F_{\text{тр}}$ – сила трения, $F_{\text{тр}} = \mu \cdot P_{\text{ств}}(t) \cdot A_{\text{конт}}$, где $A_{\text{конт}} = \pi \cdot d \cdot \frac{D-d}{2}$;

$F_{\text{сопр}}$ – сила сопротивления воздуха, $F_{\text{сопр}} = \frac{1}{2} C_d \rho_{\text{возд}} A_s v^2$.

Численное моделирование выполнено в программной среде *python* (применен метод Эйлера для решения системы дифференциальных уравнений, которые описывают адиабатическое расширение газа в баллоне, истечение газа через клапан и движение ударника под действием давления, трения и сопротивления воздуха). Моделирование выполняется следующим образом:

1. Проводится разбиение на временные интервалы (шаги).

2. На каждом шаге:

– рассчитывается текущее давление в баллоне (в диапазоне начальное $P_{\text{н}}$ конечное $P_{\text{к}}$, атм);

– определяется сила, действующая на ударник F, учитываются силы: трения – $F_{\text{тр}}$ и сопротивления воздух – $F_{\text{сопр}}$;

– интегрируется уравнение движения (9).

3. Критерий остановки моделирования – ударник покидает ствол $x(t) \geq L$.

Представленный алгоритм расчета позволяет определить влияние основных действующих параметров на скорость ударника и выявить наиболее значимые моменты, которые следует учесть при конструировании ГПУ. Для выполнения расчета определены исходные данные, приведенные в табл. 1. Результаты численного моделирования представлены на графике (рис. 2).

Таблица 1

Исходные данные для выполнения расчета

Значение	Характеристика
Объем баллона V_0, м^3	$0{,}34 \cdot 10^{-3}$
Время открытия клапана Δt, с	0,05
Длина ствола L, м	1,2
Диаметр ствола D, мм	7,8
Площадь сечения ствола $A_{\text{ств}}$, м^2	$4{,}45 \cdot 10^{-5}$
Диаметр ударника (шарик) d, мм	7,5
Площадь поперечного сечения ударника A_s, м^2	$2{,}38 \cdot 10^{-5}$
Масса стального ударника m_s, кг	0.002
Коэффициент адиабаты для воздуха γ	1,4
Коэффициент трения сталь-сталь μ	0,2
Коэффициент расхода C_d	0,8
Плотность воздуха $\rho_{\text{возд}}$, кг/м^3	1,2

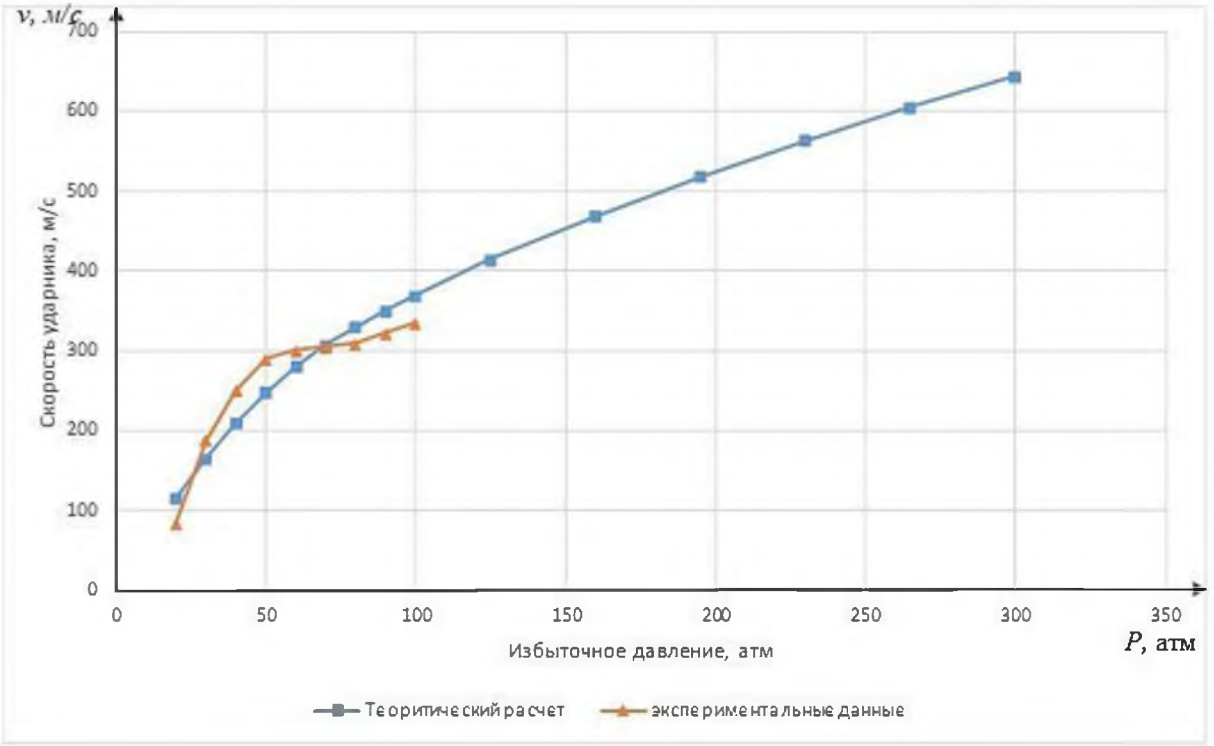


Рис. 2. График зависимости скорости ударника от избыточного давления

РЕАЛИЗАЦИЯ И ИСПЫТАНИЯ ГПУ

С учетом результатов теоретических исследований разработана конструкция и реализован экспериментальный образец ГПУ. Общий вид лабораторной установки на основе ГПУ представлен на рис. 3, ее схема – на рис. 4.



Рис. 3. Общий вид экспериментального образца ГПУ

С целью определения баллистических характеристик ГПУ была проведена серия экспериментов в соответствии с исходными данными, приведенными в таблице. На данном этапе отработки ГПУ избыточное давление в системе не превышало 100 атм (при проектных 300 атм). Для сопоставления с результатами теоретического расчета полученные экспери-

ментальные данные представлены на том же графике (см. рис. 2). Анализ диаграмм позволяет говорить о существующем расхождении теоретических и экспериментальных данных. Объясняется это, прежде всего, достаточно сложными термодинамическими процессами, происходящими на временном отрезке – от открытия пневмоклапана до покидания ударником канала ствола и окончания периода последействия газов.

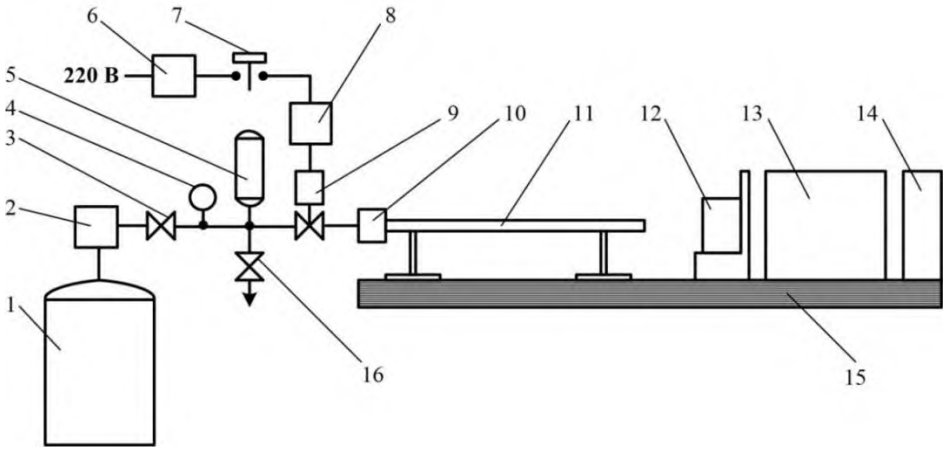


Рис. 4. Схема экспериментального образца ГПУ:
1 – расходный баллон (15 МПа); 2 – газовый редуктор; 3 – кран; 4 – манометр;
5 – баллон-накопитель; 6 – блок питания; 7 – пусковая кнопка; 8 – реле времени;
9 – электромагнитный клапан; 10– устройство сопряжения пневмосистемы и ствола;
11 – ствол; 12 – измеритель скорости (хронограф); 13 – приемная камера;
14 – уловитель; 15 – массивное основание; 16 – кран сброса
остаточного давления из системы

Методика газодинамического расчета не в состоянии учесть все факторы, определяющие скорость ударника, а тем более степень их влияния для конкретно взятой установки. Поэтому приходится вводить ряд неизбежных допущений, которые можно скорректировать по результатам экспериментальных исследований конкретно взятой установки. При этом теоретический расчет позволяет оценить максимально достижимые технические возможности установки, определить наиболее перспективные направления ее совершенствования.

Что касается технических возможностей разрабатываемой установки, то можно провести сравнение с уже существующими пневматическими системами. Анализ технических характеристик существующих пневматических метательных устройств позволяет говорить о реальности получения достаточно высоких скоростей снаряда (пули). Так, например, пневматическая винтовка *Walther Talon Magnum* способна метать пули со скоростью 420 м/с [5].

Для оценки возможностей подобных систем можно также ориентироваться на достаточно простое выражение [1]

$$v \approx (1{,}8 \div 2{,}5)\ \alpha,$$

которое отражает максимальную скорость метания снаряда в зависимости от скорости звука в газе (типа используемого рабочего газа). Это выражение, кроме того, указывает на одно из перспективных направлений совершенствования системы – использование в ГПУ легких газов: водорода и гелия, скорость звука в которых составляет 1284 и 965 м/с (при температуре 0^0 С и давлении 101325 Па) соответственно.

Еще одним из перспективных направлений совершенствования установки может стать способ метания с вакуумированием баллистического тракта и ствола ГПУ. Это позволит исключить потери энергии на разгон до высокой скорости массы воздуха, находящегося в объеме ствола, на трение его о стенки ствола, на лобовое сопротивление среды, присутствующей на траектории движения ударника.

Вместе с тем в ближайшее время планируется развивать направление по повышению избыточного давления в системе, как минимум до проектных 300 атм, что, согласно проведенным расчетам, должно существенно повлиять на прирост скорости метания ударника. Такой же вывод следует из анализа уже существующих пневматических метательных систем.

В процессе проведения испытаний выявлен ряд положительных моментов и эксплуатационных свойств установки, способствующих успешному внедрению ее в состав экспериментально-лабораторной базы. Среди основных преимуществ установки следует отметить:

– значительное сокращение времени на проведение эксперимента за счет высокой оперативности подготовки ГПУ к работе;

– обеспечение с высокой точностью заданной скорости ударника;

– повышение безопасности проведения работ ввиду отсутствия необходимости использования взрывчатых веществ и источников высокого напряжения;

– высокую эффективность применения благодаря существенному снижению материальных и трудовых затрат.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе проведенного теоретического расчета разработана и реализована конструкция экспериментального образца ГПУ. В процессе испытаний ГПУ получены практические результаты, позволяющие сделать вывод о востребованности установки при исследовании скоростного взаимодействия тел (ударников) с преградой.

Областью применения ГПУ могут быть исследования защитных свойств индивидуальных средств защиты личного состава, элементов строительных конструкций, корпусов различной техники от воздействия осколков (снарядов, мин, гранат, вторичных осколков), пистолетных пуль, пуль других видов стрелкового оружия на нисходящем участке траектории и т. д. Определены основные направления совершенствования ГПУ с целью повышения скорости метания ударников, что позволит значительно расширить область применения установки.

Список использованных источников

1. Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях / Н. А. Златин [и др.]. – М. : Наука, 1974. – 334 с.

2. *Мартынов В. В., Житный В. В.* Конструкция легкогазовой установки с демпфирующими элементами // Известия Тульского государственного университета. – 2016. – Вып. 12, ч. 1. – С. 124–131.

3. Направление модернизации легкогазовой установки / М. В. Житный [и др.] // Известия Тульского государственного университета. – 2023. – Вып. 11. – С. 680–683.

4. Термодинамика и теплопередача : учебник / А. В. Хорошавин [и др.]; под общ. ред. М. М. Пенькова. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2012. – 448 с.

5. Пневматическая винтовка Walther Talon Magnum. – URL: https://www.air-gun.ru (дата обращения: 01.09.2025).

Е. В. Басотин[1],
доктор технических наук, доцент;
Р. М. Вивчарь[2],
кандидат технических наук;
А. В. Кривоносов[3];
И. Е. Сааль[4]
[1–3]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[4] Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева,
г. Миасс Челябинской обл.

МОДЕЛЬ ЭКСПЛУАТАЦИИ СЛОЖНОЙ ВОЕННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ ПРОГРЕССИРУЮЩЕГО МОРАЛЬНОГО УСТАРЕВАНИЯ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ

В статье рассматривается проблема обеспечения надежности сложных военно-технических систем с учетом ограниченной доступности для приобретения элементов функциональных подсистем, обусловленной их моральным устареванием. Предложена имитационная модель эксплуатации сложной военно-технической системы, учитывающая возможности и условия использования альтернативных вариантов восполнения комплектов запасных частей. В результате проверки адекватности разработанной модели была определена возможность ее практического применения, в частности, в процессе технико-экономического обоснования объемов работ при формировании предложений в государственный контракт на сервисное обслуживание составных частей сложной военно-технической системы в интересах оптимизации затрат.

Ключевые слова: система эксплуатации, сложная военно-техническая система, имитационное моделирование, моральное устаревание, оборотный фонд, сервисное обслуживание.

ВВЕДЕНИЕ

Успешность выполнения целевых задач сложной военно-технической системой (СВТС) определяется прежде всего уровнем надежности входящих в ее состав функциональных подсистем (ФП). Несмотря на то, что, как правило, на этапе разработки закладывался значительный запас надежности, в настоящее время можно с уверенностью говорить о наличии тенденции к увеличению вероятности перехода ФП в предельное состояние вследствие неустранимых отказов, которые вызваны исчерпанием запасов комплектующих и невозможностью их пополнения ввиду снятия их с производства, а также невозможностью ремонта отказавшего оборудования ввиду устаревания технологий ремонта и отсутствия специалистов.

В научно-технической литературе [1, 2] данное явления получило название «моральное старение третьего рода». В статье для упрощения изложения материала под моральным устареванием будем понимать именно моральное старение третьего рода.

Моральное устаревание представляет собой серьезную проблему для существующей (сложившейся) системы эксплуатации (СЭ) СВТС, разрешение которой подразумевает необходимость обоснования комплекса организационно-технических мероприятий, направленных на парирование негативных последствий морального устаревания.

Ситуация еще больше усугубляется необходимостью адаптации существующей СЭ СВТС к внедрению процедуры сервисного обслуживания технологического оборудования [3]. Функциями Государственного заказчика, как участника сервисного обслуживания, являются осуществление оценки надежности оборудования и прогнозирование изменения его технического состояния в процессе эксплуатации и на весь срок действия сервисного контракта [4].

В сложившихся обстоятельствах обеспечить требуемое значение надежности не представляется возможным без разработки нового научно-методического аппарата, позволяющего

выбрать оптимальные параметры функционирования СВТС для преодоления вышеперечисленных негативных факторов при условии непревышения эксплуатационных расходов.

В данном случае одним из вариантов решения вышеобозначенной проблемы является использование инструмента имитационного моделирования функционирования СВТС, который будет отличаться от известных [5–7], помимо учета динамики интенсивности отказов оборудования, учетом возможности и условий восстановления работоспособности при дефиците запасных частей, обусловленном моральным устареванием элементной базы.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Формально указанная задача для СВТС с цикличным режимом применения по назначению на протяжении директивно заданного программного периода может быть представлена в следующем виде.

Дано:

$Str_{\text{СВТС}} = \{I, M_i, K_{mi}\}$ – множество параметров, характеризующих состав оборудования, задействованного в выполнении программы применения СВТС, где I – количество функциональных подсистем, M_i – количество составных частей i-й функциональной подсистемы, K_{mi} – количество элементов в m-й составной части i-й функциональной подсистемы;

$n_{\text{о}\,kmi}^{\text{ЭО}}$ – начальный уровень запаса k-го элемента m-й составной части i-й ФП в комплекте запасных частей (ЗЧ) эксплуатирующей организации;

$V_1 = \{\lambda_{kmi}, t_{kmi}^{\text{з}}, c_{kmi}^{\text{в}}\}$ – множество параметров, определяющих надежностные характеристики оборудования, где λ_{kmi} – интенсивность отказов k-го элемента m-й составной части i-й ФП, $t_{kmi}^{\text{з}}$ – время замены k-го элемента m-й составной части i-й ФП отказавшего элемента, $c_{kmi}^{\text{в}}$ – стоимость восстановления k-го элемента m-й составной части i-й ФП;

$V_2 = \{\Theta, G_{\text{ц}}, t_{\text{ц}}, t_{\text{и}}, t_R\}$ – множество параметров, характеризующих программу применения СВТС по назначению, где Θ – период действия программы, $G_{\text{ц}}$ – количество циклов функционирования СВТС, запланированных в рамках программы, $u = \overline{1,U}$, $t_{\text{ц}}$ – продолжительность одного цикла функционирования СВТС в рамках программы применения, $t_{\text{и}}$ – длительность интервалов времени между циклами применения СВТС, t_R – резерв времени на устранение отказов СВТС в рамках одного цикла применения;

$V_3 = \{n_{kmi}^{\text{ОФ}}, C_{\text{СО}}, c_{kmi}^{\text{зак}}, c_{kmi}^{\text{хран}}, c_{kmi}^{\text{обсл}}\}$ – множество параметров, характеризующих обеспеченность оборотным фондом (ОФ) запасных частей (ЗЧ) при сервисном обслуживании, где $n_{kmi}^{\text{ОФ}}$ – начальный уровень запаса в ОФ элементов замены k-го элемента m-й составной части i-й ФП, $C_{\text{СО}}$ – стоимость государственного контракта на сервисное обслуживание оборудования СВТС в отношении обеспечения ЗЧ, запланированная на период выполнения программы применения; $c_{kmi}^{\text{зак}}$ – стоимость закупки запаса k-го элемента m-й составной части i-й ФП, $c_{kmi}^{\text{хран}}$ – стоимость хранения запаса k-го элемента m-й составной части i-й ФП, $c_{kmi}^{\text{обсл}}$ – стоимость обслуживания запаса k-го элемента m-й составной части i-й ФП;

$V_4 = \left\{ t^{\text{д}}_{kmi}, c^{\text{д}}_{kmi} \right\}$ – множество параметров, характеризующих возможные варианты доставки ЗЧ *k*-го элемента *m*-й составной части *i*-й ФП, где $t^{\text{д}}_{kmi}$ – время доставки требуемой ЗЧ *k*-го элемента *m*-й составной части *i*-й ФП в комплект ЗЧ, $c^{\text{д}}_{kmi}$ – стоимость доставки требуемой ЗЧ *k*-го элемента *m*-й составной части *i*-й в комплект ЗЧ;

$V_5 = \left\{ P^{\text{ЗИ}}_{kmi}, P^{\text{кан}}_{kmi}, P^{\text{произ}}_{kmi}, P^{\text{анал}}_{kmi} \right\}$ – множество параметров, характеризующих вероятность наличия ЗЧ *kmi*-го типа в основных и альтернативных источниках пополнения, где $P^{\text{ЗИ}}_{kmi}$ – вероятность наличия требуемой ЗЧ *kmi*-го типа на заводе-изготовителе, $P^{\text{кан}}_{kmi}$ – вероятность наличия ЗЧ *kmi*-го типа, полученных в результате их демонтажа с оборудования, ранее бывшего в эксплуатации, $P^{\text{анал}}_{kmi}$ – вероятность наличия ЗЧ *kmi*-го типа среди аналогов, $P^{\text{произ}}_{kmi}$ – вероятность возможности возобновления производства ЗЧ *kmi*-го типа на заводе.

Найти:

$$t^{\text{ф}}_{\text{пп}} = f_1(V_1, V_2, V_3, V_4, V_5); C^{\text{ф}}_{\text{СО}} = f_2(V_1, V_2, V_3, V_4, V_5); K^{\text{ф СВТС}}_{\text{org}} = f_3(V_1, V_2, V_3, V_4, V_5), \quad (1)$$

где $t^{\text{ф}}_{\text{пп}}$ – фактическое время выполнения программы применения СВТС;

$C^{\text{ф}}_{\text{СО}}$ – фактическая стоимость государственного контракта на сервисное обслуживание в части обеспечения ЗЧ;

$K^{\text{ф СВТС}}_{\text{org}}$ – фактический коэффициент оперативной готовности СВТС для каждого цикла функционирования.

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ СЛОЖНОЙ ВОЕННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

На рис. 1 представлена структурная схема разработки имитационной модели СВТС, которая в соответствии со статьей [8] включает следующие основные этапы:

– построение дерева целей функционирования СВТС;

– определение множества событий, влияющих на недостижение целей функционирования СВТС;

– моделирование и агрегирование подпроцессов функционирования, в которых реализуются события;

– проверка адекватности имитационной модели функционирования СВТС.

По отношению к СВТС глобальными целями являются обеспечение своевременности реализации циклов применения СВТС по назначению в рамках директивных сроков реализации программы применения с соблюдением ресурсных ограничений, установленных в государственном контракте на сервисное обслуживание, а также надежностных ограничений, определенных руководящими документами.

На рис. 2 представлена декомпозиция вышеперечисленных глобальных целей на вспомогательные, позволяющие достичь желаемого результата.

На рисунке введены следующие обозначения:

i – вид функциональной подсистемы, задействованной при выполнении программы применения СВТС, $i = \overline{1, I}$;

mi – количество типов составных частей (СЧ) *i*-й подсистемы, участвующей в проведении операций цикла программы применения СВТС, $m = \overline{1, M_i}$;

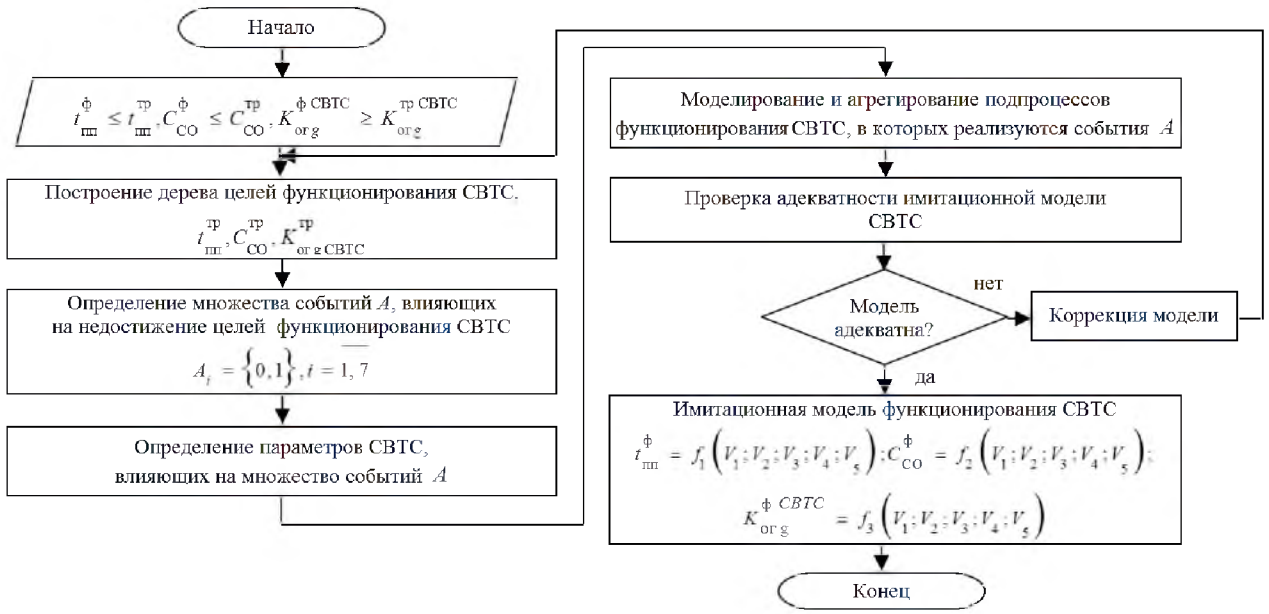


Рис. 1. Структурная схема разработки имитационной модели СВТС

kmi – количество типов элементов *m*-й СЧ *i*-й системы, участвующей в проведении операций цикла программы применения СВТС, $k = \overline{1, K_{mi}}$;

$t_{пп}^{ф}, C_{СО}^{ф}$ – фактические длительность программы применения СВТС и стоимость государственного контракта на сервисное обслуживание (в части обеспечения ОФ СВТС);

$t_{пп}^{тр}, C_{СО}^{тр}$ – установленные длительность программы применения СВТС и стоимость государственного контракта на сервисное обслуживание (в части обеспечения ОФ СВТС);

$K_{or\,g}^{тр\ СВТС}, K_{or\,g}^{ф\ СВТС}$ – требуемые и фактические значения коэффициента оперативной готовности СВТС для каждого цикла применения оборудования.

На стоимость государственного контракта на сервисное обслуживание СВТС значительное влияние оказывают затраты на обеспечение запасными частями, инструментами и принадлежностями, которые составляют основу создаваемого сервисной организацией ОФ запасных частей. В особых условиях при отсутствии необходимой запасной части в оборотном фонде для устранения отказа оборудования допускается использование запасных частей из состава ЗИП эксплуатирующей организации с последующим его восполнением до начального уровня в соответствии с эксплуатационной документацией (ведомостью ЗИП). С учетом этого нежелательными факторами, оказывающими негативное влияние на достижение глобальных целей, являются: отказ оборудования, отсутствие ЗЧ в ОФ сервисной организации (СО), в эксплуатирующей организации (ЭО), на складе предприятия-изготовителя, а также в других альтернативных источниках пополнения ЗЧ и невозможность возобновления производства ЗЧ на заводе-изготовителе. На рис. 3 представлено дерево событий, отображающее результаты воздействия возможных комбинаций указанных нежелательных факторов и описывающее совокупность сценариев невыполнения каждой цели решения.

Для реализации событий, представленных на рис. 3, разработаны следующие модели подпроцессов: цикла программы применения, операции цикла, элемента составной части функциональной подсистемы (ЭСЧФП), формирования оборотного фонда ЗЧ, доставки ЗЧ. Данные модели позволили построить имитационную модель функционирования системы эксплуатации СВТС, структурная схема которой представлена на рис. 4.

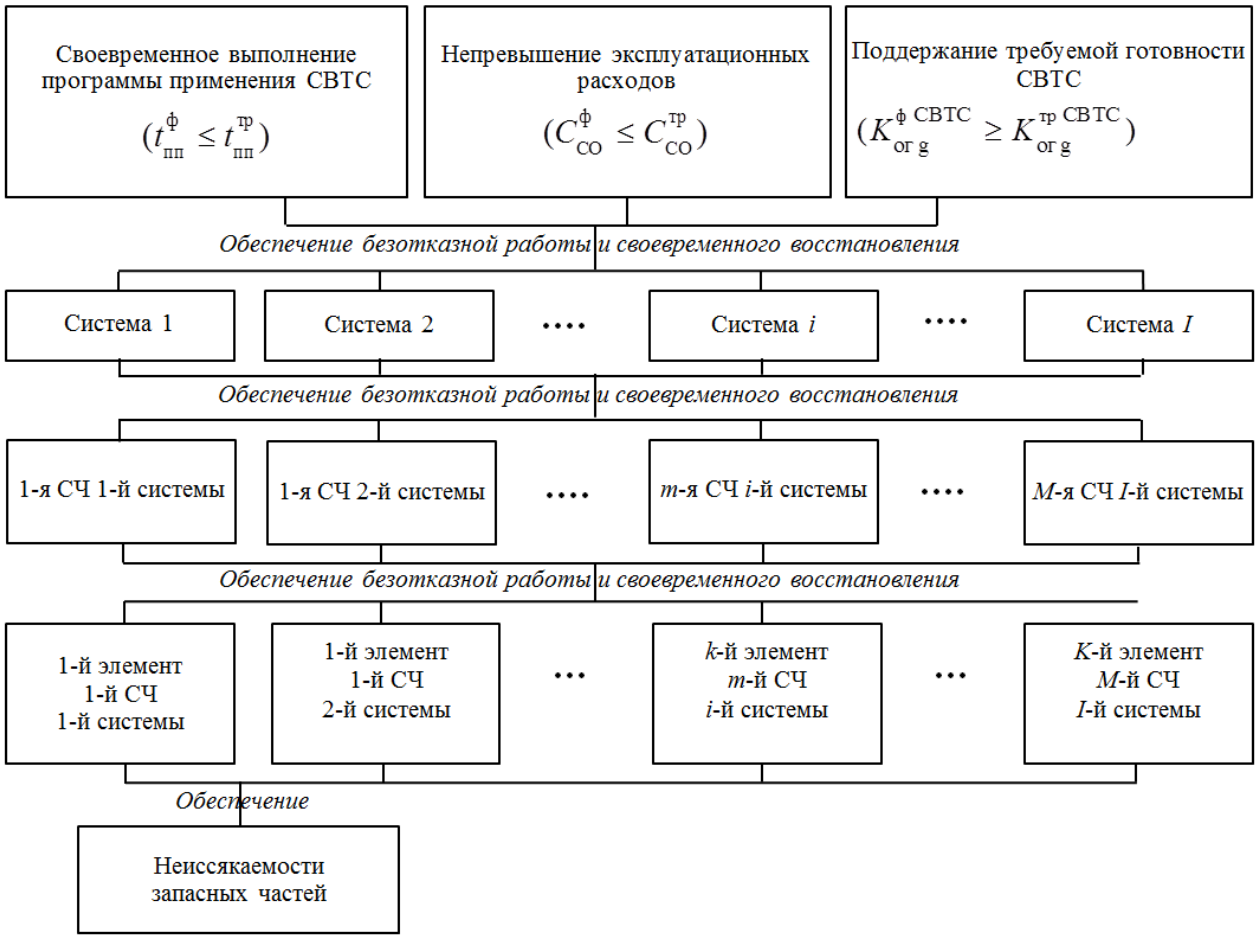


Рис. 2. Дерево целей, достижение которых необходимо для обеспечения своевременности завершения плана функционирования СВТС при непревышении эксплуатационных расходов

Сама модель реализована в виде программного компонента, написанного на языке C++ в среде разработки *Qt Creator*, а для визуализации функциональных связей ее структурных элементов применена нотация BPMN (*Business Process Model and Notation*).

Входными данными для модели являются: $Str_{СВТС}$, $n_{о\,kmi}^{ЭО}$, V_1, V_2, V_3, V_4, V_5, h_q, где h_q – количество возможных сценариев недостижения целей функционирования СЭ СВТС, $q = \overline{1,Q}$.

Будем считать, что на СВТС сервисной организацией проведено техническое обслуживание в полном объеме, оборудование работоспособно, все выявленные при сервисном обслуживании отказы устранены, комплект ЗЧ эксплуатирующей организации и ОФ сервисной организации пополнены в соответствии с требованиями эксплуатационной документации и требованиями государственного контракта.

Модели формирования оборотного фонда ЗЧ позволяют определить зависимость времени восстановления работоспособности *kmi*-го ЭСЧФП при возникновении отказа в процессе подготовки оборудования к работе или непосредственно при выполнении операции цикла функционирования СВТС от наличия требуемого элемента замены в ОФ $t_{kmi}^{ЗЧ}$.

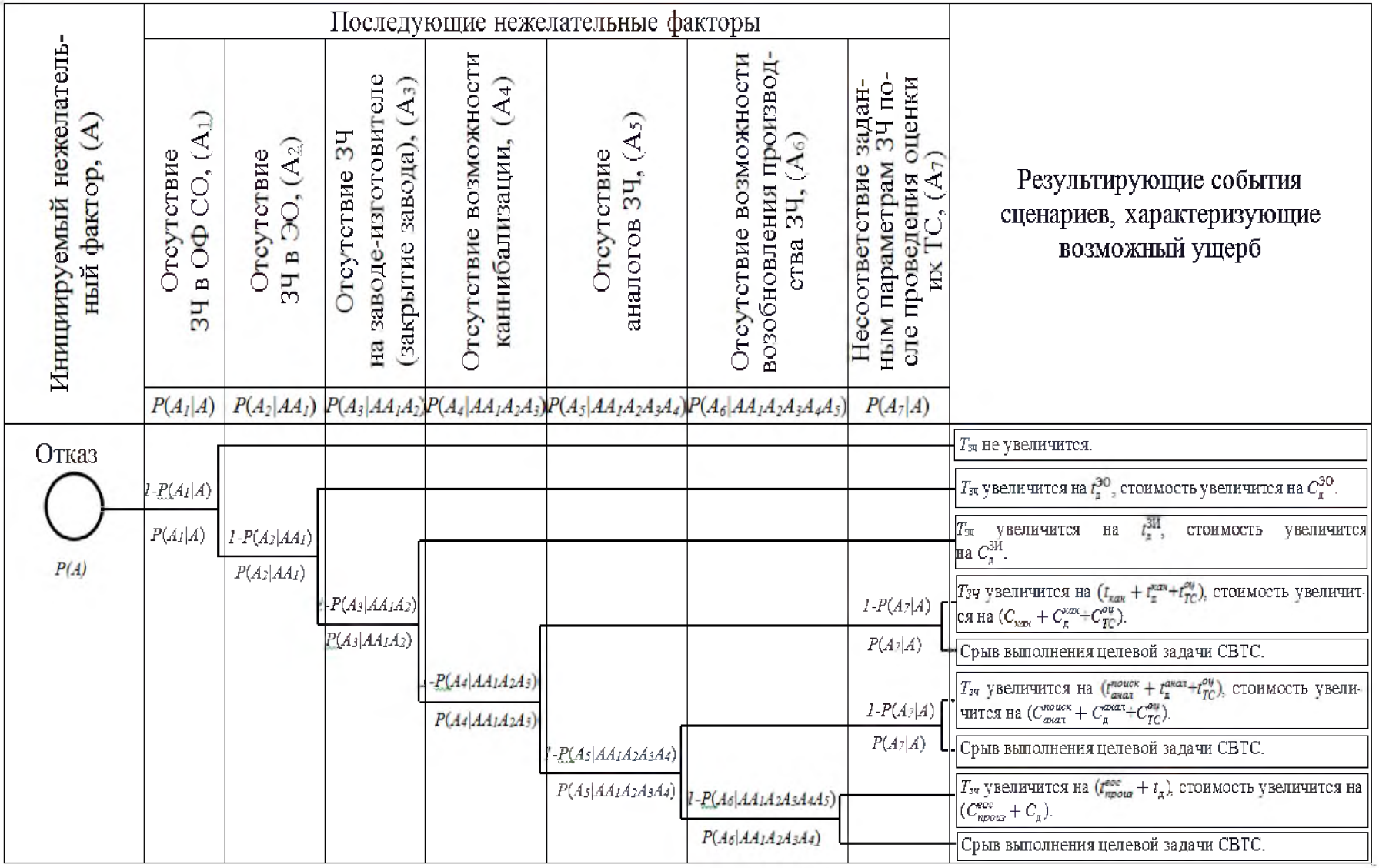


Рис.3. Возможные варианты развития событий после возникновения отказа

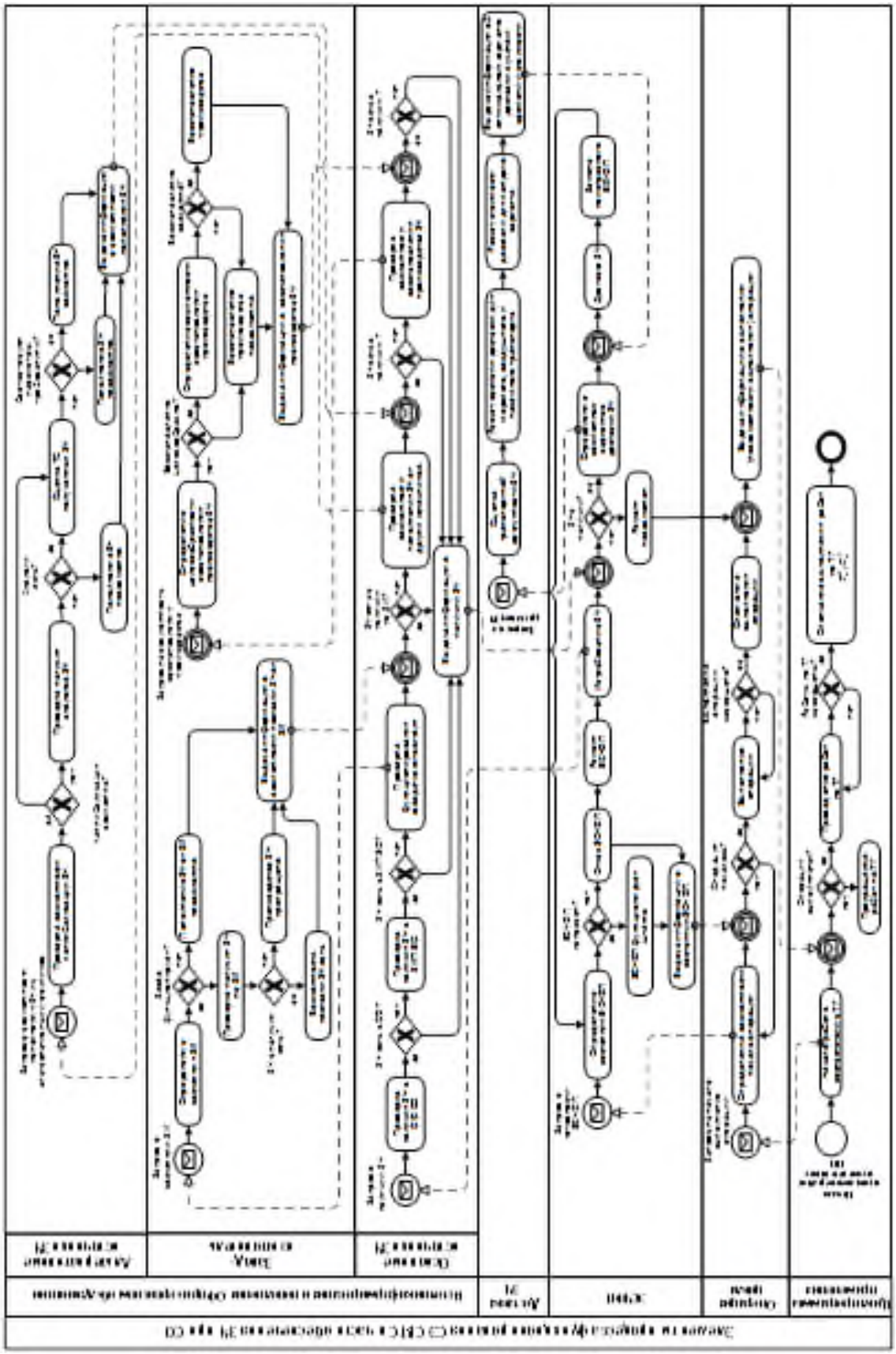


Рис. 4. Имитационная модель эксплуатации сложной военно-технической системы

При возникновении отказа восстановление работоспособного состояния оборудования производится представителями сервисной организации запасными частями из сформированного ОФ. В случае отсутствия запрашиваемых ЗЧ в ОФ для устранения отказа используется комплект ЗЧ эксплуатирующей организации. При отсутствии ЗЧ k-го элемента m-й составной части i-й ФП в ОФ и комплектах ЗЧ эксплуатирующей организации $t_{kmi}^{\text{ЗЧ}}$ увеличится на время, необходимое для закупки ЗЧ у оригинального завода-изготовителя $t_{kmi}^{\text{ЗИ}}$.

В условиях морального устаревания элементной базы существенно увеличивается вероятность прекращения функционирования заводов либо их переориентации на выпуск другой продукции. В этом случае поиск ЗЧ осуществляется путем определения возможности и условий каннибализации аналогичного оборудования – заимствования элементов у выведенных из эксплуатации (законсервированных, находящихся в процессе утилизации и т. д.) систем. При возможности осуществления каннибализации необходимо выполнить комплекс технических мероприятий (оценить техническое состояния) и организационных мероприятий (обосновать и документально утвердить условия дальнейшей эксплуатации каннибализированного оборудования).

В связи с этим время $t_{kmi}^{\text{ЗЧ}}$ увеличится на время проведения организационных мероприятий $t_{kmi}^{\text{ОМ}}$, время проведения технических мероприятий $t_{kmi}^{\text{кан}}$ и на время, затраченное на оценку технического состояния $t_{kmi}^{\text{ОЦкан}}$.

Еще одним альтернативным источником пополнения ЗЧ является возможность применения существующих аналогов, но с надежностными характеристиками, не соответствующими требованиям технической документации. Соответственно, $t_{kmi}^{\text{ЗЧ}}$ будет зависеть от времени, затраченного на поиск аналогов $t_{kmi}^{\text{Панал}}$, оценку их технического состояния $t_{kmi}^{\text{ОЦанал}}$ и на адаптацию работы системы (ФП) с новым оборудованием $t_{kmi}^{\text{адп}}$.

При невозможности получения ЗЧ из вышеперечисленных источников рассматривается вариант возобновления производства на заводе-изготовителе. В данном случае $t_{kmi}^{\text{ЗЧ}}$ будет зависеть от времени, затраченного на возобновление производства $t_{kmi}^{\text{произ}}$.

Исходная информация для оценки вероятности реализации рассмотренных выше вариантов восполнения комплекта ЗЧ является разнородной, слабоструктурированной, в ряде случаев противоречивой, что значительно затрудняет использование традиционных подходов для получения численных оценок.

Для учета, формализации и обработки всей доступной информации для оценки вероятности реализации описанных выше вариантов целесообразно использовать процедуру нечеткого моделирования. Для более полного описания решения рассматриваемой задачи необходимо выполнить обобщение имеющейся информации, приведенной к виду лингвистических переменных, с использованием системы типа MISO (несколько входов – один выход) [9, 10]. Основным элементом нечеткой модели данного типа является база правил, определяющая причинно-следственные связи между различными (всеми возможными) сочетаниями входных и выходных переменных. Использование одного из операторов дефаззификации (определяемых в процессе настройки модели) позволяет получить численное значение искомой величины. Для описания отношения трудоемкости разработки к гибкости (диапазону настройки модели) оптимальной является конъюнктивная база нечетких продукционных правил. Использование пространственно-геометрического способа ее построения [11] значительно сокращает время ее формирования.

Модель доставки ЗЧ позволяет определить оптимальный по времени и стоимости вариант доставки требуемой ЗЧ с учетом оперативности устранения неисправности. Выбор варианта осуществляется на основе доступности воздушного, речного или наземного транспорта в текущих условиях обстановки.

Определение времени $t_{kmi}^{д}$ и стоимости доставки $C_{kmi}^{д}$ осуществляется с помощью генерации случайного числа с бета-распределением.

Модель ЭСЧФП включает в себя модель отказа и модель восстановления. В модели отказа происходит генерация случайной величины времени возникновения отказа в любой момент времени функционирования элемента составной части оборудования.

В модели восстановления моделируется время восстановления работоспособного состояния с учетом наличия ЗЧ, выбранного варианта доставки ЗЧ и времени замены отказавшего элемента. Время замены $t_{kmi}^{з}$ зависит от уровня обученности обслуживающего персонала. Так как все работы по устранению отказа выполняют высококвалифицированные представители сервисной организации, то $t_{kmi}^{з}$ не превышает время, определенное руководящими документами.

Модель операции позволяет смоделировать продолжительность выполнения операции в зависимости от технического состояния оборудования, задействованного в работе. Процесс моделирования заключается в алгоритмизации двух основных процедур: инициирования и финализации. Операция начинается при выполнении следующих условий: наступило время начала операции, все предшествующие операции завершены и привлекаемые составные части оборудования СВТС работоспособны. Нарушение любого из вышеперечисленных условий ведет к увеличению времени выполнения операции на время, необходимое для восстановления работоспособности $t_{kmi}^{ЗЧ}$.

В *модели цикла программы применения* инициируется процесс выполнения операций в рамках одного цикла в соответствии с программой применения СВТС. Особенностью работы данной модели является то, что очередная операция в рамках выполняемого цикла не может начаться, пока не закончится уже запущенная.

Таким образом, время восстановления работоспособного состояния *kmi*-го элемента за цикл программы применения при наличии ЗЧ в ОФ будет определяться формулой

$$\hat{t}_{kmi\,g}^{ЗЧ}(N)=\begin{cases} n_{kmi}t_{kmi}^{з}, \text{ при } n_{kmi}^{ОФ}\geq 1; \\ \sum\limits_{k=1}^{K}\sum\limits_{m=1}^{M}\sum\limits_{i=1}^{I}(\hat{\nu}_{kmi}(N)P_{kmi}^{ЗИ}t_{kmi}^{ЗИ}+\hat{\upsilon}_{kmi}(N)P_{kmi}^{кан}(t_{kmi}^{кан}+t_{kmi}^{ОЦ\,кан}+t_{kmi}^{ОМ})+\hat{\varepsilon}_{kmi}(N)P_{kmi}^{анал}(t_{kmi}^{П\,анал}+t_{kmi}^{ОЦ\,анал}+t_{kmi}^{адп})+ \\ +\hat{\delta}_{kmi}(N)P_{kmi}^{произ}t_{kmi}^{произ}+\hat{\eta}_{kmi}t_{kmi}^{д}+n_{kmi}t_{kmi}^{з}), \text{ при } n_{kmi}^{ОФ}=0. \end{cases} \quad (2)$$

где $\hat{\nu}_{kmi}(N)$ – потребность в восполнении запасных частей *kmi*-го типа с завода-изготовителя;

$\hat{\upsilon}_{kmi}(N)$ – потребность в демонтаже ЗЧ *kmi*-го типа с оборудования, ранее находившегося в эксплуатации;

$\hat{\varepsilon}_{kmi}(N)$ – потребность в запасных частях с надежностными характеристиками, равными (ниже) характеристикам требуемого элемента *kmi*-го типа;

$\hat{\delta}_{kmi}(N)$ – потребность в возобновлении производства элемента *kmi*-го типа;

$\hat{\eta}_{kmi}(N)$ – потребность в доставке элемента *kmi*-го типа от источников восполнения;

n_{kmi} – количество ЗЧ *kmi*-го типа, подлежащих замене.

Потребности в пополнении ЗЧ от основных и альтернативных источников, а также в необходимости возобновления производства в представленной модели описываются с помощью бинарной шкалы, где значение 1 соответствует положительному исходу события, а значение 0 – отрицательному.

Общее время восстановления работоспособного состояния СВТС за один цикл применения $\hat{t}^{\text{ЗЧ}}_{\text{СВТС}\,g}$ при условии, что замена неисправных элементов осуществляется последовательно, будет равняться сумме времен, затраченных на восстановление каждого неисправного элемента *kmi*-го типа:

$$\hat{t}^{\text{ЗЧ}}_{\text{СВТС}\,g} = \sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I}\hat{t}^{\text{ЗЧ}}_{kmi\,g}\,. \tag{3}$$

Значит, продолжительность одного цикла программы применения $t_{\text{пп}\,g}$ можно вычислить следующим образом:

$$t_{\text{пп}\,g} = t_{\text{ц}\,g} + \hat{t}^{\text{ЗЧ}}_{\text{СВТС}\,g}\,. \tag{4}$$

Выходными данными имитационной модели являются: фактический срок реализации программы применения СВТС $t^{\text{ф}}_{\text{пп}}$, фактическая стоимость контракта на сервисное обслуживание СВТС на период действия программы применения (в части обеспеченности запасными частями $C^{\text{ф}}_{\text{СО}}$), а также значения коэффициента оперативной готовности СВТС для каждого цикла применения по назначению $K^{\text{СВТС}}_{\text{оп}\,g}$ (для оценки характера и интенсивности изменения его значения в рамках программы).

Фактическая стоимость государственного контракта на сервисное обслуживание в части обеспечения ЗЧ ОФ $C^{\text{ф}}_{\text{СО}}$ будет равна сумме стоимости затрат на формирование начального уровня ОФ, затрат на обеспечение ЗЧ в случае их отсутствия в составе ОФ при возникновении отказа $C^{\text{ЗЧ}}_{kmi}$, затрат на доставку требуемой ЗЧ $C^{\text{д}}_{kmi}$ и стоимости работ по замене отказавшего *kmi*-го элемента $C^{\text{з}}_{kmi}$:

$$\hat{C}_{\text{СО}}(N) = \sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I} n_{\text{ОФ}kmi}\left(C^{\text{пок}}_{kmi} + C^{\text{хр}}_{kmi} + C^{\text{об}}_{kmi}\right) + \sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I}\hat{\chi}_{kmi}(N)C^{\text{ЗЧ ЭО}}_{kmi} + \sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I}\hat{v}_{kmi}(N)\left(C^{\text{кан}}_{kmi} + C^{\text{ОЦкан}}_{kmi}\right) +$$
$$\sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I}\hat{v}_{kmi}(N)C^{\text{ЗИ}}_{kmi} + \sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I}\hat{\varepsilon}_{kmi}(N)\left(C^{\text{анал}}_{kmi} + C^{\text{ОЦанал}}_{kmi}\right) + \sum_{k=1}^{K}\sum_{m=1}^{M}\sum_{i=1}^{I}\hat{\delta}_{kmi}(N)C^{\text{произ}}_{kmi} + \hat{\eta}_{kmi}(N)C^{\text{д}}_{kmi} + n_{kmi}C^{\text{з}}_{kmi}, \tag{5}$$

где $C^{\text{пок}}_{kmi}$ – стоимость на покупку *kmi*-го элемента;

$C^{\text{хр}}_{kmi}$ – стоимость хранения *kmi*-го элемента;

$C^{\text{об}}_{kmi}$ – стоимость обслуживания *kmi*-го элемента;

$C^{\text{ЗИ}}_{kmi}$ – стоимость затрат на закупку ЗЧ *kmi*-го типа на заводе-изготовителе;

$C^{\text{кан}}_{kmi}$ – стоимость затрат по демонтажу требуемого *kmi*-го элемента с оборудования, ранее находившегося в эксплуатации (каннибализация);

$C^{\text{ОЦкан}}_{kmi}$ – стоимость затрат на мероприятия по оценке технического состояния *kmi*-го элемента, полученного в результате каннибализации;

$C_{kmi}^{\text{анал}}$ – стоимость затрат на приобретение аналогов ЗЧ с надежностными характеристиками, равными (ниже) характеристикам требуемого *kmi*-го элемента;

$C_{kmi}^{\text{ОЦанал}}$ – стоимость затрат на мероприятия по оценке технического состояния ЗЧ, отобранных в качестве аналогов *kmi*-му элементу;

$C_{kmi}^{\text{произ}}$ – стоимость затрат на возобновление производства *kmi*-го элемента по документации завода-производителя.

$C_{kmi}^{\text{ЗЧ ЭО}}$ – стоимость затрат на восполнение комплекта ЗЧ эксплуатирующей организации;

$C_{kmi}^{\text{д}}$ – стоимость затрат на доставку ЗЧ от источника восполнения ЗЧ в зависимости от варианта доставки;

$C_{kmi}^{\text{з}}$ – стоимость затрат на выполнение работ по замене неисправного *kmi*-го элемента;

$\hat{\chi}_{kmi}(N)$ – потребность в восполнении ЗЧ *kmi*-го типа, израсходованных из состава запасов эксплуатирующей организации;

$n_{kmi}^{\text{ОФ}}$ – начальный уровень запаса *kmi*-го типа в оборотном фонде сервисной организации.

Формула для расчета фактического времени завершения программы применения СВТС $t_{\text{пп}}^{\text{ф}}$ будет иметь следующий вид:

$$t_{\text{пп}}^{\text{ф}} = \begin{cases} (t_{\text{ц}} + t_{\text{и}}) \times G, \text{ при } t_R \geq t_{kmi}^{\text{ЗЧ}}; \\ (t_{\text{ц}} + \Delta + t_{\text{и}}) \times G, \text{ при } t_R < t_{kmi}^{\text{ЗЧ}}; \end{cases} \quad (6)$$

где Δ – отсрочка в выполнении операций цикла применения СВТС, $\Delta = t_{kmi}^{\text{ЗЧ}} - t_R$.

Коэффициент оперативной готовности применения СВТС для одного цикла применения вычисляется как

$$K_{\text{or g}}^{\text{СВТС}}(t_{\text{пп}\,g}) = \int_0^{t_{\text{пп}\,g}} f(t_{\text{пп}\,g})\, dt_{\text{пп}\,g}\ , \quad (7)$$

где $f(t_{\text{пп}\,g})$ – плотность вероятности продолжительности *g*-го цикла программы применения СВТС.

ПРОВЕРКА АДЕКВАТНОСТИ РАЗРАБОТАННОЙ МОДЕЛИ

В качестве завершающего этапа разработки любой модели выступает оценка ее адекватности. В данной работе для валидации созданной имитационной модели был применен метод, который основан на оценке степени соответствия между выходными данными моделирования (*M*) и статистическими наблюдениями (*Ob*), согласно подходу, изложенному в монографии [12]. Порядок оценки адекватности представлен на рис. 5.

Проверку адекватности разработанной модели проведем для одного цикла программы применения СВТС, а изменение стоимости сервисного обслуживания оценим за календарный год.

В результате моделирования были установлены наиболее вероятные значения ключевых показателей $t_{\text{пп g}}^{\text{вз}}$ и $C_{\text{СО г}}^{\text{вз}}$. Сравнительный анализ с реальными данными $t_{\text{пп g}}^{\text{р}}$ и $C_{\text{СО г}}^{\text{р}}$ позволил

получить функции плотности вероятности для мер близости $r_1 = (t^{вз}_{пmg}, t^{р}_{пmg})$ и $r_2(C^{вз}_{COг}, C^{р}_{COг})$, графическое представление которых показано на рис. 6, где $r_1 = \left|t^{вз}_{пmg} - t^{р}_{пmg}\right|$ $r_2 = \left|C^{вз}_{COг} - C^{р}_{COг}\right|$.

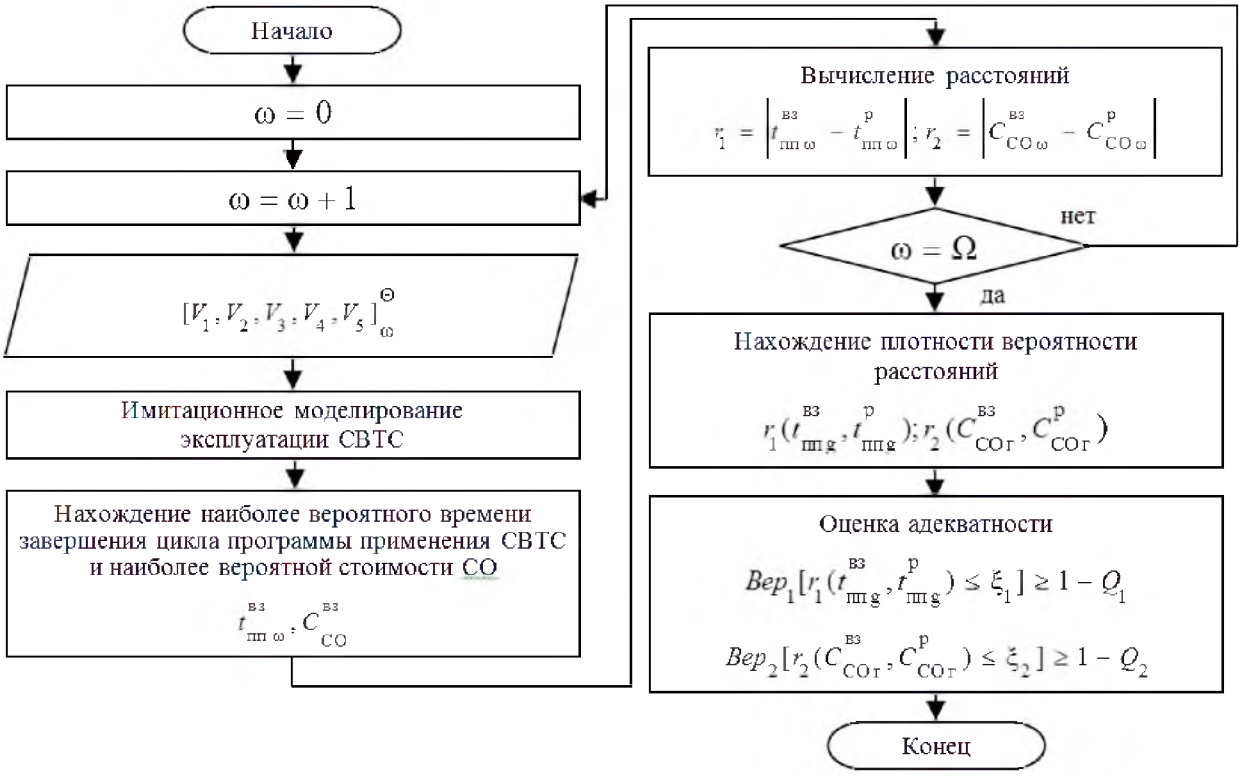


Рис. 5. Алгоритм проверки адекватности разработанной модели функционирования СВТС

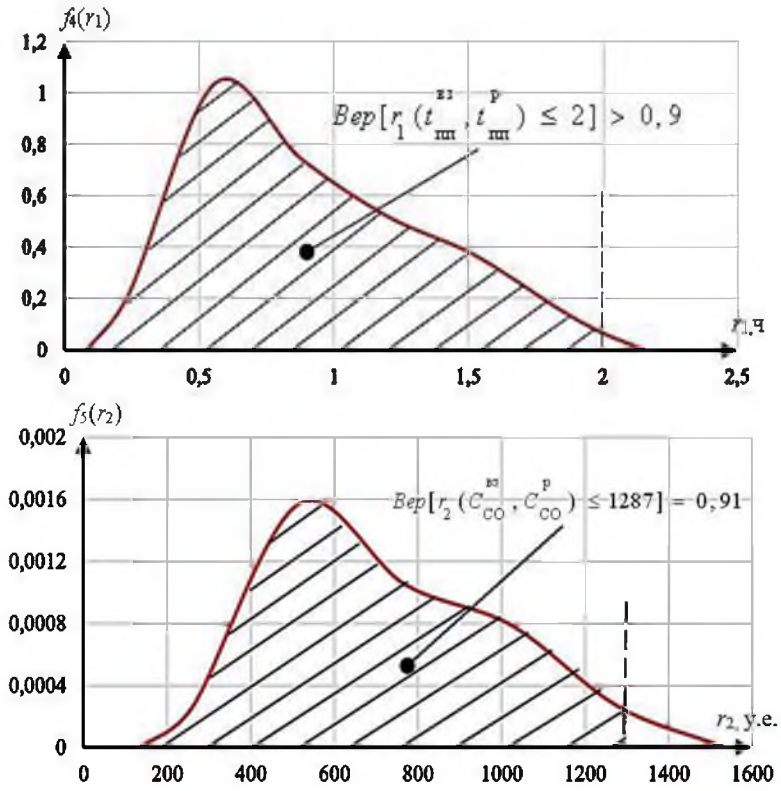


Рис. 6. Плотности вероятности мер близости $r_1 = (t^{вз}_{пmg}, t^{р}_{пmg})$ и $r_2(C^{вз}_{COг}, C^{р}_{COг})$

Критерием адекватности имитационной модели, следуя методике из [12, 13], была определена вероятность $Вер\left[r(Ob, M \le \varepsilon\right] \ge 1-\delta$. В данной формуле ε представляет собой параметр, задающий точность модели, а $(1-\delta)$ – параметр, определяющий ее достоверность.

Расчет вероятности по установленным законам распределения для ключевых показателей (длительности цикла функционирования СВТС при выполнении плана применения и стоимости государственного контракта на календарный год) показал, что при требуемых значениях точности и достоверности для длительности цикла функционирования (2 ч и 0,07) и для стоимости государственного контракта (1287 у. е. и 0,00028) вычисленные значения свидетельствуют о достижении приемлемого уровня адекватности разработанной имитационной модели функционирования системы эксплуатации СВТС в условиях прогрессирующего морального устаревания элементной базы функциональных подсистем.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная имитационная модель функционирования системы эксплуатации СВТС обеспечивает оценку ключевых показателей: времени выполнения программы применения и стоимости государственного контракта на сервисное обслуживание (в части обеспеченности запасными частями в условиях их дефицита в результате морального устаревания). Проведенная проверка модели подтвердила ее адекватность: результаты моделирования показали близкое соответствие реальным данным, что позволяет использовать модель для повышения обоснованности управленческих решений в области технического обслуживания, ремонта и логистики при сервисном обслуживании.

В сегодняшних условиях разработанное научно-методическое обеспечение позволит повысить оргументированность решений по технико-экономическому обоснованию работ по сервисному обслуживанию ФП СВТС, проводимому в рамках военно-научного сопровождения заключения государственного контракта на сервисное обслуживание.

Список использованных источников

1. *Шестопалова О. Л., Муравьев А. В.* Прогнозирование срока службы информационной системы с учетом морального старения элементной базы технических средств // Транспортное дело России. – 2014. – № 6. – С. 186–189.

2. *Муравьев А. В.* Методика прогнозирования длительности жизненного цикла информационных систем на основе комплексного мониторинга процессов морального старения : дисс … канд. техн. наук. – М., 2015. – 151 с.

3. О реализации планов (программ) строительства и развития Вооруженных Сил Российской Федерации, других войск, воинских формирований и органов и модернизации оборонно-промышленного комплекса : Указ Президента Российской Федерации от 7 мая 2012 г. № 603 // ГАРАНТ : информационно-правовая система. – URL: https://base.garant.ru/70170938/?ysclid=mg96f62a3s343732181 / (дата обращения: 02.09.2025).

4. Об утверждении Правил организации сервисного обслуживания вооружения и военной техники : Постановление Правительства Российской Федерации от 30 ноября 2021 г. № 2138 // ГАРАНТ : информационно-правовая система. – URL: https://base.garant.ru/products/ipo/prime/doc/403061621/?ysclid=mg964trkpc571255648 / (дата обращения: 02.09.2025).

5. Имитационное моделирование функционирования системы эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры как инструмент обоснования параметров технического обслуживания / Р. М. Вивчарь [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 688. – С. 87–98.

6. *Щербина И. С., Решетников Д. В., Поляков А. П.* Имитационная модель системы эксплуатации технологического оборудования стартового комплекса // Современные проблемы науки и образования. – 2015. – № 2-3. – С. 47–54. – EDN VBRCJJ.

7. *Дьяков А. Н., Кокарев А. С., Решетников Д. В.* Моделирование системы эксплуатации технологического оборудования ракетно-космического комплекса // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2014. – Вып. 645. – С. 234–240.

8. *Вивчарь Р. М., Птушкин А. И., Соколов В. Б.* Риск-ориентированное управление созданием организационно-технических систем на основе использования имитационных моделей их функционирования // Вестник Воронежского государственного университета. Сер.: Системный анализ и информационные технологии. – 2021. – № 2. – С. 17–31.

9. *Пегат А.* Нечеткое моделирование и управление : пер. с англ. – 2-е изд. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 798 с. – (Адаптивные и интеллектуальные системы).

10. *Борисов В. В., Круглов В. В., Федулов А. С.* Нечеткие модели и сети. – 2-е изд., стереотп. – М. : Горячая линия – Телеком, 2019. – 284 с.

11. *Баранов Д. А., Басотин Е. В., Шестопалова О. Л.* Оценивание степени доступности закупки компонентов изделий ракетно-космической техники в условиях санкционных ограничений на основе нечеткой информации о комплексе факторов морального устаревания элементной базы // Информационно-экономические аспекты стандартизации и технического регулирования. – 2021. – № 1 (59). – С. 72–91

12. *Микони С. В., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Квалиметрия моделей и полимодельных комплексов : моногр. – М. : РАН, 2018. – 314 с.

13. *Вивчарь Р. М., Птушкин А. И., Соколов Б. В.* Методика оценивания адекватности статистических моделей // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Сер. : Математика. Механика. Физика. – 2023. – Т. 15, № 3. – С. 5–14.

А. В. Белянкин,
кандидат технических наук;
Г. С. Васильев;
И. Г. Уханов,
кандидат технических наук, доцент

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИЛОВОГО ПРИВОДА С ЭФФЕКТОМ ПАМЯТИ ФОРМЫ ДЛЯ РАСКРЫТИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Представлены модель и методика расчета основных параметров силового привода, для раскрытия элементов конструкций космических аппаратов, на основе витой цилиндрической пружины кручения круглого поперечного сечения из материала с эффектом памяти формы (МЭПФ). Приведены результаты расчета параметров пружины кручения из МЭПФ.

Ключевые слова: космический аппарат, материал с эффектом памяти формы, пружина, крутящий момент.

ВВЕДЕНИЕ

Для автоматического развертывания в космическом пространстве различных элементов конструкций одноразового срабатывания (панели солнечных батарей , штанги антенных устройств, системы гравитационной ориентации и др.) в составе космических аппаратов (КА) применяют силовые устройства (приводы), использующие разные виды энергии (электрические, пружинные и др.).

Наиболее широкое применение получили осевые пружинные механизмы (с пружиной кручения, сжатия или растяжения). Данные механизмы обладают меньшей массой и высокой надежностью по сравнению с другими устройствами, но их существенным недостатком является отсутствие возможности управления скоростью раскрытия и влияния на динамические характеристики конструкции КА.

Известно, что некоторые металлические сплавы (Ti-Ni, Cu-Zn и др.) и композитные материалы на основе полиэфиркетона и фирцианатных смол обладают такими свойствами, как эффект памяти формы (ЭПФ), обратимый эффект памяти формы, генерация реактивных усилий и др., неприсущими обычным конструкционным материалам [1–3]. В настоящее время с использованием таких материалов создаются различные силовые устройства, в том числе для ракетно-космической техники [4]. В связи с этим важное значение имеют вопросы расчета основных параметров силовых элементов таких конструкций и устройств [5–7].

В статье рассматриваются вопросы расчета основных параметров пружины кручения, выполненной из металлического сплава с эффектом памяти формы.

РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ ВИТОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ПРУЖИНЫ КРУЧЕНИЯ КРУГЛОГО ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ ИЗ МАТЕРИАЛА С ЭФФЕКТОМ ПАМЯТИ ФОРМЫ

За основу расчета пружины кручения с витками круглого сечения приняты известные формулы, приведенные в работах [7, 8].

Если пружина кручения изготовлена из никилида титана (Ti-Ni), то для проявления ЭПФ в пружине кручения необходимым условием является наличие неупругих деформаций, которые возникают при деформировании пружины нагрузкой, превышающей предельную.

Наступление неупругих деформаций характеризуется величиной предела фазовой текучести $\sigma_{фт}$. [9]

Существенное влияние на расчет оказывает значение диаметра проволоки d, так как для работы пружины в неупругой фазе необходимо, чтобы рабочий угол подъема $\alpha_р$ был больше угла подъема в начале фазовой текучести $\alpha_{фт}$. Чем больше значение диаметра проволоки, тем больше крутящий момент, соответствующий пределу фазовой текучести, а следовательно, должен быть больше крутящий момент поворота торцов пружины.

Процесс разгрузки пружины кручения из материала с ЭПФ, нагруженной за предел упругости максимальным крутящим моментом m, имеет некоторые особенности. Если бы для всей структуры материала деформации были упругими, то при разгрузке они постепенно уменьшались бы и в конце этого процесса были бы равными нулю, но при наличии неупругого деформирования процесс перегруппировки внутренних сил во время разгрузки протекает более сложно, и после разгрузки витки пружины остаются с остаточной кривизной.

Общий вид пружины представлен на рис. 1. Это цилиндрическая винтовая пружина из бруса круглого сечения. Ось этого бруса полностью определяется тремя независимыми параметрами [10, 11]:

1) D – средний диаметр пружины;
2) α – угол подъема оси винтового бруса;
3) $l = \pi D/\cos\alpha$ – длина оси рабочей части винтового бруса.

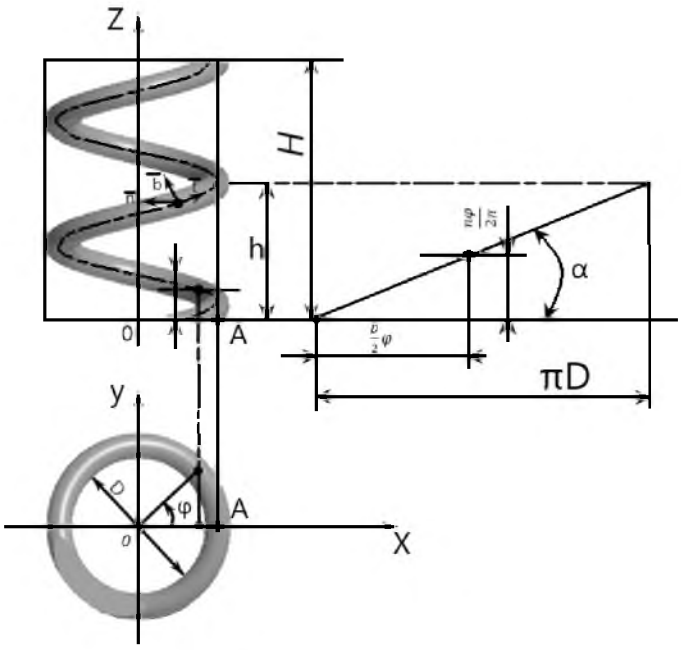


Рис. 1. Общий вид цилиндрической пружины кручения

Для формирования расчетной модели силового привода на основе пружины кручения из материала с ЭПФ были сформулированы требования:

1. Создаваемый крутящий момент должен быть больше крутящего момента начала фазовой текучести ($m > m_{фт}$), иначе будет возникать упругая деформация.

2. Так как расчет ведется для пружины кручения, то угол подъема пружины должен составлять $\alpha = 2 \div 4°$.

3. Рабочий угол подъема не должен превышать $\approx 9^0$.

Приняты некоторые допущения:

1. Учитываются только два силовых фактора, возникающих в пружине, – изгибающий и крутящий моменты.

2. В качестве критической точки используется предел фазовой текучести, так как работа должна происходить в зоне неупругой деформации.

3. Начальный средний диаметр пружины D_0 зависит от диаметра проволоки d (D_0 = = 0,012 + d, где d измеряется в метрах).

4. Расчет производится для момента одной пружины кручения на основе момента раскрытия элемента и момента сопротивления в узлах крепления.

При расчете параметров пружины воспользуемся подвижной естественной системой координат, начало которой располагается в исследуемой точке A (рис. 2), а оси направляются по касательной к кривой в сторону возрастания дуги (единичный вектор оси орт $\overline{t_A}$), по главной нормали в направлении кривизны (к центру орт $\overline{n_A}$), по бинормали кривой (орт $\overline{b_A}$).

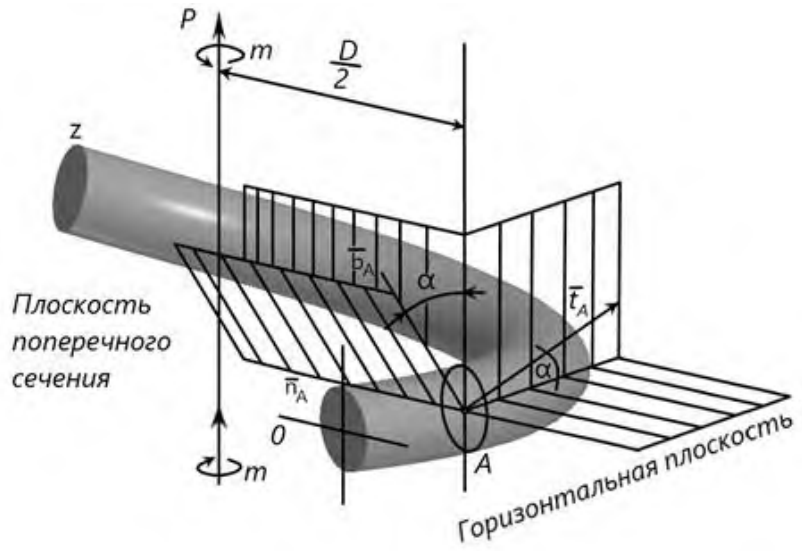


Рис. 2. Сечение винтовой пружины в точке A

При переходе от данной точки кривой к соседней естественная система координат ($\bar{t}$, $\bar{n}$, $\bar{b}$) изменяет свою ориентацию в пространстве и поворачивается как твердое тело вокруг мгновенной оси вращения с некоторой угловой скоростью. Если рассмотреть данный процесс с позиции дифференциальной геометрии, то мгновенная угловая скорость будет составлять

$$\bar{\omega} = \omega\bar{t} + \chi\bar{b},$$

где ω – кручение кривой в рассматриваемой точке;

χ – кривизна кривой в той же точке.

Для винтовой линии кривизна χ кривой будет определяться соотношением [7]

$$\chi = \frac{2\cos^2\alpha}{D}. \quad (1)$$

Кручение ω определяется по формуле

$$\omega = \frac{\sin 2\alpha}{D}. \quad (2)$$

В рассматриваемом случае винтовая пружина нагружена парами моментов m, действующих в торцевых плоскостях, перпендикулярных оси z (рис. 2). В случае жесткого закрепления концов пружины в заделках появляются реактивные моменты:

– крутящий момент, $M_{кр}$, который считается положительным, когда он «вращает» систему координат $\overline{t_A}, \overline{n_A}, \overline{b_A}$ относительно оси $\overline{t_A}$ так, что ось $\overline{n_A}$, переходит в ось $\overline{b_A}$, при повороте на 90°, и который определяется как

$$M_{кр} = m \cdot \sin\alpha; \tag{3}$$

– изгибающий момент $M_{из}$, который считается положительным, когда он стремится «вращать» систему координат $\overline{t_A}, \overline{n_A}, \overline{b_A}$ относительно оси $\overline{b_A}$ так, что ось $\overline{t_A}$ переходит в ось $\overline{n_A}$, при повороте на 90°, и который определяется как

$$M_{из} = m \cdot \cos\alpha. \tag{4}$$

Согласно работе [7] угол поворота одного торца пружины относительно другого θ будет следующим:

$$\theta = \pi D i(\Delta\chi - \Delta\omega \operatorname{tg}\alpha), \tag{5}$$

где i – число рабочих витков пружины;

$\Delta\chi, \Delta\omega$ – изменения кривизны и кручения кривой соответственно,

$$\Delta\chi = \chi - \chi_0, \tag{6}$$

$$\Delta\omega = \omega - \omega_0, \tag{7}$$

где χ_0 и ω_0 – начальные значения кривизны и кручения.

В соответствии со статьей [6]

$$\Delta\chi = \frac{M_{из}}{B}, \tag{8}$$

$$\Delta\omega = \frac{M_{кр}}{C}, \tag{9}$$

где B и C – жесткость проволоки на изгиб и кручение соответственно $B = EI_{из}$, $C = GI_{кр}$;

G – модуль сдвига;

E – модуль упругости материала;

$I_{кр}$ – полярный момент инерции;

$I_{из}$ – осевой момент инерции сечения.

Определим связь между углом подъема винтовой линии α и средним диаметром пружины D, подставив уравнения (1)–(4), (6), (7) в уравнения (8), (9):

$$\begin{cases} 2B\left(\dfrac{\cos^2\alpha}{D} - \dfrac{\cos^2\alpha_0}{D_0}\right) = m \cdot \cos\alpha, & (10) \\ C\left(\dfrac{\sin 2\alpha}{D} - \dfrac{\sin 2\alpha_0}{D_0}\right) = m \cdot \sin\alpha. & (11) \end{cases}$$

Тогда, исключив m, получим

$$D = D_0 \frac{(B - C) \cdot \sin 2\alpha}{2B \cdot \operatorname{tg}\alpha \cdot \cos^2\alpha_0 - C \cdot \sin 2\alpha_0}. \tag{12}$$

Подставляя выражение (12) в формулу (11), получаем зависимость крутящего момента, создаваемого пружиной m, от угла подъема оси винтового бруса α

$$m = \frac{2C}{D_0 \cdot \cos\alpha} \cdot \frac{\cos^2\alpha_0 - \frac{\sin 2\alpha_0}{\sin 2\alpha} \cdot \cos^2\alpha}{\left(1 - \frac{C}{B}\right)}. \quad (13)$$

При увеличении нагрузки m максимальные нормальные напряжения в поперечном сечении прутка достигнут величины предела фазовой текучести материала $\sigma_{фт}$. В этом случае обозначим: значение крутящего момента – $m_{фт}$; угол наклона оси прутка – $\alpha_{фт}$. Тогда выражение (13) примет вид

$$m_{фт} = \frac{2C}{D_0 \cdot \cos\alpha_{фт}} \cdot \frac{\cos^2\alpha_0 - \frac{\sin 2\alpha_0}{\sin 2\alpha_{фт}} \cdot \cos^2\alpha_{фт}}{\left(1 - \frac{C}{B}\right)}. \quad (14)$$

На основе уравнения (14) и принятых допущений ($D_0 = 0{,}012 + d$) получим зависимость крутящего момента, соответствующего пределу фазовой текучести, от диаметра проволоки (рис. 3).

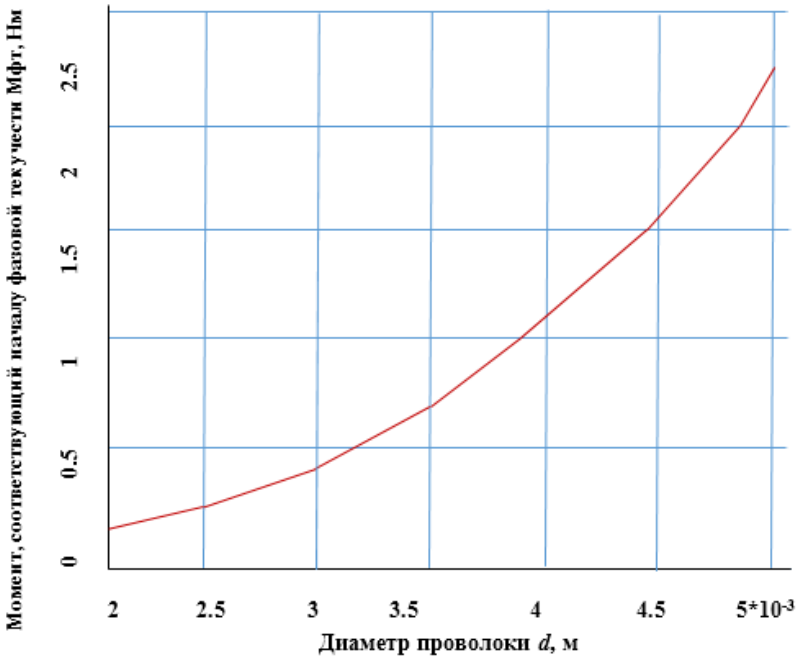


Рис. 3. Зависимость крутящего момента, соответствующего пределу фазовой текучести, от диаметра проволоки

При работе пружины за пределом упругости значение крутящего момента больше значения крутящего момента фазовой текучести, поэтому вводятся новые значения параметров материала:

$$B_1 = B \cdot K_2(\xi), \quad (15)$$

где $K_2(\xi)$ – коэффициент, зависящий от остаточной деформации ξ, определяемый как

$$K_2(\xi) = \frac{2(1-n)}{\pi}\left[\frac{\xi}{3}(5 - 2\xi^2)\sqrt{(1-\xi^2)} + \arcsin\xi\right] + n, \quad (16)$$

где n – модуль упрочнения ($n \in [0\ldots1]$), причем $K_2(\xi) \in [n \ldots 1]$ (см. показано в статью [6]).

Теперь в соответствии с заданным моментом M найдем:

– рабочий угол пружины α_p из уравнения (14)

$$M = \frac{2C}{D_0 \cdot \cos\alpha_р} \cdot \frac{\cos^2\alpha_0 - \frac{\sin 2\alpha_0}{\sin 2\alpha_р} \cdot \cos^2\alpha_р}{\left(1 - \frac{C}{B_1}\right)};$$

– средний рабочий диаметр пружины $D_р$ из уравнения (12)

$$D_р = D_0 \frac{(B_1 - C) \cdot sin2\alpha_р}{2B_1 \cdot tg\alpha_р \cdot cos^2\alpha_0 - C \cdot sin2\alpha_0}.$$

Для определения остаточных деформаций, возникающих в процессе разгрузки, сравним значения параметров пружины при работе в зоне упругих деформаций и за пределом упругости.

Параметры пружины в зоне упругих деформаций определяются из формул (12) и (13), тогда остаточный диаметр составит

$$D_{ост} = D_р - D. \tag{17}$$

Из теоремы о разгрузке [8] определим остаточную кривизну $\chi_{ост}$:

$$\chi_{ост} = \frac{1}{R_{ост}} = \frac{1}{R_р} - \frac{1}{R}, \tag{18}$$

где $R_р$ – значение радиуса кривизны в сечении в момент разгрузки;
R – радиус кривизны в сечении в упругой фазе;
$R_{ост}$ – остаточный радиус кривизны.

Тогда с учетом выражений (4) и (8) определим кривизну перед разгрузкой как

$$\chi_{ост} = \frac{1}{R_{ост}} = \frac{M\cos\alpha_р}{B_1} - \frac{m \ \cos\alpha}{B}. \tag{19}$$

С другой стороны, остаточная кривизна из геометрических соотношений параметров пружины (1) после разгрузки будет равна [7]:

$$\chi_{ост} = \frac{1}{R_{ост}} = \frac{2cos^2\alpha_{ост}}{D_{ост}}. \tag{20}$$

С учетом уравнений (19) и (20) найдем значение остаточного угла $\alpha_{ост}$:

$$\alpha_{ост} = \arccos\left(\sqrt{\frac{D_{ост} \cdot \chi_{ост}}{2}}\right).$$

Получаем остаточный угол относительно торцов пружины:

$$\theta_{ост} = \frac{\pi D_0 i_0}{\cos\alpha_0}\left(\frac{\cos\alpha_{ост}}{D_{ост}} - \frac{\cos\alpha_0}{D_0}\right).$$

Заданный угол поворота определяется по формуле

$$\theta_р = \frac{\pi D_0 i_0}{\cos\alpha_0}\left(\frac{\cos\alpha_р}{D_р} - \frac{\cos\alpha_0}{D_0}\right).$$

Тогда угол поворота после формовосстановления составит

$$\theta = \theta_р - \theta_{ост}.$$

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ПРУЖИНЫ КРУЧЕНИЯ ИЗ МЭПФ

Расчет параметров пружины кручения производился на основе разработанной модели с применением комплекса прикладных программ.

В качестве материала для пружины использовался никелид титана (TiNi), так как он имеет наилучшие параметры формовосстановления и прочности. Для расчета были заданы параметры сплава, представленные в табл. 1. Исходные данные для расчета пружины приведены в табл. 2.

В ходе расчета были получены зависимости (рис. 4–7) для различных диаметров проволоки: $d_1 = 2$ мм, $d_2 = 2{,}5$ мм, $d_3 = 3$ мм, $d_4 = 3{,}5$ мм, $d_5 = 4$ мм, $d_6 = 4{,}5$ мм, $d_7 = 5$ мм.

Таблица 1

Параметры сплава TiNi

Параметры	Обозначение	Значение
Плотность, кг/м^3	ρ	6450
Модуль упругости в мартенситном состоянии, ГПа	E	85
Модуль сдвига в мартенситном состоянии, ГПа	G	15
Предел фазовой текучести, МПа	$\sigma_{фт}$	170
Параметр жесткости	n	0,5
Относительная деформация	ε	0,75

Таблица 2

Исходные данные для расчета пружины

Параметр	Обозначение	Значение
Значение крутящего момента, Нм	M	1–100
Число витков пружины	i	3
Начальный угол подъема пружины, град	α_0	3
Диаметр проволоки, мм	d	2–5
Начальный средний диаметр пружины, мм	D_0	$(0{,}012 + d) \cdot 1000$

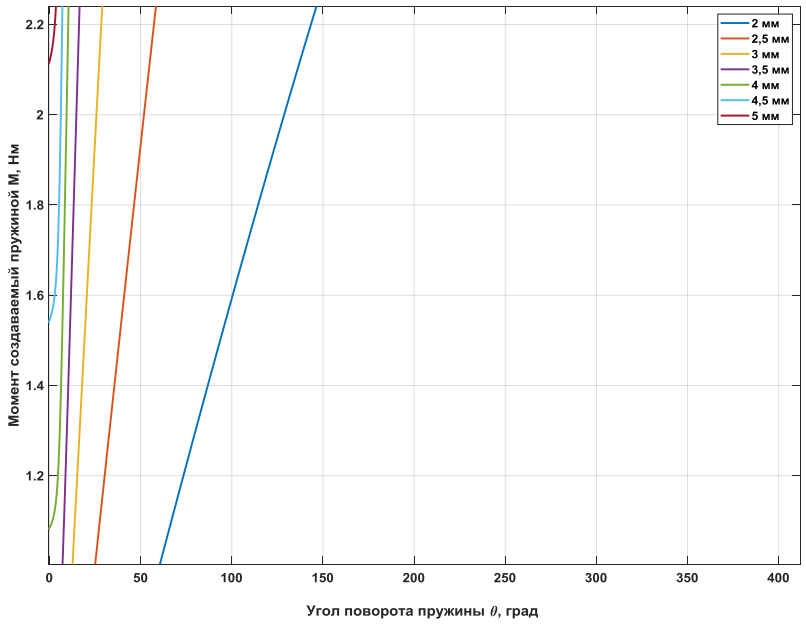


Рис. 4. График зависимости создаваемого момента от угла поворота пружины

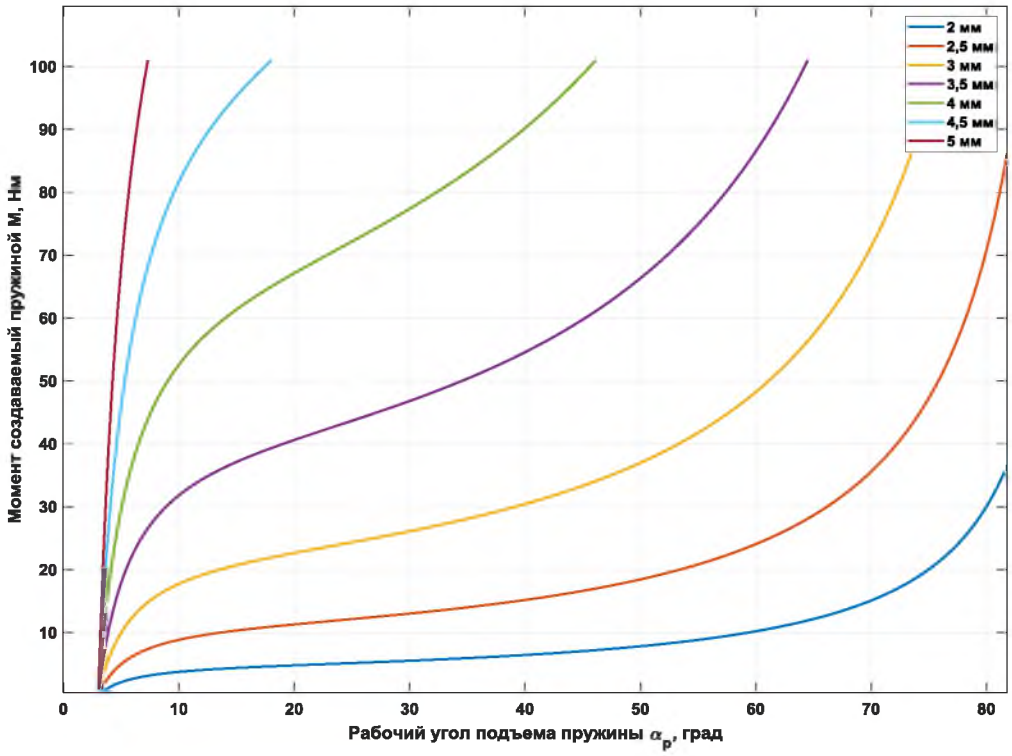


Рис. 5. График зависимости создаваемого пружиной момента от рабочего угла подъема пружины

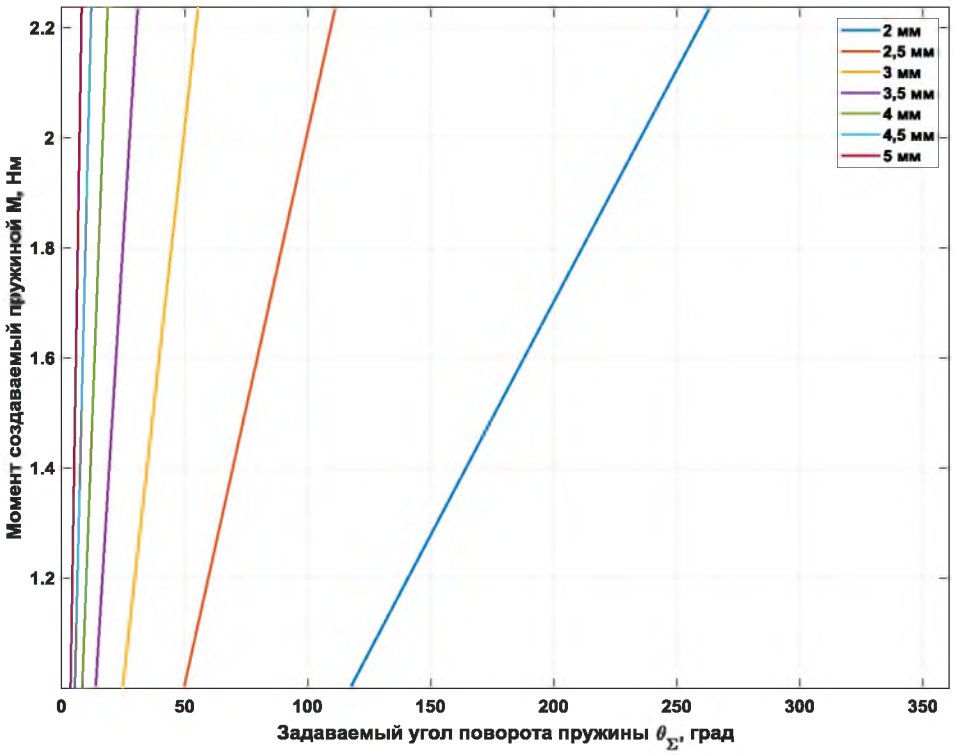


Рис. 6. График зависимости создаваемого момента от задаваемого угла поворота пружины

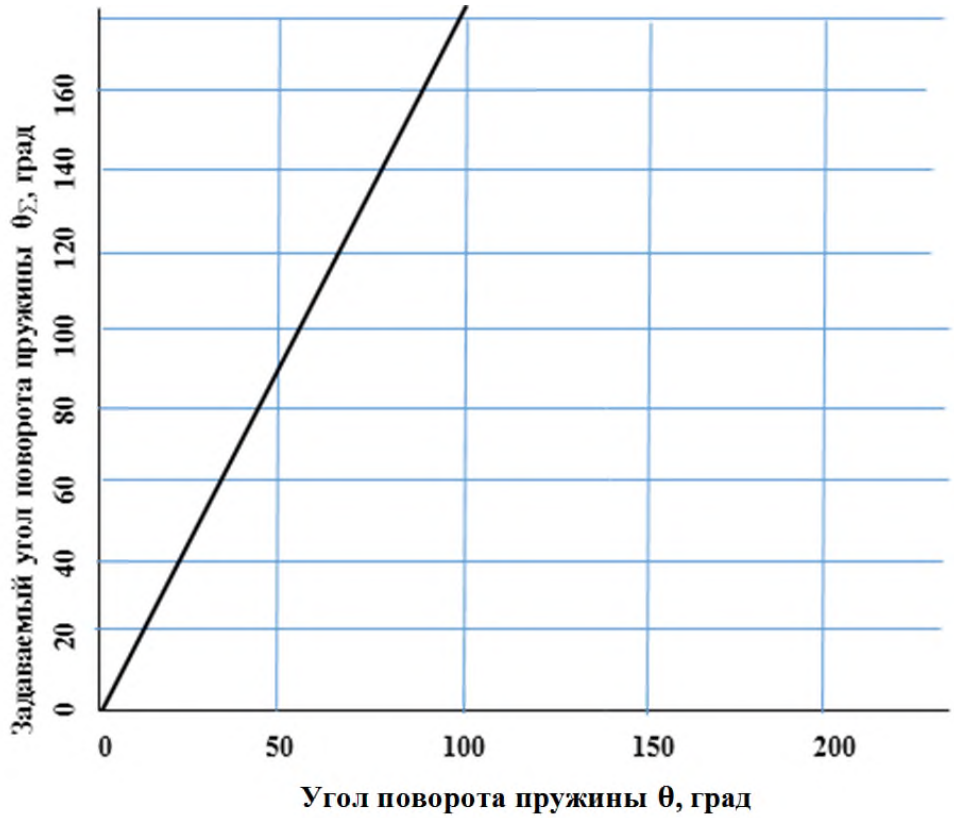


Рис. 7. График зависимости задаваемого угла поворота пружины от угла поворота пружины

На основании полученных зависимостей (рис. 4–7) определены параметры пружин для различных значений диаметров проволоки из МЭПФ, приведенные в табл. 3.

Таблица 3

Параметры пружин

Диаметр проволоки из МЭПФ (d), мм	Задаваемый угол поворота торцов пружины (θ_Σ), град	Средний диаметр пружины (D), мм	Рабочий угол подъема пружины ($\alpha_р$), град	Крутящий момент (M), Нм
2	161,7	14	8,791	2,345
2,5	161,6	14,5	4,069	5,535
3	161	15	4,104	11,056
3,5	160,3	15,5	4,097	19,735
4	159,9	16	4,093	32,535
4,5	159,5	16,5	4,089	50,41
5	159,2	17	4,087	74,434

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлена методика, которая позволит рассчитать основные параметры пружины кручения из МЭПФ, чтобы обеспечить раскрытие навесных элементов конструкции КА на заданный угол с заданным моментом поворота.

Результаты данной работы будут использованы для дальнейших исследований в области влияния упруго-деформированных конструкций КА на качество выполнения КА целевых задач; внедрения силовых приводов на основе МЭПФ в системы раскрытия навесных элементов конструкции КА, что позволит повысить его функциональные возможности.

Список использованных источников

1. *Беляев С. П., Волков А. Е.* Материалы с эффектом памяти формы. – Санкт-Петербург : НИИХ СПбГУ, 1998. – 254 с.

2. *Лихачев В. А.* Материалы с эффектом памяти формы : справ. изд. – Санкт-Петербург, 1997. – Т. 3. – 290 с.

3. Материалы с эффектом памяти формы : справ. изд. / под ред. В. А. Лихачева. – Санкт-Петербург : НИИХ СПбГУ, 1998. – Т. 4. – 268 с.

4. *Самойлов Н. С., Уханов И. Г., Детенышев Д. Ю.* Применение современных и перспективных механических устройств на основе материалов с эффектом памяти формы в конструкции космических аппаратов // Вестник НПО имени С. А. Лавочкина. – 2020. – № 4. – С. 69–75.

5. *Абдрахманов С. А., Осмонканов А. М., Кожошов Т. Т.* О предельной нагрузке для цилиндрической пружины растяжения, обладающей эффектом памяти формы // Наука и новые технологии. – 2010. – № 1. – С. 12–15.

6. *Абдрахманов С. А., Джаналиев Н .Р., Кожошов Т. Т.* Аналитическое исследование напряженно-деформированного состояния пружин кручения из материала с памятью формы // Прикладная математика и механика: проблемы и перспективы. – 2010. – С. 257–263.

7. *Пономарев С. Д., Андреева Л. Е.* Расчет упругих элементов машин и приборов. – М. : Машиностроение, 1980. – 326 с.

8. *Ачеркан Н. С.* Детали машин. Расчет и конструирование. – М. : Машиностроение, 1968. – Т. 2. – 408 с.

9. *Лурье А. И.* Теория упругости. – М. : Наука, 1970. – 939 с.

10. *Чернышев Н. А.* Напряженное состояние и деформация цилиндрических пружин, свитых из круглого прутка // Динамика и прочность машин. – М. : АН СССР, Машиностроение, 1986. – С. 7–78.

11. *Пономарев С. Д., Андреева Л. Е.* Расчет упругих элементов машин и приборов. – М. : Машиностроение, 1980. – 326 с.

А. И. Гнатюк;
К. А. Крупский,
кандидат технических наук, доцент;
А. С. Шавин,
кандидат технических наук, доцент

МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВОГО ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО СРЕДСТВА МОНИТОРИНГА ТЕХНОГЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ В УСЛОВИЯХ МИКРОВИБРАЦИЙ

В статье представлена модель функционирования бортового оптико-электронного средства мониторинга техногенной обстановки в условиях микровибраций. Разработанная модель позволяет оценить дальности, соответствующие заданным вероятностям обнаружения, распознавания и идентификации при различной микровибрации. Оценивание дальностей обнаружения, распознавания и идентификации реализуется на основе критериального определения Джонсона уровней восприятия объектов и оценок качества изображений.

Ключевые слова: изображение, обнаружение, распознавание, идентификация, оптико-электронное средство, вибрация, стабилизация.

ВВЕДЕНИЕ

Мониторинг техногенной обстановки в околоземном космическом пространстве предполагает получение и каталогизацию координатной и видовой информации о наблюдаемых космических объектах (КО) при помощи оптико-электронных средств (ОЭС) орбитального базирования. Современная тенденция миниатюризации КО предъявляет повышенные требования к разрешающей способности орбитальных ОЭС, которая необходима для обеспечения высокой четкости изображений КО и повышения вероятностей их обнаружения, распознавания и идентификации. Актуальной задачей является повышение дальности наблюдений КО при существующем уровне разрешающей способности бортовых ОЭС в условиях возмущений космического полета.

Одной из основных проблем мониторинга космической обстановки является негативное влияние микровибраций [1]. Они возникают в процессе функционирования подвижных элементов конструкции орбитальных средств: двигателей-маховиков, реактивных двигателей, приводов, вентиляторов, а также в результате колебаний панелей солнечных батарей и изгибов упругих элементов конструкции [2–4]. Микровибрации приводят к смещению осей визирования ОЭС, вследствие чего возрастают искажения в виде «смаза» изображения [5]. Чем выше разрешающая способность ОЭС, тем больше влияние микровибраций на качество изображений. Следовательно, необходимо повышать точность стабилизации оси визирования ОЭС.

Применяемые в настоящее время методы стабилизации не учитывают влияния субдифракционных изменений положения (дрожания) линии визирования ОЭС [6, 7]. Под дрожанием понимаются линейное и угловое гармонические колебания линии визирования (в пределах микрона и микрорадиана соответственно).

Таким образом, для оценивания влияния точности стабилизации осей визирования на дальность наблюдений КО требуется разработка модели функционирования бортовых ОЭС мониторинга техногенной космической обстановки с учетом микровибраций КА.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для моделирования функционирования бортовых оптико-электронных средств мониторинга техногенной космической обстановки в условиях микровибраций задаются следующие *исходные данные*.

1. Множество параметров вибрации $\mathbf{V}=\{\Delta S,\Delta\alpha,f\}$, где ΔS – амплитуда линейных виброперемещений; $\Delta\alpha$ – амплитуда угловых виброперемещений; f – частота вибрации;

2. Множество параметров бортового ОЭС $\mathbf{O}=\{d_{\text{ПЗС}},r_{\text{ОЭС}},\theta\}$, где $d_{\text{ПЗС}}$ – размер фотоприемной ПЗС-матрицы; $r_{\text{ОЭС}}$ – разрешающая способность; θ – поле зрения.

3. Множество параметров КО $\mathbf{T}=\{A,R,K_{\text{КО}},V_{\text{И}},P_{\text{Т}}\}$, где A – максимальный линейный размер объекта; R – дальность до объекта; $K_{\text{КО}}$ – контраст КО, основанный на его отражательных свойствах; $V_{\text{И}}$ – скорость движения оптического изображения в фокальной плоскости; $P_{\text{Т}}$ – требуемое значение вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации.

4. Множество параметров системы стабилизации $\mathbf{S}=\{j_{\text{л}},j_{\text{у}},\delta\}$, где $j_{\text{л}},j_{\text{у}}$ – амплитуда линейного и углового дрожания соответственно; δ – быстродействие, заданное как величина, обратная времени регулирования положения луча.

Требуется *найти*:

1) множество оценок возможностей бортовых ОЭС $\mathbf{R}=\{R_{\text{О1}},R_{\text{О2}},R_{\text{Р1}},R_{\text{Р2}},R_{\text{И1}},R_{\text{И2}}\}$, где $R_{\text{О1}},R_{\text{Р1}},R_{\text{И1}}$ – дальности обнаружения, распознавания и идентификации без стабилизации; $R_{\text{О2}},R_{\text{Р2}},R_{\text{И2}}$ – дальности обнаружения, распознавания и идентификации со стабилизацией;

2) множество коэффициентов увеличения дальности с применением системы высокоточной стабилизации $\mathbf{E}=\{\delta_{\text{О}},\delta_{\text{Р}},\delta_{\text{И}}\}$, где $\delta_{\text{О}}$ – коэффициент увеличения дальности обнаружения; $\delta_{\text{Р}}$ – коэффициент увеличения дальности распознавания; $\delta_{\text{И}}$ – коэффициент увеличения дальности идентификации.

Допущения и ограничения, принятые при постановке задачи:

1) корпус и компоненты КА приняты жесткими, что соответствует одинаковой вибрации в любой точке конструкции;

2) под амплитудами дрожания понимаются максимальные угловое и линейное смещения оси визирования ОЭС;

3) модель применима для оценивания возможностей систем высокоточной стабилизации с быстродействием, намного превышающим частоту вибрации.

РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

Модель основана на критериальном определении Джонсона уровней восприятия объектов и оценивании качества изображений КО [12–14].

Структура модели функционирования бортового ОЭС мониторинга техногенной космической обстановки в условиях микровибраций КА представлена на рис. 1. Она состоит из трех блоков:

– расчет разрешающей способности;

– расчет зависимостей вероятности обнаружения, распознавания и идентификации КО от дальности;

– расчет коэффициентов увеличения дальности наблюдения КО.

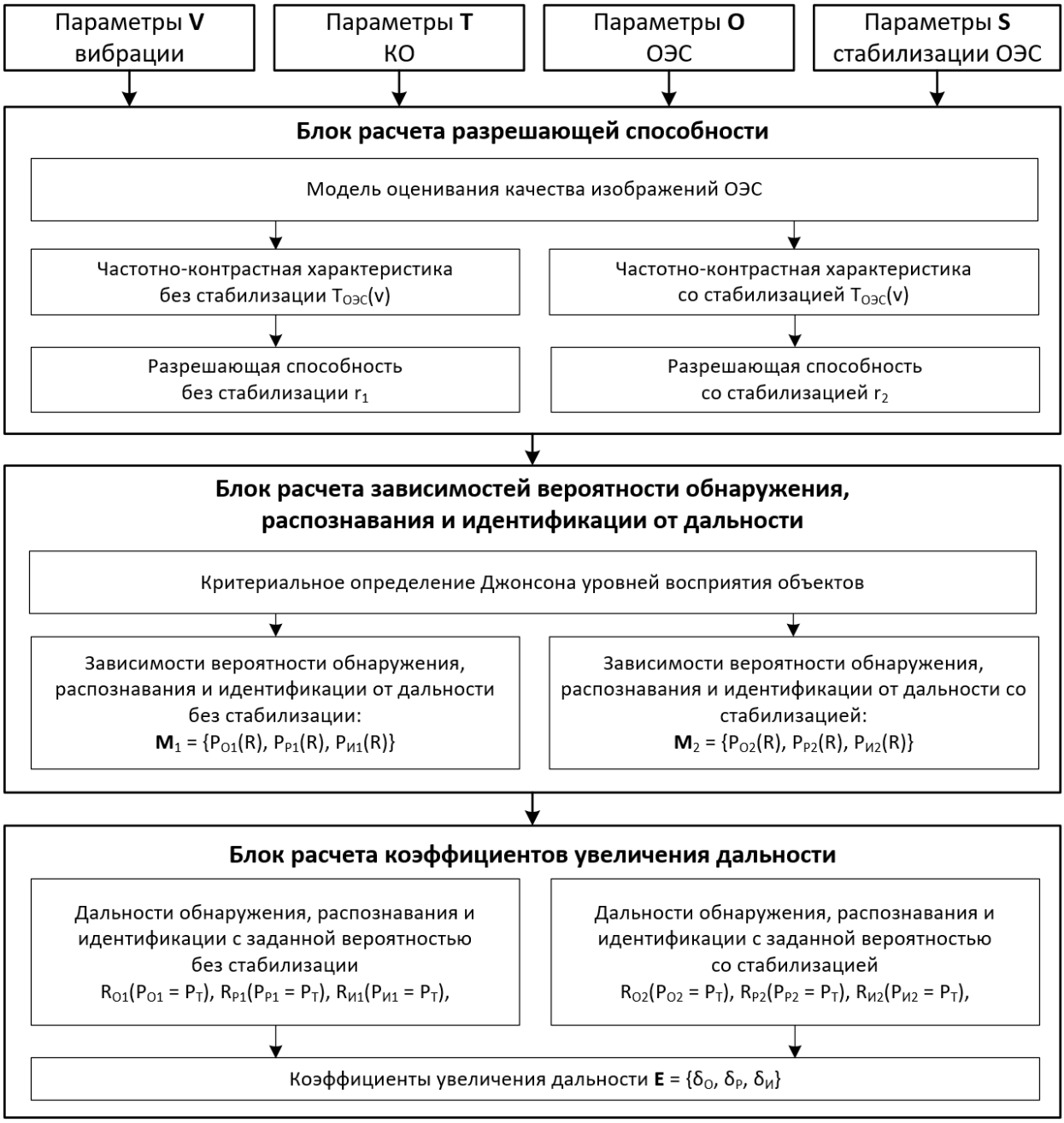


Рис. 1. Блок-схема структуры модели

В первом блоке модели реализуется построение частотно-контрастной характеристики (ЧКХ) ОЭС и определение разрешающей способности по параметрам оптической схемы **O**, вибрации **V** и стабилизации **S**.

Расчет ЧКХ ПЗС-матрицы:

$$T_{ПЗС}(v) = T_{ДРЗ}(v) \cdot T_{Г}(v) \cdot T_{Ф}(v), \quad (1)$$

где $T_{ДРЗ}(v)$ – ЧКХ диффузионного расплывания заряда;

$T_{Г}(v)$ – геометрическая ЧКХ дискретного переноса и технологических потерь приемника;

$T_{Ф}(v)$ – ЧКХ фазы ПЗС;

v – частота штрихов в поле полосовой миры.

Расчет ЧКХ диффузионного расплывания заряда:

$$T_{\text{ДРЗ}}(v)=\frac{\left(1-\frac{\exp(-\alpha_s W)}{1+\alpha_s L}\right)}{\left(1-\frac{\exp(-\alpha_s W)}{1+\alpha_s L_o}\right)}, \tag{2}$$

где α_s – коэффициент поглощения в кремнии;

L_0 – диффузионная длина носителей заряда.

Расчет геометрической ЧКХ дискретного переноса и технологических потерь приемника электромагнитных волн:

$$T_{\text{Г}}(v)=\frac{\sin(a)}{a}\cdot\frac{\sin(b)}{b}\cdot\exp\left(-b_p\left(4vd_{pix}\right)^2\right), \tag{3}$$

где a – коэффициент геометрического размера элемента ПЗС-матрицы;

b – коэффициент дискретного переноса заряда;

b_p – относительная величина технологических потерь ПЗС-матрицы;

d_{pix} – размер пикселя.

Частотно-контрастная характеристика фазы ПЗС рассчитывается по формуле

$$T_{\Phi}(v)=\cos(\pi v d_{\text{ПЗС}})^{vd_{\text{ПЗС}}}, \tag{4}$$

где $d_{\text{ПЗС}}$ – размер фотоприемной ПЗС-матрицы.

Частотно-контрастная характеристика объектива рассчитывается по формуле

$$T_{\text{О}}(v)=\frac{\sin\left(\pi v\Delta'\left(\frac{1}{k}-\lambda v\right)\right)\cdot k}{\pi v\Delta'}, \tag{5}$$

где Δ' – дефокусировка объектива;

k – диафрагменное число;

λ – длина волны излучения.

Частотно-контрастная характеристика, учитывающая сдвиг изображения, рассчитывается по формуле

$$T_C(v)=\frac{\sin\left(\pi H_C\eta_0 v\right)}{\pi H_C\eta_0 v}\cdot\frac{\sin\left(\pi H_C\left(1-\eta_0\right)v\right)}{\pi H_C\left(1-\eta_0\right)v}, \tag{6}$$

где H_C – сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ;

η_0 – оптический КПД фотозатвора.

Сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ, рассчитывается по формуле

$$H_C=H_{\text{СОД}}+H_{\text{СЛВ}}+H_{\text{СУВ}}. \tag{7}$$

Сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ, связанный с относительной скоростью движения ОСН и отслеживаемого КО, рассчитывается по формуле

$$H_{\text{СОД}}=T_{\text{Э}}\cdot V_{\text{И}}, \tag{8}$$

где $T_{\text{Э}}$ – время экспонирования.

Если стабилизация в ОЭС не применяется, то сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ, связанный с линейной вибрацией, рассчитывается по формуле

$$H_{\text{СЛВ}}=T_{\text{Э}}\cdot V_{Л}=\Delta S, \tag{9}$$

где $V_Л$ – скорость движения оптического изображения, вызванного линейной вибрацией.

Сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ, связанный с угловой вибрацией, рассчитывается по формуле

$$H_{СУВ} = T_Э \cdot V_У = \frac{d_{ПЗС}}{2 \cdot \mathrm{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right)} \cdot \mathrm{tg}(\Delta\alpha), \tag{10}$$

где $V_У$ – скорость движения оптического изображения, вызванного угловой вибрацией.

Если в ОЭС применяется стабилизация, то сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ с учетом линейной стабилизации рассчитывается по формуле

$$H_{СЛВ} = T_Э \cdot V_Л = j_л. \tag{11}$$

Сдвиг изображения в фокальной плоскости ФПУ с учетом угловой стабилизации рассчитывается по формуле

$$H_{СУВ} = T_Э \cdot V_У = \frac{d_{ПЗС}}{2 \cdot \mathrm{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right)} \cdot \mathrm{tg}\left(j_у\right). \tag{12}$$

Результирующая ЧКХ ОЭС составляет

$$T_{ОЭС}(\nu) = T_{ПЗС}(\nu) \cdot T_О(\nu) \cdot T_С(\nu). \tag{13}$$

Основываясь на данных о ПЗС матрице и пороговом контрасте $K_П$, определяется разрешающая способность r, соответствующая частоте ν, на которой передаваемый ОЭС контраст изображения пересекается с пороговым.

Таким образом, в первом блоке рассчитываются две разрешающие способности r_1, r_2 ОЭС без стабилизации и со стабилизацией соответственно.

Во втором блоке реализуется расчет зависимости вероятности обнаружения, распознавания и идентификации от дальности для космического объекта на основе полученных значений r_1, r_2.

Расчет количества разрешаемых полупериодов эквивалентной миры, приходящихся на объект, осуществляется в соответствии с выражением

$$N_{1,2} = r_{1,2} \cdot d_{ПЗС} \cdot D = r_{1,2} \cdot d_{ПЗС} \cdot \frac{A_{КО}}{A_П} = r_{1,2} \cdot d_{ПЗС} \cdot \frac{A_{КО}}{2 \cdot R \cdot \mathrm{tg}\left(\frac{\theta}{2}\right)}. \tag{14}$$

Далее представлен методический подход к расчету вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации на основе критериев Джонсона.

Величина N_{50} в табл. 1 определяет количество полупериодов эквивалентной миры, разрешаемых наблюдателем для данного уровня восприятия с 50%-ной вероятностью.

Таблица 1

Современные критерии Джонсона

Уровень видения	Описание	Число полупериодов эквивалентной миры N_{50}
ОБНАРУЖЕНИЕ	Выделение размытого пятна на фоне помех	2,0
РАСПОЗНАВАНИЕ	Объект выделяется с достаточной яркостью и дифференцируется по принадлежности к классу	8,0
ИДЕНТИФИКАЦИЯ	Объект дифференцируется по принадлежности к типу внутри класса	16,0

В соответствии с критериями Джонсона (табл. 1) и допущением, что для достижения 100%-ной вероятности обнаружения, распознавания и идентификации необходимо превысить N_{50} в 3 раза, зададим распределение поправочного коэффициента K и необходимое число полупериодов в табл. 2.

Таблица 2

Численные значения коэффициентов обнаружения

Вероятность P(N)	K	N, для обнаружения	N, для распознавания	N, для идентификации
1	3,0	6	24	48
0,95	2,0	4	16	32
0,8	1,5	3	12	24
0,5	1,0	2	8	16
0,3	0,75	1,5	6	12
0,1	0,5	1	4	8
0,02	0,25	0,5	2	4
0	0	0	0	0

По известным значениям в табл. 2 была проведена их аппроксимация с использованием логистической функции, и выявлены эвристические зависимости для вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации:

$$P_{\text{О}1,2}(N_{1,2}) = \frac{1}{1+e^{-1,8\cdot(N_{1,2}-2)}},$$
$$P_{\text{Р}1,2}(N_{1,2}) = \frac{1}{1+e^{-0,45\cdot(N_{1,2}-8)}}, \qquad (15)$$
$$P_{\text{И}1,2}(N_{1,2}) = \frac{1}{1+e^{-0,22\cdot(N_{1,2}-16)}},$$

где $P_{\text{О}1,2}(N_{1,2})$ – вероятности обнаружения;

$P_{\text{Р}1,2}(N_{1,2})$ – вероятности распознавания;

$P_{\text{И}1,2}(N_{1,2})$ – вероятности идентификации КО.

В третьем блоке реализуется расчет коэффициентов увеличения дальности наблюдения КО с применением системы высокоточной стабилизации ОЭС КА.

Дальности обнаружения, распознавания и идентификации КО составляют:

$$R_{\text{О}1,2}(P_{\text{О}\,1,2} = P_{\text{т}}),$$
$$R_{\text{Р}1,2}(P_{\text{Р}\,1,2} = P_{\text{т}}), \qquad (16)$$
$$R_{\text{И}1,2}(P_{\text{И}\,1,2} = P_{\text{т}}).$$

Коэффициенты увеличения дальности с применением системы стабилизации составляют:

$$\delta_{\text{О}} = \frac{R_{\text{О}2} - R_{\text{О}1}}{R_{\text{О}1}} \cdot 100\%,$$
$$\delta_{\text{Р}} = \frac{R_{\text{Р}2} - R_{\text{Р}1}}{R_{\text{Р}1}} \cdot 100\%, \qquad (17)$$
$$\delta_{\text{И}} = \frac{R_{\text{И}2} - R_{\text{И}1}}{R_{\text{И}1}} \cdot 100\%.$$

Реализация модели позволяет найти разницу между дальностями обнаружения, распознавания и идентификации КО с параметрами **T** при заданной аппаратуре **O**, заданном уровне вибрации **V** и дальностями с заданными параметрами системы стабилизации **S**.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

На разработанной модели оценено влияние вибрации на возможности двух различных ОЭС.

При моделировании используются следующие входные данные.

1. Для исследования зависимости «смаза» изображения и вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации при различных уровнях вибрации, заданы следующие амплитуды вибраций ОСН, представленные в табл. 3.

Таблица 3

Параметры вибрации КА

Вектор	ΔS , мкм; $\Delta\alpha$, мкрад	f , Гц
$\mathbf{V}_1$	100	200
$\mathbf{V}_2$	200	
$\mathbf{V}_3$	300	
$\mathbf{V}_4$	400	
$\mathbf{V}_5$	500	
$\mathbf{V}_6$	600	
$\mathbf{V}_7$	700	
$\mathbf{V}_8$	800	
$\mathbf{V}_9$	900	
$\mathbf{V}_{10}$	1000	

2. Для исследования «смаза» изображения и вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации КО при различной разрешающей способности ОЭС, заданы параметры, представленные в табл. 4 [15, 16].

Таблица 4

Параметры ОЭС

Вектор	$d_{\text{ПЗС}}$, мм	r_1 , лин/мм	θ , °
$\mathbf{O}_1$	30	168	5,2
$\mathbf{O}_2$	30	629	2

3. Для исследования «смаза» изображения и вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации при различных размерах КО, заданы следующие параметры КО, представлены в табл. 5.

Таблица 5

Параметры наблюдаемых КО

Вектор	A, м	$K_{\text{РКО}}$	$V_{\text{И}}$, мм/с	$P_{\text{Т}}$
$\mathbf{T}_1$	0,2	1	3,6	0,5
$\mathbf{T}_2$	0,4			
$\mathbf{T}_3$	0,6			
$\mathbf{T}_4$	0,8			
$\mathbf{T}_5$	1			

4. Для исследования зависимости «смаза» изображения КО и вероятностей обнаружения, распознавания и идентификации при применении высокоточной стабилизации, заданы следующие параметры стабилизации: $\mathbf{S} = [1\,\text{мкм}, 1\,\text{мкрад}, 3800\,\text{Гц}]$.

В результате выполнения первого блока модели получены зависимости частотно-контрастной характеристики ОЭС ОСН, которые представлены на рис. 2.

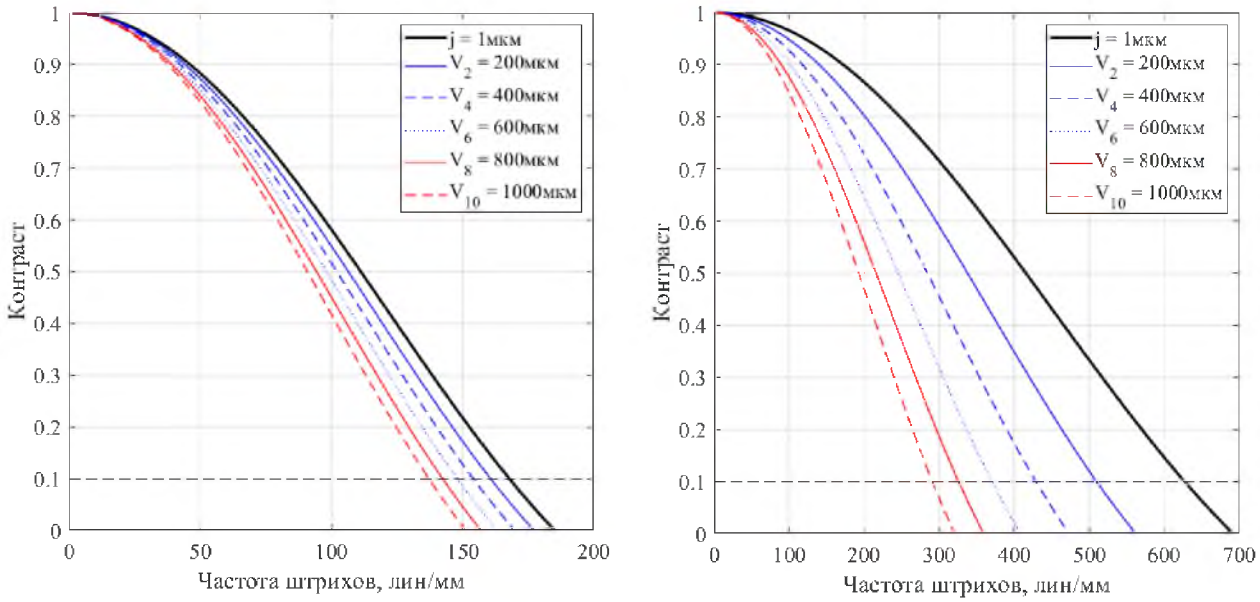


Рис. 2. Семейство частотно-контрастных характеристик при размере КО $\mathbf{T}_5$*, при заданных уровнях вибрации оси визирования ОЭС* $\mathbf{V}_2$, $\mathbf{V}_4$, $\mathbf{V}_6$, $\mathbf{V}_8$, $\mathbf{V}_{10}$ *и параметрах стабилизации ОЭС* **S:** *а – для* $\mathbf{O}_1$*; б – для* $\mathbf{O}_2$

Из полученных графиков видно, что высокоразрешающая ОЭС 2 в большей степени зависит от воздействия вибраций, чем ОЭС 1. При этом разрешающая способность на уровне вибраций в 1 мм и 1 мрад падает с 629 до 300 линий/мм (рис. 2,*б*), в то время как для ОЭС 1 она падает с 168 до 138 линий/мм (рис. 2,*а*).

5. В результате выполнения второго блока модели получено множество вероятностных оценок ОЭС, представленных на рис. 3.

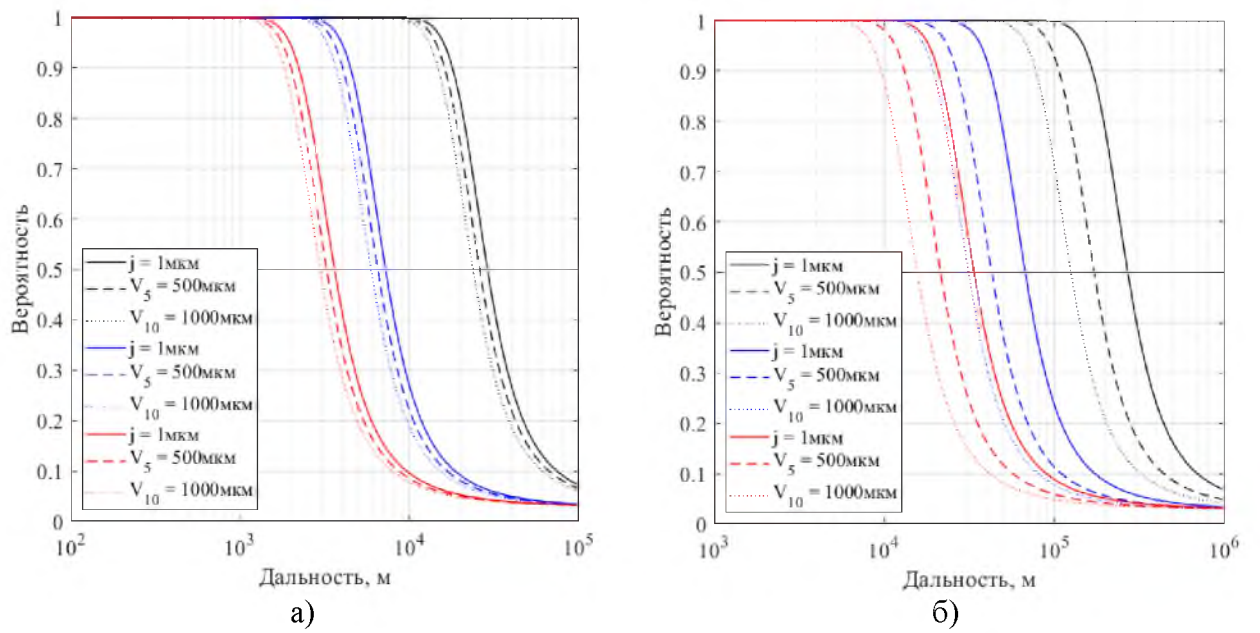


Рис. 3. Вероятности обнаружения, распознавания и идентификации при параметрах КО $\mathbf{T}_5$*, при заданных уровнях вибрации оси визирования* $\mathbf{V}_5$, $\mathbf{V}_{10}$ *и параметрах стабилизации* **S***: а – для* $\mathbf{O}_1$*; б – для* $\mathbf{O}_2$*; черный цвет – обнаружение, синий – распознавание, красный – идентификация*

Микровибрации также оказывают сильное влияние на вероятности обнаружения, распознавания и идентификации для высокоразрешающей ОЭС 1 (рис. 3,*а*) и малое влияние для ОЭС 2 (рис. 3,*б*). Таким образом, «смаз» изображения для высокоразрешающей ОЭС является более значительным (рис. 4).

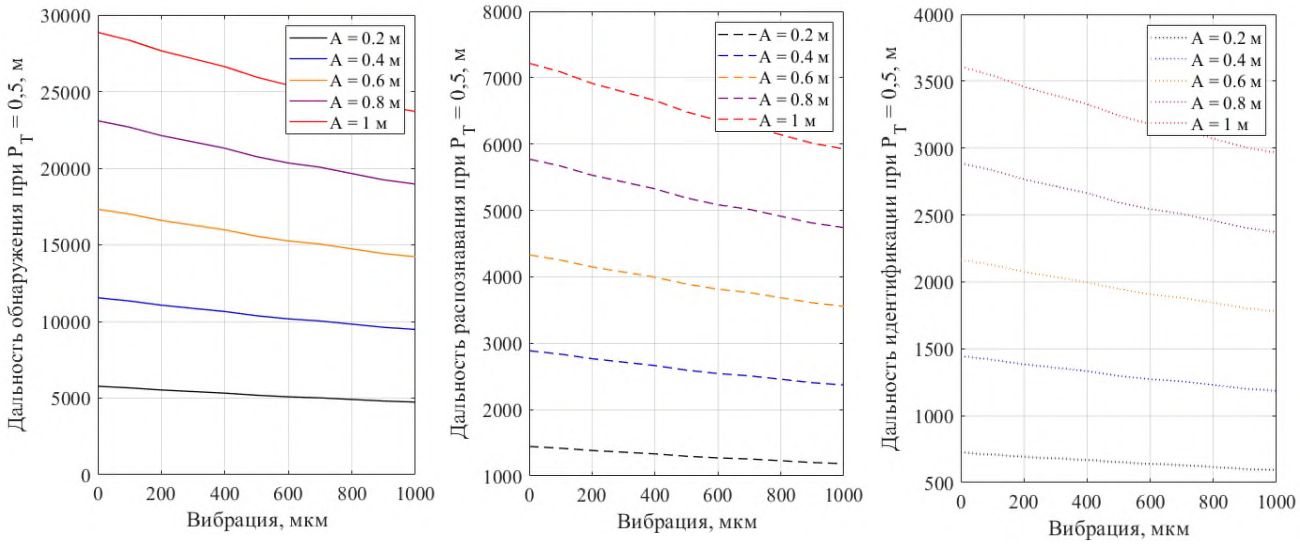


а) б) в)

Рис. 4. Визуализация «смаза» изображения КО с параметрами $\mathbf{T}_5$:
а – исходное изображение; б – изображение, полученное ОЭС 1 при вибрации $\mathbf{V}_{10}$;
в – изображение, полученное ОЭС 2 при вибрации $\mathbf{V}_{10}$

6. В результате выполнения третьего блока модели получено множество зависимостей дальности обнаружения, распознавания и идентификации КО (рис. 5) и множество коэффициентов увеличения дальности с применением системы высокоточной стабилизации $\mathbf{E} = \{\delta_О, \delta_Р, \delta_И\}$.

Вместе с тем в случае с высокоразрешающей ОЭС 2 дальность обнаружения, распознавания и идентификации снижается значительнее, чем для ОЭС 1. Стоит отметить, что чем меньше наблюдаемый КО, тем меньше изначальная дальность обнаружения, распознавания и идентификации и меньше снижение дальности при вибрации. Например, на уровне вибрации $\mathbf{V}_{10}$ ОЭС 1 сможет обнаружить КО $\mathbf{T}_1$ с вероятностью в 0,5 на дальности около 28 км в сравнении с 270 км для ОЭС 2.



а) б) в)

Рис. 5. Зависимости дальности обнаружения, распознавания, идентификации от вибрации при различных размерах КО $\mathbf{T}_{1\text{-}5}$, *соответствующие требуемой вероятности* (начало):
а–в – для $\mathbf{O}_1$; *г–е – для* $\mathbf{O}_2$

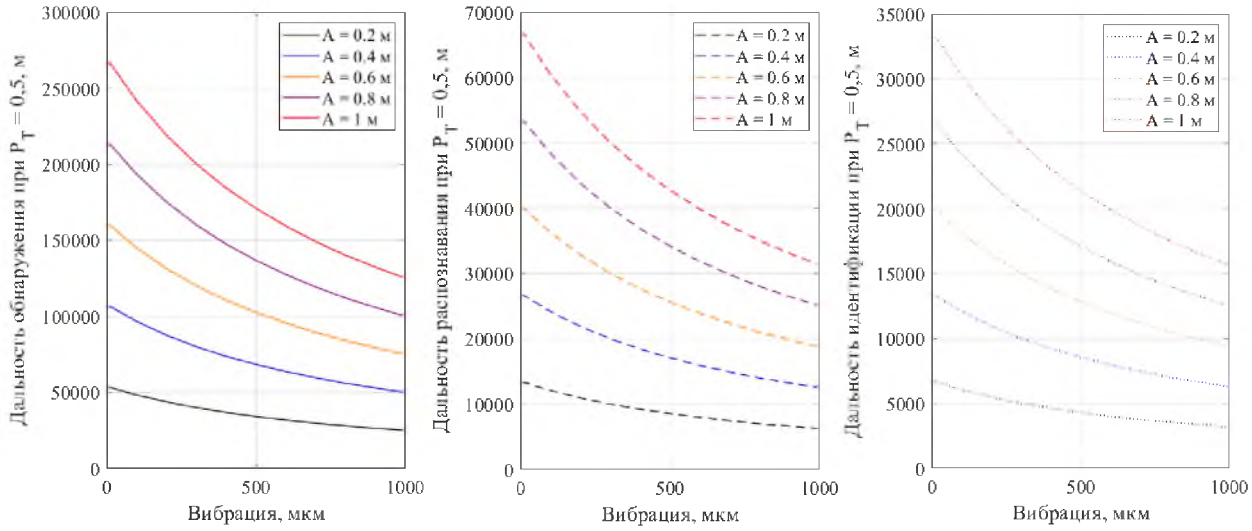


Рис. 6. Зависимости дальности обнаружения, распознавания, идентификации от вибрации при различных размерах КО $\mathbf{T}_{1\text{-}5}$*, соответствующие требуемой вероятности* (окончание)*:*
а–в – для $\mathbf{O}_1$*; г–е – для* $\mathbf{O}_2$

В результате анализа зависимостей коэффициента увеличения дальности определено, что коэффициент увеличения дальности обнаружения, распознавания и идентификации линейно увеличивается независимо от размера КО для обоих ОЭС. Причем независимо от количественного снижения дальности при различной вибрации коэффициенты увеличения дальности показывают, что при стабилизации осей визирования ОЭС 1 и 2 до уровня в 1 мкм и 1 мкрад дальности обнаружения, распознавания и идентификации могут быть увеличены на 5–25% для ОЭС 1 и на 20–115% для ОЭС 2 (при вибрациях от $\mathbf{V}_1$ до $\mathbf{V}_{10}$).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная в статье модель позволяет определять дальности, соответствующие заданным вероятностям обнаружения, распознавания и идентификации КО при различной интенсивности вибрации КА с учетом стабилизации ОЭС КА.

Проведенное сравнение двух типов ОЭС позволило определить влияние вибраций на ОЭС с малой разрешающей способностью и высокой. К основным выводам относятся:

1) высокоразрешающие бортовые ОЭС более чувствительны к воздействию микровибраций КА по сравнению с низкоразрешающими ОЭС, что приводит к значительному снижению их разрешающей способности и ухудшению вероятностных характеристик наблюдения КО;

2) дальности обнаружения, распознавания и идентификации КО размером в 20 см при стабилизации на уровне 1 мкм и 1 мкрад составляют: около 5,1; 1,6; 0,7 км для низкоразрешающей ОЭС 1 и 52; 13; 6,5 км для высокоразрешающей ОЭС;

3) при стабилизации оси визирования ОЭС на уровне 1 мкм и 1 мкрад дальность обнаружения, распознавания и идентификации КО может быть увеличена на 5–25% для низкоразрешающей оптической системы и на 20–115% для высокоразрешающей оптической системы в зависимости от интенсивности вибраций.

Указанные выводы обусловливают актуальность разработки и применения методов и устройств высокоточной стабилизации осей визирования ОЭС в современных высокоразре-

шающих бортовых ОЭС малых КА для решения задач мониторинга техногенных КО в условиях микровибраций их конструкции.

Список использованных источников

1. Оценивание возможностей существующих систем активной стабилизации на основе опорных лазерных лучей, компенсирующих вибрации оптико-электронных средств летательных аппаратов / А. И. Гнатюк [и др.] // Сборник трудов НТК «Состояние и перспективы развития современной науки по направлению «Интеллектуальные системы наведения высокоточного оружия». – 2023. – Ч. 2. – С. 10–20.

2. Micro-vibration suppression and compensation techniques for in-orbit satellite: A review / X. Weida [et al.] // Chinese Journal of Aeronautics. – 2024. – Vol. 37, № 9. – P. 1–19.

3. Image motion measurement and image restoration system based on an inertial reference laser / R. Yue [et al.] // Sensors. – 2021. – Vol. 21, № 10. – P. 3309–3328.

4. *Телеппев П. П., Кузнецов Д. А.* Основы проектирования виброзащиты космических аппаратов : учеб. пособие / под ред. В. В. Ефанова. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2019. – 102 с.

5. Методический подход к моделированию и обоснованию рациональных режимов функционирования бортовых оптико-электронных средств для мониторинга техногенной космической обстановки / К. А. Крупский [и др.] // Вопросы радиоэлектроники. Сер. : Техника телевидения. – 2023. – № 4. – С. 29–37.

6. *Малютин Д. М.* Гироскопические системы стабилизации в информационно-измерительных и управляющих системах мини-беспилотных летательных аппаратов (аналитический обзор) // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2012. – Ч. 1. – С. 157–164.

7. *Кожеуров М. А.* Высокоточная информационно-измерительная система стабилизации и наведения оптической линии визирования с электроприводами постоянного и переменного тока : дисс. …канд. техн. наук. – Тула, 2017. – 150 с.

8. *Червонкин А. П.* Оптическая система многоспектральной моноапертурной оптико-локационной станции самолета с динамической стабилизацией осей функциональных каналов : дисс. …канд. техн. наук. – М., 2006. – 160 с.

9. *Барышников Н. В*. Разработка методов и оптико-электронной аппаратуры автоюстировки бортовой локационной станции с мощным источником лазерного излучения : дисс. …д-ра техн. наук. – М., 2012. – 340 с.

10. Оптоинформационный метод субдифракционных угловых измерений / А. С. Борейшо [и др.] // Оптический журнал. – 2024. – Т. 91, № 12. – С. 13–23.

11. *Пискунов Т. С.* Метод определения углового рассогласования оптических осей приемного и передающего каналов высокоточных лазерных оптико-электронных комплексов : дисс. …канд. техн. наук. – М., 2018. – 154 с.

12. *Алтухов А. И., Коршунов Д. С., Шабаков Е. И.* Метод повышения качества снимков космических объектов // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2014. – № 4 (92). – С. 35–40.

13. *Алтухов А. И., Гнусарев Н. В., Коршунов Д. С.* Прогнозирование качества изображений космических объектов // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2013. – № 4 (92). – С. 36–41.

14. *Мартынов В. Л., Мустафаев А. С., Пщелко Н. С.* Расчет вероятностных характеристик систем технического зрения с учетом критерия Джонсона // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2012. – № 7-8. – С. 95–100.

15. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» / А. Н. Кирилин [и др.]. – Самара : Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.

16. Параметры спутника KeyHole. – URL: https://innoter.com/sputniki/keyhole (дата обращения: 07.04.2025).

А. С. Гоголевский,
кандидат технических наук;
Р. Е. Трепков,
кандидат технических наук

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЖИВУЧЕСТИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ

В статье предложена методика формирования системы показателей живучести распределенной системы энергообеспечения для обоснования технико-экономических требований к ней с учетом всех возможных деструктивных воздействий, а также для локализации уязвимых элементов.

Ключевые слова: живучесть, система энергообеспечения, технико-экономические требования, деструктивные воздействия.

ВВЕДЕНИЕ

Деструктивные воздействия на среду обитания человека, военного, природного или техногенного характера, известны со времен его появления на Земле.

В последние десятилетия к названному спектру воздействий добавились террористические акты, компьютерные атаки и соответствующие угрозы. Сколько человечество себя помнит и осознает, столько же времени оно изыскивает способы защитить себя и свое имущество от поражения, предотвратить негативное развитие событий, парировать поражающие факторы.

Всё сказанное относится и к техническим системам, которые вместе с приданными им средствами обеспечения живучести должны сохранять эффективность своего функционирования полностью или частично в условиях деструктивных воздействий широкого спектра, что, собственно, и выявляет круг проблем обеспечения живучести технических систем и комплексов [1].

Живучесть – одно из наиболее важных свойств сложных технических систем, определяющих их функциональные показатели. От живучести зависит способность системы выполнить задачи по предназначению в условиях деструктивных воздействий.

В более узком смысле речь может идти о функциональной технической живучести, когда акцент в определении делается на резервах эффективности функционирования и возможности такие резервы создавать и сохранять, в том числе на уровне алгоритмов управления технической системой. В этом состоит главное отличие функциональной живучести от структурной живучести.

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЖИВУЧЕСТИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ С УЧЕТОМ ВСЕХ ВОЗМОЖНЫХ ДЕСТРУКТИВНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Живучесть имеет комплексный характер и складывается из живучести отдельных составных частей распределенной системы энергообеспечения [2, 3]. Поэтому методика формирования системы показателей живучести включает в себя семь следующих этапов, показанных на рис. 1.

1. Анализ состава и структуры системы энергообеспечения и особенностей функционирования ее средств.

2. Анализ особенностей территориального размещения средств системы.

3. Представление системы как многоуровневой сложной технической системы, с определением наиболее важных составных частей и элементов.

4. Определение перечня показателей живучести, характеризующих каждое из свойств системы (защищенность, устойчивость, восстанавливаемость).

5. Определение типа и характера каждого из показателей живучести системы (системный или индивидуальный, вероятностный, детерминированный или экспертный).

6. Определение взаимозависимостей между показателями живучести системы.

7. Формирование системы показателей живучести.



Рис. 1. Методика формирования системы показателей живучести

Система энергообеспечения страны является сложной технической системой с элементами, распределенными на территории всего государства. Причем каждый отдельный элемент системы будет представлять собой сложную техническую систему [4]. С точки зрения общей теории управления техническим системам присущи следующие основные свойства:

– разомкнутость. Это означает подверженность технической системы деструктивным воздействиям;

– целеполагание. В условиях деструктивных воздействий базовая цель любой технической системы – сохранить свою эффективность на минимально приемлемом уровне;

– преобразование «входов» в «выходы». На «вход» системы поступают всевозможные ресурсы: материальные, энергетические, информационные, человеческие. Система преобразует эти ресурсы в соответствии с предустановленными алгоритмами функционирования технической системы, выдавая на «выход» системы конечный продукт – электроэнергию, тепло,

холод, воздух, информацию и т. д. С точки зрения живучести алгоритмы преобразования, встроенные в систему, должны учитывать различные сценарии деструктивного воздействия;

– наблюдаемость. Техническая система должна подлежать диагностике и контролю;

– управляемость. Система управления реализует в технической системе функцию обратной связи по наблюдаемому «выходу»;

– гомеостаз. Задача управления технической системой в условиях деструктивного воздействия состоит в том, чтобы приспособиться к ним;

– действие в условиях ограничений.

В соответствии с изложенным следует предъявлять следующие основные требования к системе показателей живучести системы энергообеспечения [5]:

– система показателей живучести должна учитывать модель деструктивного воздействия, модель системы энергообеспечения и модель системы управления системой энергообеспечения;

– модель деструктивного воздействия может быть детерминированной, вероятностной, нечетко-логической или гибридной;

– модель системы энергообеспечения должна иметь вид функциональной модели;

– модель системы управления генерирует ответные сигналы решений, которые представляют собой реакции на деструктивное воздействие;

– поскольку деструктивное воздействие на систему энергообеспечения оказывается в динамике, то и система показателей живучести должна включать динамические показатели. В частном случае она становится статической, т. е. оценивает выживание системы по первому ее состоянию после деструктивного воздействия. Также система может носить квазидинамический характер, т. е. рассматривать поведение системы в дискретном времени, от одного деструктивного воздействия к другому.

На основании приведенных выше свойств и требований определим перечень показателей живучести, а также перечислим тип и характер каждого показателя.

В понятии «живучесть» можно выделить три составляющих ее свойства: защищенность, устойчивость и восстанавливаемость [6–8]. При этом под защищенностью понимается такое свойство живучести, которое позволяет полностью исключить или снизить эффективность деструктивного воздействия и тем самым исключить или уменьшить последствия [9–12].

Под устойчивостью понимается такое свойство живучести, которое позволяет выполнять поставленные задачи при наличии потерь в структуре системы в случае снижения до определенного (критического) уровня возможностей при деструктивном воздействии.

Под восстанавливаемостью понимается такое свойство живучести, которое позволяет восстанавливать возможности в полном или сокращенном объеме и доводить возможности до заданных уровней в целях своевременного выполнения задач по предназначению с высокой эффективностью.

Каждому перечисленному свойству живучести будет соответствовать своя группа показателей живучести.

Показатели живучести определялись исходя из модели воздействий, особенностей территориального размещения и особенностей функционирования.

Перечислим *показатели защищенности* (защищенность должна включать только то, что так или иначе защищает систему энергообеспечения от деструктивных воздействий):

1. Коэффициент защищенности от применения вероятным противником БПЛА – $k_{\text{защ}_{\text{БПЛА}}}$.

2. Коэффициент защищенности от применения вероятным противником диверсионных групп – $k_{\text{защ}_{\text{ДГ}}}$.

3. Помехозащищенность, $П_з$ – это показатель, характеризующий способность средств управления системой энергоснабжения противостоять воздействию помех при максимально возможном обеспечении дополнительных мер.

4. Помехоустойчивость, $П_у$ – это показатель, характеризующий способность информации, передаваемой внутри средств системы энергоснабжения, а также между этими средствами, противостоять действию помех, т. е. сохранять содержащуюся информацию. Другими словами, это способность устройства (системы) принимать информацию без помех с заданной степенью достоверности, т. е. выполнять свои функции при наличии помех.

Перечислим *показатели устойчивости*:

1. Коэффициент энергоэффективности ($k_{ээ}$) – показатель, характеризующий удельную выработку электроэнергии на одну отпущенную гигакалорию тепла.

2. Критическое количество дефектов ($N_д$) – показатель, характеризующий максимальное количество дефектов, при котором средства системы энергоснабжения еще способны выполнять свои задачи по предназначению с заданными критериями эффективности. Данный коэффициент позволит оценить максимальное число элементов устройства (объекта, комплекса, системы), потеря работоспособности которого приведет к пороговому значению показателей эффективности его функционирования.

3. Запас живучести (d) – показатель, зависимый от показателя критического числа дефектов, характеризующий критическое количество дефектов, уменьшенное на единицу. Под дефектом будем понимать единицу измерения ущерба, нанесенного информационной системе деструктивными воздействиями.

4. Математическое ожидание числа деструктивных воздействий ($m_{дв}$) – показатель, зависимый от двух предыдущих, характеризующий среднее число деструктивных воздействий на систему энергоснабжения, которое приведет к его неработоспособности.

5. Коэффициент уязвимости ($k_{уязв}$) – экспертный показатель, характеризующий предрасположенность к воздействиям на систему энергоснабжения деструктивных факторов различного характера.

Уязвимость характеризуется наличием в устройстве (объекте, комплексе, системе) слабого (незащищенного) места, которое может привести к распространению последствий деструктивных воздействий и нарушению работоспособности.

Расчет коэффициента уязвимости при оценке живучести устройства (объекта, комплекса, системы) позволит учесть их слабые места, наиболее подверженные воздействию поражающих факторов.

6. Устойчивость к развитию последствий деструктивных воздействий (F) – экспертный показатель, зависимый от предыдущего показателя живучести, характеризующий способность системы энергоснабжения сохранять целостность своих составных частей, которые находятся в непосредственном соприкосновении с областью воздействия поражающих факторов.

7. Структурная избыточность (M) – показатель, характеризующий количество избыточных средств системы энергоснабжения, потеря работоспособности которых существенно не повлияет на эффективность.

Перечислим показатели восстанавливаемости:

1. Ремонтопригодность (Q) – показатель, характеризующий приспособленность средств системы энергоснабжения к восстановлению работоспособного состояния после отказа или повреждения вследствие деструктивных воздействий.

2. Вероятность обнаружения отказа в заданное время ($P_{обн_t}$) – показатель, характеризующий вероятность обнаружения отказа средств системы энергоснабжения вследствие деструктивных воздействий поражающих факторов различного типа в заданное время t, необходимое для своевременного восстановления работоспособности.

3. Вероятность восстановления в заданное время ($P_{восст_t}$) – показатель, характеризующий вероятность восстановления работоспособного состояния средств системы энергоснабжения

после отказа вследствие деструктивных воздействий поражающих факторов различного типа в заданное время *t*.

4. Время восстановления ($T_{\text{В}}$) – показатель, характеризующий время, за которое средства системы энергоснабжения восстанавливают свою работоспособность после отказа вследствие деструктивных воздействий поражающих факторов различного типа.

Время восстановления, как и ремонтопригодность, является понятием из теории надежности. Однако в теории живучести под временем восстановления понимается время, которое необходимо для восстановления работоспособности оборудования (устройств, комплексов, систем) после выведения его из строя при деструктивном воздействии.

5. Среднее время восстановления ($T_{\text{В}_{\text{ср}}}$) – показатель, характеризующий математическое ожидание времени восстановления средств системы энергоснабжения вследствие деструктивных воздействий поражающих факторов различного типа.

6. Аварийно-восстановительный запас (L) – показатель, характеризующий наличие запасных частей, инструмента, механизмов, приборов, материалов, необходимых для выполнения работ по восстановлению работоспособного состояния средств системы энергоснабжения после отказа вследствие деструктивных воздействий поражающих факторов различного типа.

7. Коэффициент восстанавливаемости ($k_{\text{восст}}$) – показатель, характеризующий соотношение состава средств системы энергоснабжения к составу соответствующего аварийно-восстановительного запаса.

8. Стоимость восстановления ($S_{\text{восст}}$) – показатель, характеризующий финансовые затраты на восстановление работоспособного состояния средств системы энергоснабжения после отказа вследствие деструктивных воздействий поражающих факторов различного типа.

Рассмотренные показатели имеют вероятностный, детерминированный и экспертный характер и могут быть системными и (или) индивидуальными. На основе выбранных показателей живучести можно составить систему показателей живучести системы энергоснабжения, представленную в табл. 1.

Таблица 1

Система показателей живучести системы энергоснабжения

Свойства	Наименование показателя	Типы показателей					
		вероятн.		детерм.		эксперт.	
		сист.	инд.	сист.	инд.	сист.	инд.
Защищенность	Коэффициент защищенности от применения вероятным противником БПЛА, $k_{\text{защ}_{\text{БПЛА}}}$		*				
	Коэффициент защищенности от применения вероятным противником диверсионных групп, $k_{\text{защ}_{\text{ДГ}}}$						*
	Помехозащищенность, $\text{П}_{\text{з}}$		*				
	Помехоустойчивость, $\text{П}_{\text{у}}$		*				
Устойчивость	Коэффициент энергоэффективности, $k_{\text{ээ}}$			*			
	Критическое количество дефектов, $N_{\text{д}}$	*	*				
	Запас живучести, d	*	*				
	Математическое ожидание числа деструктивных воздействий, $m_{\text{дв}}$	*	*				
	Коэффициент уязвимости, $k_{\text{уязв}}$					*	*
	Устойчивость к развитию последствий деструктивных воздействий, F					*	*
	Структурная избыточность, M			*			

Окончание табл. 1

Свойства	Наименование показателя	Типы показателей					
		вероятн.		детерм.		эксперт.	
		сист.	инд.	сист.	инд.	сист.	инд.
Восстанавливаемость	Вероятность обнаружения отказа в заданное время, $P_{обн}$						*
	Вероятность восстановления в заданное время, $P_{восст}$	*	*				
	Время восстановления, $T_в$			*	*		
	Среднее время восстановления, $T_{вср}$	*	*				
	Аварийно-восстановительный запас, L				*		
	Коэффициент восстанавливаемости, $k_{восст}$			*	*		
	Стоимость восстановления, $E_{восст}$			*	*		

Система показателей живучести формируется вплоть до отдельных составных частей, устройств и комплексов системы энергоснабжения, формируя в итоге многоуровневую систему показателей живучести, в которой в дальнейшем определяются связи между показателями, т. е. определяются, каким образом одни показатели влияют на другие, взаимозависимость показателей, влияние показателей на эффективность функционирования устройств и комплексов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная система показателей живучести системы энергоснабжения позволит:

– обеспечить оценку живучести системы энергоснабжения в условиях всех возможных деструктивных воздействий;

– выявить наиболее уязвимые элементы системы;

– определить зависимость показателей эффективности функционирования системы энергоснабжения от качества показателей живучести ее средств;

– разработать предложения по повышению живучести средств системы энергоснабжения.

Список использованных источников

1. *Недосекин А. О., Виноградов В. В., Абдулаева З. И.* Методы и модели оценки функциональной живучести структурно-сложных технических систем. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2018. – 127 с.

2. *Абдулаева З. И., Недосекин А. О.* Стратегический анализ инновационных рисков. – СПб. : СПбГПУ, 2013. – 121 с.

3. *Гук Ю. Б., Карпов В. В.* Теория надежности в электроэнергетике : конспект лекций. – СПб. : СПбГПУ, 1999. – 82 с.

4. *Крапивин В. Ф.* О теории живучести сложных систем. – М. : Наука, 1978. – 220 с.

5. Надежность и живучесть систем связи / под ред. В. Я. Дудника. – М. : Радио и связь, 1984. – 216 с.

6. *Стекольников Ю. И.* Живучесть систем. – СПб. : Политехника, 2002. – 156 с.

7. *Виноградов В. В.* Оценка живучести однородной технической системы по данным о ее безотказности // Информатизация и связь. – 2018. – № 3. – С. 76–81.

8. *Воропай Н. И.* О нормативах живучести электроэнергетических систем // Методические вопросы исследования надежности больших систем энергетики. – Иркутск : СЭИ СО АН СССР, 1986. – Вып. 31. – С. 59–64.

9. *Недосекин А. О., Макаренко Д. П. Абдулаева З. И.* Нечетко-вероятностная модель для оценки рисков ответственных технических систем // Информация и космос. – 2018. – № 1. – С. 92–99.

10. *Можаева И. А., Нозик А. А., Струков А. В.* Современные тенденции структурно-логического анализа надежности и кибербезопасности АСУТП. – URL: http://www.szma.com/mabr2_2015.pdf (дата обращения: 10.10.2025).

11. *Harling I.* Risk analysis and management: engineering resilience. – Springer, 2015.

12. Integrating Risk and Resilience Approaches to Catastrophe Management in Engineering Systems / J. Park [et al.] // Risk Analysis. – 2013. – P. 356.

С. В. Загорный,
кандидат технических наук;
А. В. Казимиров,
кандидат технических наук, доцент;
Р. О. Лашко

ВЕРОЯТНОСТНАЯ МОДЕЛЬ ВЗРЫВА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ

В статье описано построение вероятностной модели взрыва горючего облака, сформированного парами криопродукта и воздуха при эксплуатации комплекса заправки ракет-носителей сжиженным природным газом. Также рассмотрены сочетания событий в виде сценария возникновения взрыва, которые могут привести к выходу сжиженного природного газа за пределы элементов гидравлической системы комплекса заправки, связанные с их термоциклическими нагрузками. Введено понятие термического цикла для гидравлического элемента криогенной системы, совершение которого повышает интенсивность отказа этого элемента.

Ключевые слова: взрыв, комплекс заправки ракет-носителей, сжиженный природный газ, термический цикл, вероятность возникновения события, интенсивность отказов.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время во многих сферах деятельности находит применение сжиженный природный газ (СПГ). Это связано с тем, что топливная пара «СПГ и жидкий кислород» обладает рядом очевидных преимуществ по сравнению с традиционным КРТ [1]. Но у нее есть и ряд недостатков. Один из них заключается в том, что СПГ – это криогенный продукт, пары которого создают с воздухом легколетучие горючие облака в достаточно широком диапазоне концентраций (от 5 до 15%). Взрыв их чреват серьезным ущербом объектам безопасности, располагающимся на стартовом комплексе (обслуживающему персоналу, системам стартового комплекса, окружающей природной среде).

С целью проведения технологических операций приема СПГ, его хранения и подачи для заправки ракеты-носителя (РН), стартовый комплекс (СК) должен быть оснащен различными элементами гидравлических систем (ГС), объединенных в комплекс заправки (КЗ). Очевидно, что горючие облака будут образовываться в результате событий, приведших к выходу криопродукта за пределы элементов ГС КЗ РН СПГ. Поэтому важным становится вопрос рассмотрения возможных вариантов сочетаний этих событий, которые в перспективе могут привести не только к образованию горючих облаков, но и к их инициации. При этом СПГ-воздушное облако само по себе может представлять либо коротко живущую гетерогенную горючую смесь (пока полностью не испарится СПГ), либо газообразную горючую смесь. Поэтому инициация такого облака обязательно приведет к взрыву, порождающему одновременно барическое и термическое поражающее воздействие на объекты безопасности.

В промышленности существует довольно большое количество систем, предназначенных для различных операций с криопродуктами, в том числе и с сжиженными легкими углеводородами. Также существует множество методик определения вероятностей возникновения взрыва и вероятностей нанесения взрывом ущерба объектам безопасности [2, 3]. Наиболее схожим с КЗ РН СПГ можно считать системы, предназначенные для производства СПГ и его погрузки в корабельные газовозы.

Принципиальным же отличием перспективного КЗ РН СПГ от вышеупомянутых систем является то, что на СПГ-терминалах погрузка криопродукта осуществляется по трубопроводу, уже захоложенному до температуры кипения СПГ и постоянно криостатируемому на этом температурном уровне, в криогенную емкость, также предварительно захоложенную.

На КЗ РН СПГ подача компонента будет осуществляться в нетеплоизолированный сосуд, которым являются баки РН. Кроме того, гидравлические элементы КЗ будут подвергаться предварительному захолаживанию перед проведением технологических операций и последующему отогреву до нормальной температуры в межполетный период. Это увеличит количество технологических операций, проводимых перед пуском РН.

Кроме того, в отечественной ракетно-космической отрасли есть непродолжительный опыт применения криогенных горючих в качестве КРТ (жидкого водорода). Но работ, посвященных определению вероятности взрыва на водородных системах, которые можно было бы использовать для определения вероятности взрыва на КЗ РН СПГ, нет. Поэтому актуальной является задача создания вероятностной модели взрыва на КЗ РН СПГ.

Ранее методики построения вероятностных моделей возникновения происшествий на структурно-сложных системах были описаны в работах И. А. Рябинина [4], О. В. Краснова [5] и др. Эти методики вполне можно применить и для построения вероятностной модели взрыва горючего облака на КЗ РН СПГ.

ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ ВЗРЫВА СПГ-ВОЗДУШНОГО ГОРЮЧЕГО ОБЛАКА ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ КОМПЛЕКСОМ ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ

Для составления модели взрыва СПГ-воздушного горючего облака на КЗ РН СПГ воспользуемся логико-вероятностным методом на основе сценария возникновения происшествия [4, 5].

Основной принцип построения сценария взрыва заключается в последовательной постановке вопроса: по каким причинам может возникнуть это происшествие на КЗ РН СПГ. То есть необходимо произвести морфологический анализ событий, которые потенциально могут являться причинами инициации горючего облака. Структурными элементами сценария взрыва являются события, связанные между собой логическими операторами. При построении сценария взрыва будем различать следующие типы событий:

– результирующее или завершающее – инициация горючего облака, т. е. сам взрыв;

– промежуточное событие – сложное событие с логическим оператором, являющееся одной из возможных причин результирующего события. Очевидно, что для того чтобы произошел взрыв, необходимо, чтобы в пространстве и во времени совпал ряд событий, результатами которых являются и горючее облако, и неудачи при его локализации, и инициирующие факторы, а также отказ систем локализации взрывоопасных ситуаций;

– исходное событие – событие, являющееся одной из первоначальных возможных причин результирующего события. К таким событиям можно отнести, например, отказ (разрушение) трубопровода или неправильные действия персонала по локализации взрывоопасной ситуации.

Для составления сценария взрыва будем использовать логические функции «И» и «ИЛИ».

Исходя из логики рассуждений, описанной в работах [4, 5], был построен сценарий взрыва на КЗ РН СПГ, графическое отображение которого представлено на рис. 1.

Формализуем сценарий взрыва с помощью функций алгебры логики в виде логической функции возникновения происшествия, записанной в матричной форме, предполагающей размещение в столбцы логических переменных, которые связаны дизъюнкциями («ИЛИ»), и размещение в строки логических переменных, связанных конъюнкциями («И»). Тогда получим

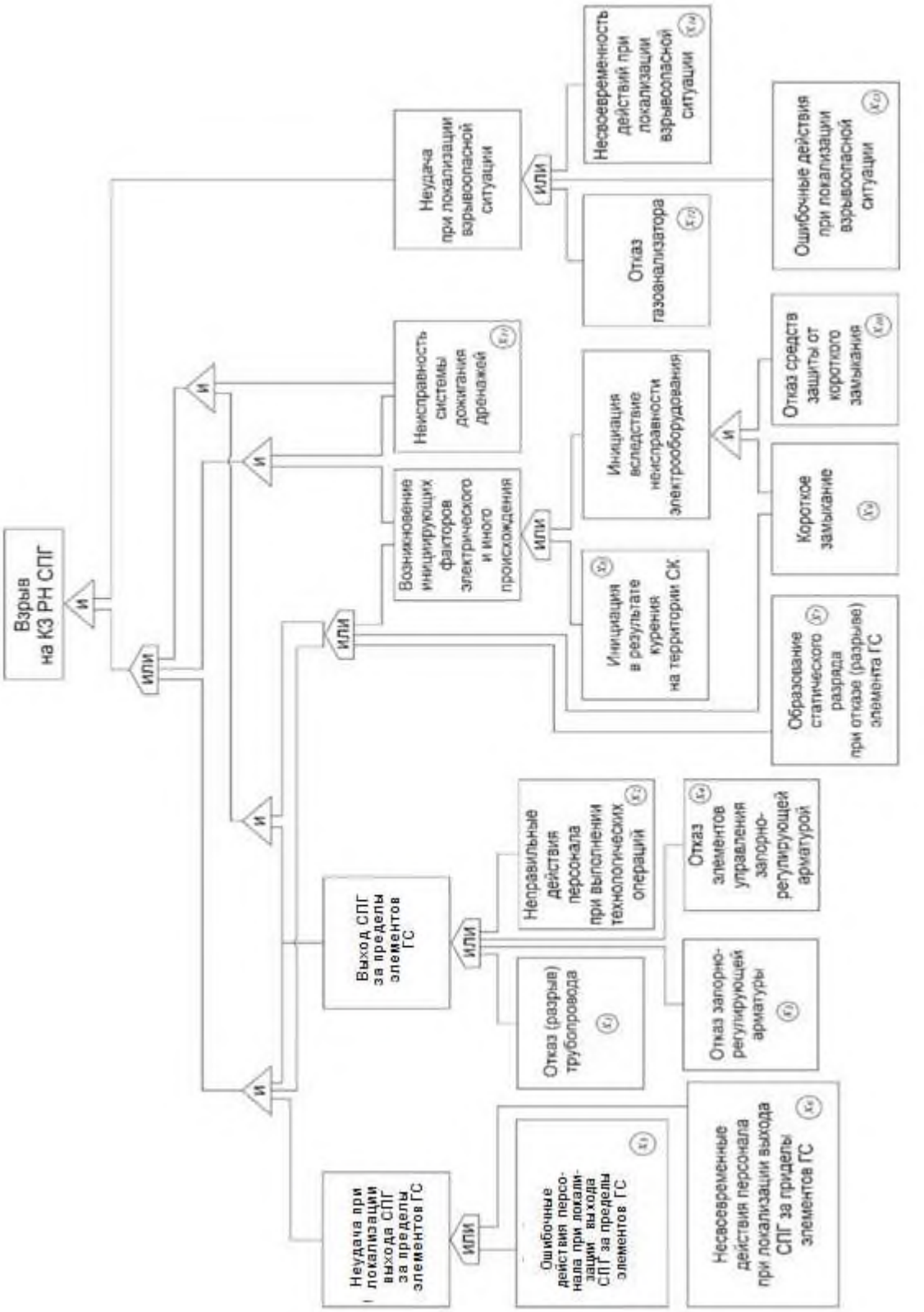


Рис. 1. Сценарий взрыва на КЗ РН СПГ

$$q_{\text{вз}} = \left\| \begin{array}{cccc} x_{12} & x_{11} & x_1 & x_7 \\ x_{13} & & x_2 & x_8 \\ x_{14} & & x_3 & x_9 \\ & & x_4 & x_9x_{10} \\ & x_{11} & x_8 & \\ & & x_9x_{10} & \\ & x_5 & x_1 & x_7 \\ & x_6 & x_2 & x_8 \\ & & x_3 & x_9 \\ & & x_4 & x_9x_{10} \end{array} \right\| = \left\| \begin{array}{cccc} x_{12} & x_{11} & x_1 & x_7 \\ x_{13} & & x_2 & x_8 \\ x_{14} & & x_3 & x_9 \\ & & x_4 & \\ & & x_8 & \\ & & x_9x_{10} & \\ & x_5 & x_7 & x_1 \\ & x_6 & x_8 & x_2 \\ & & x_9 & x_3 \\ & & & x_4 \end{array} \right\|. \quad (1)$$

Анализ логической функции взрыва (1) показывает, что для перехода к соответствующей вероятностной функции взрыва необходимо привести ее к ортогональной дизъюнктивной нормальной форме. Для этого перейдем от логической функции взрыва к соответствующей логической функции невозникновения взрыва:

$$q'_{\text{вз}} = \left\| \begin{array}{l} x'_{12}x'_{13}x'_{14} \\ x'_5\ x'_6\ x'_{11} \\ x'_7\ x'_8\ x'_9 \\ x'_1\ x'_2\ x'_3\ x'_4\ x'_{11} \\ x'_1\ x'_2\ x'_3\ x'_4\ x'_8\ x'_9 \\ x'_1\ x'_2\ x'_3\ x'_4\ x'_8\ x'_{10} \end{array} \right\|. \quad (2)$$

Логическая функция невозникновения взрыва (2) содержит возможные минимальные сечения невозникновения взрыва на КЗ РН СПГ. В данном случае их шесть: $x'_{12}x'_{13}x'_{14}$, $x'_5x'_6x'_{11}$, $x'_7x'_8x'_9$, $x'_1x'_2\,x'_3\,x'_4\,x'_{11}$, $x'_1x'_2x'_3x'_4x'_8x'_9$ и $x'_1x'_2x'_3x'_4x'_8x'_{10}$. Минимальные сечения отражают способы гарантированного обеспечения взрывобезопасности на КЗ РН СПГ. Применяя алгоритм ортогонализации [4], приведем логическую функцию невозникновения происшествия к ортогональной дизъюнктивной нормальной форме:

$$q'_{\text{вз}} = \left\| \begin{array}{ll} x'_{12}x'_{13}x'_{14} & \\ (x'_{12}x'_{13}x'_{14})' & x'_5x'_6x'_{11} \\ & (x'_5x'_6x'_{11})'\ x'_7x'_8x'_9 \\ & x'_1x'_2x'_3x'_4 \quad (x'_5x'_6)'(x'_7x'_8x'_9)'x'_{11} \\ & \qquad\qquad x_7x'_8x'_9x_{11} \\ & \qquad\qquad x'_8x_9x'_{10}x_{11} \end{array} \right\| \quad (3)$$

Ортогональная дизъюнктивная нормальная форма логической функции невозникновения взрыва позволяет перейти к вероятностной функции возникновения взрыва путем замены знаков конъюнкции на арифметическое действие – произведение, а знаков дизъюнкции – на сумму. Таким образом, вероятность взрыва на КЗ РН СПГ можно определить по следующей формуле:

$$P_{\text{вз}} = 1 - r_{12}r_{13}r_{14} - \\ - (1 - r_{12}r_{13}r_{14})\{r_5r_6r_{11} + (1 - r_5r_6r_{11})r_7r_8r_9 + \\ + r_1r_2r_3r_4[r_{11}(1 - r_5r_6)(1 - r_7r_8r_9) + p_7r_8r_9p_{11} + r_8p_9r_{10}p_{11}]\}, \quad (4)$$

где r_i – вероятность ненаступления события x_i;
p_i – вероятность наступления события x_i.

СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ ВЗРЫВОБЕЗОПАСНОСТИ КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ

Взрывобезопасность с точки зрения эксплуатации КЗ РН СПГ может быть оценена на структурном и количественном уровнях [5].

Так как перечень событий, приводящих к взрыву на КЗ РН СПГ известен, вероятностная модель взрыва (4) построена, появляется возможность выполнить структурный анализ взрывобезопасности КЗ РН СПГ.

Для начала необходимо определить структурную значимость причин взрыва для вероятности их возникновения. На основе вероятностной функции возникновения взрыва определим структурные веса каждой из причин этого происшествия как значения частных производных функции (4) по вероятности исследуемой причины x_i, рассчитанные при условии, что все причины взрыва равновероятны и вероятность этих событий равна 0,5. Результаты расчетов сведены в табл. 1.

Таким образом, реализованный структурный анализ взрывобезопасности КЗ РН СПГ позволил получить ранжирование по структурной значимости перечня событий, приводящих к взрыву. Наличие такого перечня показывает оптимальные пути повышения взрывобезопасности при эксплуатации КЗ РН СПГ (правда, без учета возможности возникновения указанных событий x_i).

Так, результаты выполненного анализа показывают, насколько, например для обеспечения взрывобезопасности КЗ РН СПГ, важно неукоснительное соблюдение правил содержания и правил поведения на территории СК, предназначенного для пусков РН на СПГ. Высокую структурную значимость имеют исходные события, обусловленные недостаточным уровнем подготовленности обслуживающего персонала КЗ к действиям в опасных ситуациях, а также события, связанные с состоянием электрооборудования СК и средств обнаружения утечек СПГ из элементов ГС КЗ.

Таблица 1

Структурные веса причин взрыва на КЗ РН СПГ

№ п/п	Причины взрыва	Структурный вес
1	Неисправность системы дожигания дренажей – x_{11}	0,24097
2	Инициация в результате курения на территории СК – x_8	0,21021
3	Короткое замыкание в элементах электрооборудования СК – x_9	0,21021
4	Ошибочные действия персонала при локализации выхода СПГ за пределы элементов ГС – x_5	0,2033692
5	Несвоевременные действия персонала при локализации выхода СПГ за пределы элементов ГС – x_6	0,2033692
6	Образование статического разряда при отказе (разрыве) элемента ГС – x_7	0,2033691
7	Отказ газоанализаторов – x_{12}	0,18433

Окончание табл. 1

№ п/п	Причины взрыва	Структурный вес
8	Ошибочные действия персонала при локализации взрывоопасной ситуации – x_{13}	0,18433
9	Несвоевременность действий персонала при локализации взрывоопасной ситуации – x_{14}	0,18433
10	Отказ (разрыв) трубопровода – x_1	0,04956
11	Неправильные действия персонала при выполнении технологических операций КЗ РН СПГ – x_2	0,04956
12	Отказ (потеря герметичности) запорно-регулирующей арматуры – x_3	0,04956
13	Отказ элементов управления запорно-регулирующей арматурой – x_4	0,04956
14	Отказ средств защиты от короткого замыкания – x_{10}	0,00684

ОЦЕНИВАНИЕ И АНАЛИЗ ВЗРЫВОБЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Для оценивания и анализа взрывобезопасности при эксплуатации КЗ РН СПГ сделаем ряд допущений:

– базовым периодом эксплуатации будем считать один год;

– при моделировании отказов невосстанавливаемых элементов, таких как трубопроводы и запорно-регулирующая арматура, будем использовать экспоненциальный закон распределения наработки до отказа;

– считаем, что обслуживающий персонал при нахождении на СК правила и меры безопасности полностью соблюдает, поэтому вероятность взрыва по причине их нарушения минимальна и равна нулю;

– считаем, что обслуживающий персонал полностью подготовлен к эксплуатации КЗ РН СПГ и к действиям в случае нештатных ситуаций при проведении любых технологических операций, поэтому вероятность взрыва по причине неправильных или несвоевременных действий персонала равна нулю;

– средства обнаружения утечек СПГ (газоанализаторы) работают безотказно;

– на первом этапе расчетов будем считать, что элементы ГС КЗ РН СПГ (трубопроводы и запорно-регулирующая арматура) не испытывают внутреннего и внешнего термического циклирования, а следовательно, интенсивность их отказов λ_i соответствует принятым для элементов ГС КЗ высококипящим компонентам [5];

– интенсивность отказов системы дожигания дренажей примем равной значению интенсивности отказов огнепреградительного клапана ($\lambda_{ДД} = 1{,}1 \cdot 10^{-6}$), которым оснащаются горелки чтобы, в случае их затухания подача горючего газа была прекращена;

– будем считать, что при разрыве трубопровода или сильфонного уплотнения запорно-регулирующей арматуры вероятность возникновения статического разряда, способного инициировать СПГ-воздушную смесь, равна единице;

– интенсивность отказов систем управления, электрооборудования (с возникновением короткого замыкания) и систем защиты от короткого замыкания будет соответствовать общепринятому значению для КЗ [5].

Исходные данные для оценивания и анализа взрывобезопасности представлены в табл. 2.

Таблица 2

Исходные данные для оценивания и анализа взрывобезопасности КЗ РН СПГ

№ п/п	Обозначение	Причина взрыва	Задаваемый параметр	Значение параметра
1	x_1	Отказ (разрыв) трубопровода	$\lambda_{ТР}$, [1/час]	$1{,}14\cdot10^{-9}$
2	x_2	Неправильные действия персонала при выполнении технологических операций КЗ РН СПГ	p_2	0
3	x_3	Отказ (потеря герметичности) запорно-регулирующей арматуры (ЗРА)	$\lambda_{ЗРА}$, [1/час]	$3\cdot10^{-5}$
4	x_4	Отказ элементов управления запорно-регулирующей арматурой	$\lambda_{УЗРА}$, [1/час]	0,001
5	x_5	Ошибочные действия персонала при локализации выхода СПГ за пределы элементов ГС	p_5	0
6	x_6	Несвоевременные действия персонала при локализации выхода СПГ за пределы элементов ГС	p_6	0
7	x_7	Образование статического разряда при отказе (разрыве) элемента ГС	p_7	1
8	x_8	Инициация в результате курения на территории СК	p_8	0
9	x_9	Короткое замыкание в элементах электрооборудования СК	$\lambda_{КЗ}$, [1/час]	0,000005
10	x_{10}	Отказ средств защиты от короткого замыкания	$\lambda_{ЗКЗ}$, [1/час]	0,00005
11	x_{11}	Неисправность системы дожигания дренажей	$\lambda_{ДД}$, [1/час]	$1\cdot10^{-6}$
12	x_{12}	Отказ газоанализаторов	p_{12}	0
13	x_{13}	Ошибочные действия персонала при локализации взрывоопасной ситуации	p_{13}	0
14	x_{14}	Несвоевременность действий персонала при локализации взрывоопасной ситуации	p_{14}	0

На рис. 2 представлены графические зависимости вероятности возникновения взрыва $P_{вз}$ на КЗ РН СПГ от времени. Эти зависимости носят условный характер.

Зависимость 1 построена для КЗ РН высококипящими КРТ, т. е. отсутствует необходимость захолаживания элементов ГС, и, соответственно, отсутствует их последующий отогрев. То есть для построения зависимости 1 были использованы данные из табл. 2.

Зависимость 2 построена для случая, когда элементы ГС подвергаются захолаживанию перед проведением технологических операций и отогреваются до температуры окружающей среды после. В этом случае интенсивности отказов трубопровода и запорно-регулирующей арматуры будут состоавлять $\lambda^{ц}_{ТР} = 2{,}3\cdot10^{-4}\ {}^{1}/_{час}$ и $\lambda^{ц}_{ЗРА} = 8{,}3\cdot10^{-4}\ {}^{1}/_{час}$ соответственно [6]. Здесь стоит заметить, что при эксплуатации КЗ в течение года при полноценной реализа-

ции процедур захолаживания и отогрева элементов ГС его взрывобезопасность понижается в 3,3 раза, но, тем не менее, укладывается в допустимые пределы, указанные в общих технических требованиях к видам вооружения и военной техники. В случае же продолжения эксплуатации такого КЗ за пределами рассматриваемого периода, его взрывобезопасность будет еще больше понижаться и вероятность взрыва превысит допустимое значение, обозначенное зависимостью 3.

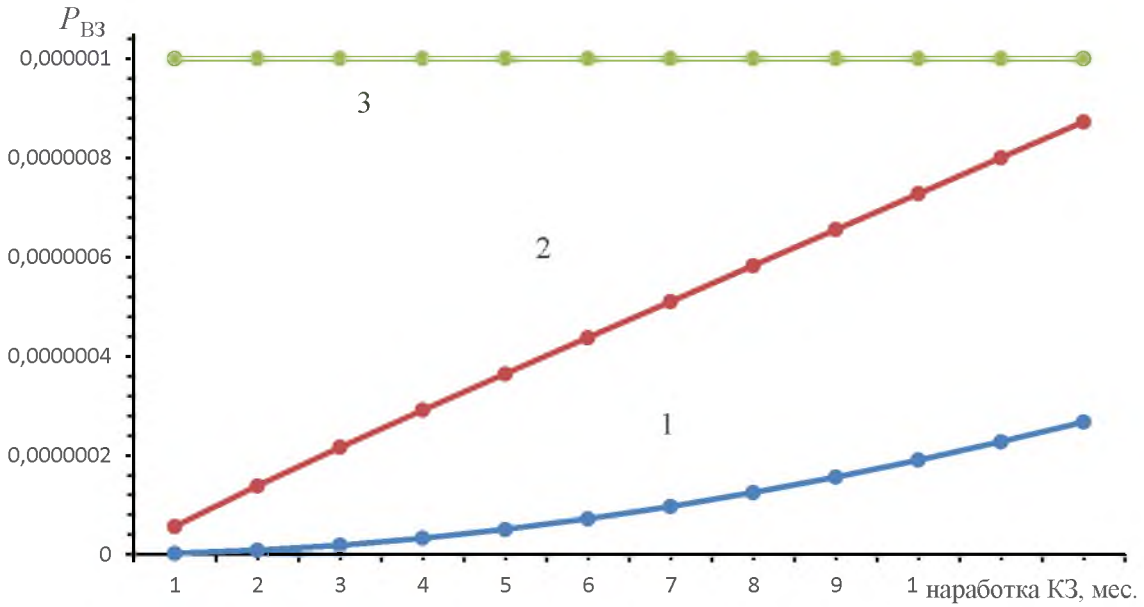


Рис. 2. Расчетные зависимости вероятности возникновения взрыва на КЗ РН СПГ от времени:
1 – без термоциклирования; 2 – с учетом термоциклирования;
3 – допустимая вероятность возникновения взрыва

Анализ литературы и эксплуатационной документации на системы и агрегаты транспортирования и временного хранения криогенных продуктов [7–12] позволяет судить о том, что деградационные процессы в структуре конструкционных материалов начинают заметно проявляться при циклических изменениях эксплуатационной температуры элементов изделия в интервале свыше $\Delta T \approx 70$ К. Именно в ходе таких температурных колебательных процессов, имеющиеся на поверхности металла микротрещины развиваются до критического состояния перед переходом их в свищи [11]. Изменение температуры элемента ГС на величину $T_{тц} \approx$ ≈ 70 К будем в дальнейшем считать «минимальной глубиной» термического цикла, на которую можно отогреть или захолодить элемент ГС без заметного изменения значения интенсивности его отказов.

Полноценным термическим циклом для элемента ГС КЗ РН СПГ будем считать его отогрев от температуры устойчивого нахождения СПГ в жидком состоянии (95–109 К) до температуры окружающей среды (293 К). Как упоминается в литературе [6], на основании опыта эксплуатации КЗ жидким водородом для американской РН «Сатурн» деградационные процессы перерастают в отказ криогенного элемента ГС при 100 полноценных термических циклах «захолаживание-отогрев».

Следовательно, можно сделать вывод, что уменьшение глубины циклов «захолаживание-отогрев» снижает величину интенсивности отказов элементов ГС КЗ РН СПГ, т. е. повышает вероятность их безотказной работы.

Исходя из данной логики рассуждений, можно считать, что если ГС КЗ РН СПГ была захоложена до температуры устойчивого нахождения продукта в жидком состоянии (95–105 К), то отогрев ее элементов до температуры $T_{тц} = 165$ К не приведет к кардинальным деградационным процессам, связанным с разрастанием поверхностных трещин. Следова-

тельно, интенсивность отказов элементов ГС (трубопроводов и ЗРА) в таком случае можно считать равной значениям интенсивности отказов элементов ГС КЗ РН высококипящими КРТ. По мере увеличения температуры отогрева элемента ГС выше $T_{тц} \geq 165$ К последующее обратное его захолаживание формирует частичный термический цикл.

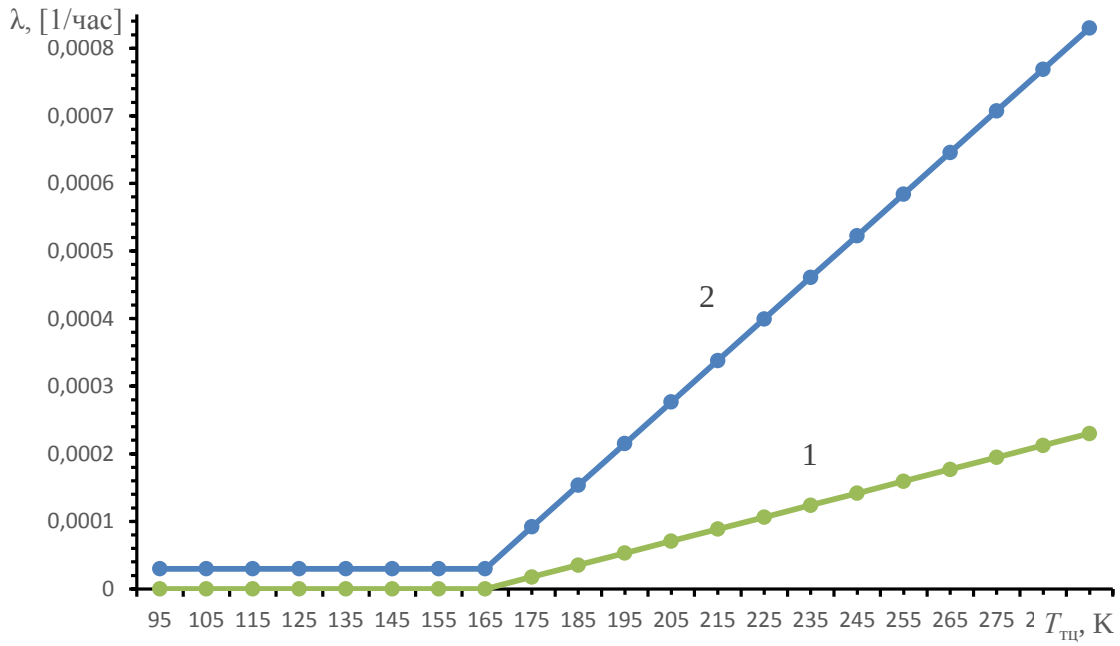


Рис. 3. Зависимость интенсивности отказов элементов ГС КЗ РН СПГ от температуры их отогрева:
1 – трубопровод; 2 – запорно-регулирующая арматура.

Допустив, что зависимость изменения значения интенсивности отказов элемента ГС (трубопровода и ЗРА) от температуры его отогрева носит линейный характер, можно предположить, что графическое представление $\lambda = f(T_{тц})$ будет иметь вид, представленный на рис. 3.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании вышеизложенного можно сделать ряд выводов:

– построенная вероятностная модель (1) позволяет оценить вероятность взрыва на КЗ РН СПГ исходя из вероятностей возникновения событий, приводящих к выходу криопродукта за пределы элементов ГС;

– взрывобезопасность КЗ РН криогенным горючим КРТ как минимум в 3,3 раза ниже, чем взрывобезопасность КЗ РН высококипящими КРТ. Это связано в основном с тем, что при реализации процедур захолаживания перед технологической операцией и последующем полном (до температур окружающей среды) отогреве после ее проведения формируется термический цикл, значительно повышающий интенсивность отказов таких элементов ГС, как трубопроводы и ЗРА;

– рассмотренная последовательность рассуждений на основании анализа литературы, посвященной эксплуатации криогенного оборудования, позволила определить максимальную величину отогрева, равную $T_{тц} \approx 70$ К, при которой интенсивность отказа криогенных элементов ГС можно считать равной значениям интенсивности отказов элементов ГС для высококипящих продуктов, указанных в табл. 2;

– за счет поддержания температурного состояния криогенных элементов ГС в пределах $T_{тц} \approx 70$ К (криостатирования элементов ГС КЗ РН СПГ) появляется возможность управлять взрывобезопасностью КЗ. Так, например, перед проведением непосредственно технологиче-

ской операции заправки баков РН СПГ, элементы ГС КЗ будут иметь температуру устойчивого нахождения криопродукта в жидком состоянии (95–105 К). В межпусковой период, для снижения мощностей криогенных установок, можно увеличить температуру криостатирования до 165 К и тем самым избежать формирования пагубных деградационных процессов в ходе термического цикла.

Список использованных источников

1. *Лашко Р. О., Пеньков М. М.* Модель тепломассообмена в элементах системы заправки ракет-носителей сжиженным природным газом, с учетом криостатирования компонента // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 342–357.

2. *Вашпиев В. К.* Оценка воздействия опасных факторов взрыва и пожара на людей // Безопасность в техносфере : сб. ст. – Ижевск : Удмуртский университет 2011. – Вып. 7. – С. 72–79.

3. Методики оценки последствий аварий на опасных производственных объектах : сб. документов / Е. А. Иванов [и др.].– 3-е изд., испр. и доп. – М. : ЗАО «Научно-технических центр исследований проблем промышленной безопасности», 2010. – Сер. 27, вып. 2. – 208 с.

4. *Рябинин И. А.* Надежность и безопасность структурно-сложных систем. – СПб. : Политехника, 2000. – 248 с.

5. *Краснов О. В.* Безопасность эксплуатации сложных технических систем. – ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 2002. – 230 с.

6. *Архаров А. М., Кунис И. Д.* Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов / под ред. И. В. Бармина. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана. – 252 с.

7. *Сафонов В. С.* Влияние технико-технологических и природно-климатических факторов на специфику развития аварий на трубопроводах, транспортирующих широкую фракцию легких углеводородов // Вести газовой науки : научно-техн. сб. – 2020. – № 1(42). – С. 70–81.

8. Моделирование аварийных ситуаций на объектах нефтегазового комплекса в условиях криолитозоны / Г. П. Стручкова [и др.] // Нефтегазовое дело. – 2012. – № 3. – С. 267–274.

9. *Лесконог А. А., Чуркин Г. Ю., Бекасов Ю. В.* Основные проблемы обеспечения промышленной безопасности криогенных трубопроводов сжиженного природного газа // Безопасность труда в промышленности. – 2017. – № 12. – С. 41–45.

10. ГОСТ 34294. Арматура трубопроводная криогенная. Общие технические условия. – М. : Стандартинформ, 2017. – 23 с.

11. *Солнцев Ю. П., Ермаков Б. С., Слепцов О. И.* Материалы для низких и криогенных температур : энциклопедический справочник. – СПб. : ХИМИЗДАТ, 2008. – 768 с.

12. *Черемных О. Я.* Создание, совершенствование конструкции, перспектива развития транспортных средств для жидкого водорода // Инженерный журнал : наука и инновация. – 2017. – Вып. № 3(63). – С. 1–19.

С. В. Загорный,
кандидат технических наук;
А. В. Казимиров,
кандидат технических наук, доцент;
Р. О. Лашко

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА РАВНОВЕСНУЮ ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ И СТЕНД ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

В статье описано экспериментальное исследование влияния условий внешней среды на равновесную температуру поверхности элементов гидравлической системы комплекса заправки ракет-носителей сжиженным природным газом. В качестве объекта экспериментальных исследований была выбрана полость криостатирования криогенного трубопровода.

Ключевые слова: комплекс заправки ракеты-носителя, сжиженный природный газ, тепломассообмен, самовакуумируемая порошково-вакуумная теплоизоляция, гидравлическая система, лабораторный автотрансформатор.

ВВЕДЕНИЕ

В статье [1] представлена модель тепломассообмена в элементах гидравлической системы (ГС) комплекса заправки ракет-носителей сжиженным природным газом (КЗ РН СПГ). В основе этой модели лежат математические выражения, отражающие перераспределения тепловых потоков к криопродуктам (СПГ и жидкому азоту – хладогенту) при управлении криостатированием элементов ГС в ходе проведения технологических операций КЗ РН СПГ.

На тепловое состояние криопродуктов в элементах ГС значительное влияние оказывает окружающая среда. Она, за счет текущих погодных условий, формирует соответствующий температурный напор, определяющий теплоприток к криопродуктам [5].

Поэтому для расширения расчетных возможностей модели [1] по определению управляющих факторов криостатирования (холодопроизводительности блока холодильных машин $N_{\text{бхм}}$ и массового расхода хладагента $\dot{m}_{\text{х}}$) необходимо провести экспериментальные исследования по выявлению влияния условий внешней среды на равновесную температуру наружной поверхности элементов ГС КЗ РН СПГ. То есть необходимо экспериментально определить зависимость

$$T^{\text{ос}} = f(v, q, t), \qquad (1)$$

где v – скорость ветра, м/с;
q – тепловой поток, Вт/м^2;
t – температура воздуха, °С.

Ранее в статье [1] была представлена модель тепломассообмена в элементах системы заправки ракет-носителей сжиженным природным газом, в этой статье показано, что на состояние криопродуктов, участвующих в технологических операциях и комплексах заправки, существенное влияние оказывают параметры окружающей среды. Эти параметры учитываются в температуре наружной поверхности элементов гидравлической системы (ГС).

Очевидно, что на тепловое состояние криопродукта в элементах гидравлической системы комплекса заправки сжиженного природного газа (ГС КЗ СПГ) будет оказывать существен-

ное влияние тепловое состояние окружающей среды. Это объясняется значительной суммарной площадью поверхности теплообмена элементов гидравлической системы (ГС) с окружающей средой. А в случае оснащения элементов ГС контуром криостатирования площадь теплообмена с окружающей средой становится еще больше.

Данные тепловые потоки необходимо учитывать при определении управляющих факторов криостатирования. Причем производить коррекцию холодопроизводительности блока холодильных машин $N_{\text{бхм}}$ и массового расхода хладагента $\dot{m}_{\text{х}}$ нужно с учетом текущих условий внешней среды в ходе проведения технологических операций КЗ РН СПГ. Это значит, что модель тепломассообмена в тепловых узлах необходимо дополнить моделью, отражающей зависимость равновесной температуры на поверхности элемента ГС $T^{\text{ос}}$ от условий внешней среды, температуры криопродукта и характеристик теплоизоляции.

Зная равновесную температуру $T^{\text{ос}}$ и свойства теплоизоляции поверхности элемента ГС, можно определить температурный напор и, соответственно, тепловые потоки по формулам. Модель возможно получить экспериментальным путем.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА РАВНОВЕСНУЮ ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

В качестве объекта экспериментальных исследований была выбрана полость криостатирования криогенного трубопровода, так как он в большей степени подвергается воздействию условий внешней среды вследствие большой суммарной площади наружной поверхности.

Модель полости криостатирования криогенного трубопровода представляет собой конструкцию типа «труба в трубе» из нержавеющей стали длиной 800 мм, на торцах которой установлены герметичные крышки, оборудованные патрубками входа и выхода из каждой полости. Эскиз объекта исследования представлен на рис. 1.

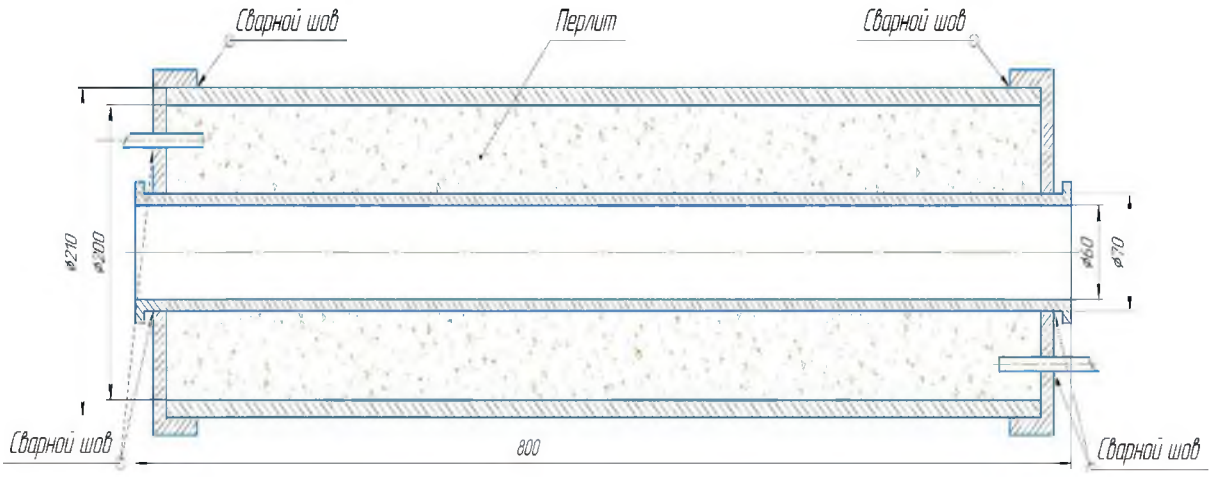


Рис. 1. Модель полости криостатирования криогенного трубопровода

Принципиальная схема всего экспериментального стенда определения влияний метеорологических условий на температуру поверхности элементов ГС КЗ РН СПГ представлена на рис. 2.

Внутренняя труба 42 воспроизводит саму полость криостатирования криогенного трубопровода, а коаксиальный канал межтрубного пространства 43 – теплоизоляционную полость.

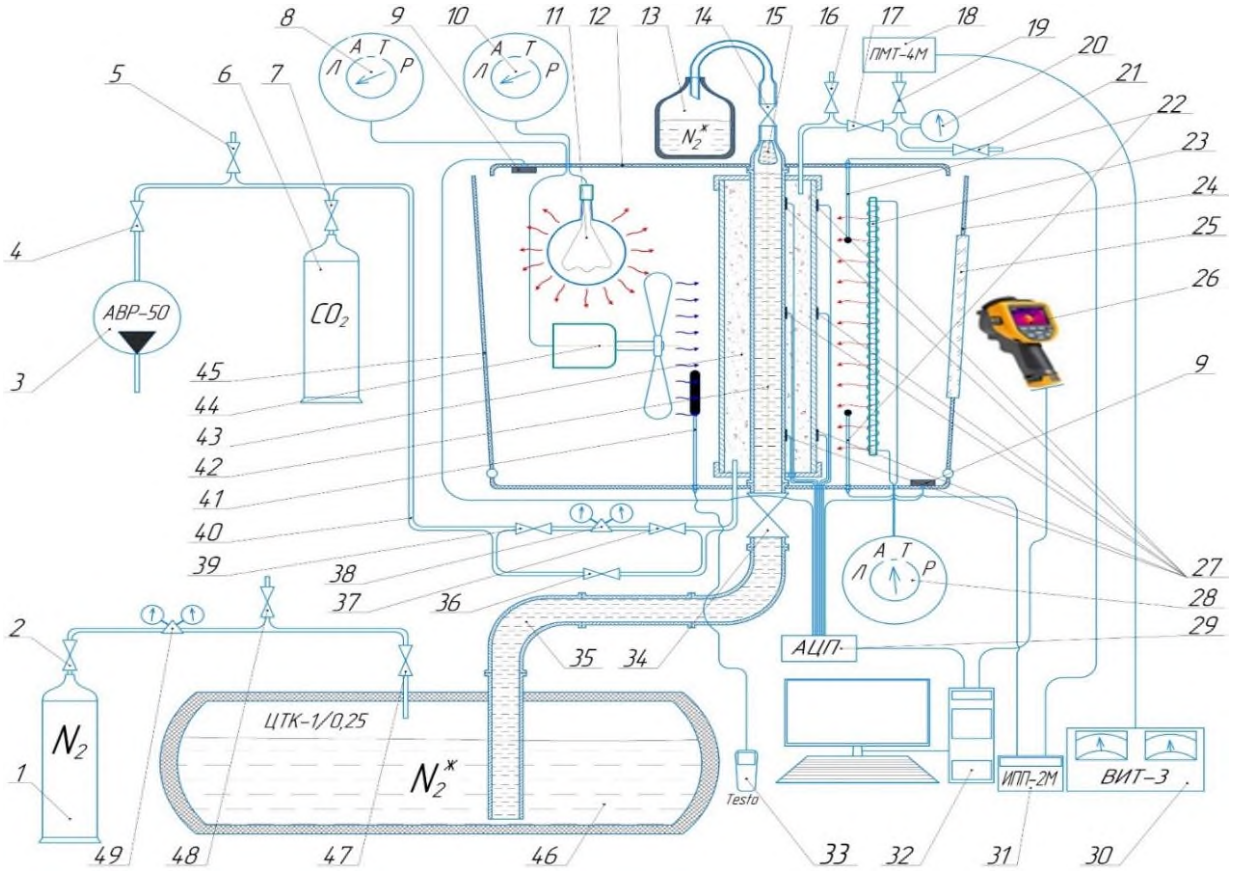


Рис. 2. Принципиальная схема экспериментального стенда исследования влияния метеорологических условий внешней среды на равновесную температуру поверхности элементов ГС КЗ РН СПГ:
1 – баллон с газообразным азотом; 2, 4, 5, 7, 16, 17, 19, 21, 36, 37, 39, 47, 48 – газовый клапан; 3 – вакуумный пост АВР-50; 6 – баллон с углекислым газом; 8 – ЛАТР управления вентилятором; 9, 27 – термоэлектрический преобразователь (термопара); 10 – ЛАТР управления лампой накаливания; 11 – лампа накаливания; 12 – термоизолированный бокс; 13 – сосуд Дьюара; 14, 34 – гидравлический криогенный клапан; 15 – смотровое окно; 18 – преобразователь манометрический термопарным ПМТ-4М; 20 – стрелочный вакуумметр; 22 – выносные зонды измерителя плотности лучистого теплового потока ИПП-2М; 23 – никель-хромированный теплонагреватель; 24, 45 – распашные створки; 25 – смотровое окно; 26 – тепловизор Fluke-Ti200; 28 – ЛАТР управления никель-хромированным теплонагревателем; 29 – аналогово-цифровой преобразователь; 30 – вакуумметр ионизационно-термопарный ВИТ-3; 31 – измеритель плотности лучистого теплового потока ИПП-2М; 32 – персональный компьютер; 33 – анемометр Testo-416; 35 – магистраль подачи жидкого азота; 38, 49 – газовый редуктор; 40 – магистраль подачи углекислого газа и вакуумирования теплоизоляционной полости; 41 – выносной зонд анемометра Testo-416; 42 – полость криостатирования элемента ГС КЗ РН СПГ; 43 – теплоизоляционная полость элемента ГС КЗ РН СПГ; 44 – вентилятор; 46 – цистерна с жидким азотом ЦТК-1/0,25

Внутренняя труба 42 заполняется жидким азотом за счет его вытеснения газообразным азотом, находящимся в баллоне 1, из цистерны транспортной криогенной (ЦТК-1/0,25) 42 по магистрали 35. Заполняя полость 42, жидкий азот начинает активно кипеть. По мере захолаживания трубы 42 интенсивность выкипания жидкого азота снижается. Чтобы не создавать

препятствий заполнению полости 42, испаряющийся азот через клапан 14 по каналу поступает в переносной сосуд Дьюара 13, в котором уже находится какое-то количество жидкого азота. В результате выпарившийся азот частично конденсируется в сосуде Дьюара 13, а частично – через систему вентиляции выходит в атмосферу.

Для поддержания внутренней трубы 42 в заполненном состоянии, производится подпитка жидким азотом за счет регулирования давления наддува газообразным азотом цистерны 46 при помощи редуктора 48. Уровень заполнения жидкостью трубы 42 контролируется через смотровое окно 15. После проведения опытов снимается давление наддува цистерны 46, и жидкий азот перетекает из полости 42 через клапан 34 обратно в цистерну.

Экспериментальный стенд позволяет моделировать работу самовакуумируемой порошково-вакуумной теплоизоляции (СПВТ) и порошково-вакуумной теплоизоляции. Для этого полость межтрубного пространства 43 заполняется теплоизоляционным порошком – перлитом, который перед этим герметично закрывается крышками.

Для моделирования работы полости 43 как СПВТ, коаксиальный канал из баллона 6 заполняется углекислым газом по магистрали 40. Давление заполнения регулируется при помощи редуктора 38.

Как уже было сказано выше, при заполнении жидким азотом внутренней трубы 42 будет происходить ее захолаживание, а вместе с ней будет захолаживаться коаксиальный канал 43. Следовательно, находящийся в полости 43 углекислый газ будет переходить в кристаллическое состояние, а значит, давление в полости 43 должно стремиться принять значение давления остаточных паров CO_2, т. е. 10^{-5} Па.

Для моделирования работы полости 43, как наиболее применяемой в настоящее время в криогенной технике порошково-вакуумной теплоизоляции, в магистраль подачи углекислого газа 40 включена линия откачки газов из коаксиального канала, и к ней подключен вакуумный пост АВР-50 3. В таком случае перекрывается подача углекислого газа из баллона 6 и производится включение поста АВР-50 3.

Вакуумный пост АВР-50 3 представляет собой форвакуумный насос. Так как форвакуумные насосы являются источником обратного потока паров вакуумных масел, устранить который полностью не удается даже с помощью азотных ловушек, пары масла механического насоса улавливаются конденсационной вакуумной ловушкой, установленной на входе в насос.

При моделировании работы обоих типов теплоизоляций, для контроля уровня вакуума до 1 Па применяется стрелочный вакуумметр 20. По достижении указанного значения стрелочный вакуумметр отключается и подключается ионизационный вакуумметр. Для измерения вакуума в диапазоне от 1 до 10^{-5} Па в теплоизоляционной полости 43 применяется вакуумметр ионизационно-термопарный ВИТ-3 30 совместно с преобразователем манометрическим термопарным ПМТ-4М 18.

В качестве газонаполнителя в теплоизоляционной полости 43 может быть также применен воздух. Для этого производится откачка газов из полости 43 при помощи АВР-50 3 до вакуума со значением примерно 1 Па. По достижении этого значения работа вакуумного поста прекращается, и производится открытие клапана 16 сообщения с атмосферой полости 43, вследствие чего она заполняется воздухом до полного выравнивания давления в коаксиальном канале с атмосферным давлением. Далее клапан 16 закрывается, и полость считается заполненной воздухом. Таким образом, появляется возможность сравнения работы СПВТ при применении различных газонаполнителей.

С целью имитации изменений температурных перепадов со стороны внешней поверхности криогенного трубопровода размещена лампа накаливания 11, позволяющая создать температуру воздуха до 44°С. Соответствующие температурные условия создаются при помощи изменения подаваемого электрического напряжения на лампу накаливания 11 за счет вращения маховика лабораторного автотрансформатора (ЛАТР) 10.

Моделирование ветра производится с помощью вентилятора переменной производительности 44, который размещается рядом с лампой накаливания 11 и тем самым формирует поток воздуха, характеризуемый не только различной скоростью, но и различной температурой. Изменение скорости ветра производится путем изменения частоты вращения крыльчатки вентилятора 40, которая регулируется подачей напряжения через ЛАТР 8.

Лучистый тепловой поток создается за счет теплонагревателя 23, представляющего собой нить накаливания из никель-хромированной стали. Через эту нить пропускается электрический ток, для регулирования напряжения которого применяется ЛАТР 28. Изменение подачи напряжения приводит к изменению силы накаливания никель-хромированной нити и, соответственно, к изменению лучистого теплового потока.

Сама модель контура криостатирования криогенного трубопровода вместе с вентилятором 44, лампой накаливания 11 и теплонагревателем 23 помещена в теплоизолированный бокс 12, в котором, собственно, и имитируются соответствующие метеорологические условия.

Бокс 12 представляет собой фанерный ящик, снаружи покрытый минеральной ватой в качестве теплоизоляции. Бокс оборудован двумя распашными створками 45 и 24. Створка 24 имеет встроенное окно 25, через которое производится тепловизионная съемка объекта экспериментальных исследований. Бокс 12 не герметичный, но позволяет создать вокруг объекта проведения эксперимента область, термически отделенную от внешней среды, в которой возможно моделировать соответствующие метеорологические параметры. Боковые створки 45 и 24 позволяют произвести ускоренное проветривание бокса 12 с целью выравнивания температуры внутри него с температурой окружающей среды.

Комплекты проводов и пневматических патрубков проложены и выведены из бокса 12 таким образом, чтобы не создавать препятствие для проведения тепловизионной съемки и не нарушать в патрубках моделируемых условий внешней среды.

Для измерения температурных полей в межтрубном пространстве 43 и на поверхности объекта исследования, используется система термопар 27. Термопары представляют собой термоэлектрические преобразователи (типа ХК).

Система термопар 27 состоит из шести термоэлектрических преобразователей, размещенных по три на наружных стенках труб таким образом, чтобы получать величину температурного напора в начале, посередине и в конце полости криостатирования. Это позволяет в комплексе оценить динамику изменения действительных температур объекта исследований как во внутренней полости теплоизоляции трубопровода, так и на его поверхности.

Температура внутри самого бокса контролируется при помощи двух таких же термопар 9, размещенных по кубической диагонали друг относительно друга.

Информация об измеряемой температуре от системы термопар 27 и термопар 9 передается по проводам на аналогово-цифровой преобразователь 29 и далее отображается на экране персонального компьютера 32.

Для проведения тепловизионной съемки объекта исследования используется тепловизор Fluke Ti200 26.

Корректность тепловизионной съемки зависит от правильного задания степени черноты поверхностей исследуемого объекта, поэтому для ее определения непосредственно в ходе проведения опытов применяется пирометр *Raytek-6MX* в комплекте с термоэлектрическим преобразователем.

Для определения скорости воздушного потока при имитации ветра использован электронный анемометр *Testo-416* 33, представленный на рис. 5. Чувствительный элемент анемометра *Testo-416* 33 выполнен в форме продолговатого выносного зонда 41, который размещается внутри бокса 12 между объектом исследований и вентилятором 44.

Для измерения плотности потока теплового излучения при имитации воздействия солнечного излучения используется прибор ИПП-2М 31.

Конструктивно прибор состоит из выносных зондов 22, которые размещаются внутри бокса 12 между объектом исследований и теплонагревателем 23, моделирующим лучистый

тепловой поток, и внутри блока измерения и индикации, соединенных друг с другом при помощи гибкого кабеля.

Обработка информации, полученной в ходе проведения экспериментальных опытов, включает также расшифровку термограмм в сравнении результатов тепловизионной съемки с действительными значениями температур объекта контроля, полученными с помощью системы термопар 25. То есть появляется возможность выявить погрешность тепловизионной съемки, что позволит в будущем более корректно определять температуру поверхностей элементов ГС КЗ РН СПГ.

ПЛАНИРОВАНИЕ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Итак, активным многофакторным испытаниям подвергается полость криостатирования криогенного трубопровода 42, покрытая теплоизоляцией 43, с целью выявления степени влияния трех факторов на равновесную температуру внешней поверхности элементов ГС КЗ РН СПГ.

В качестве выходного параметра выступает равновесная температура поверхности объекта экспериментальных исследований $T^{\text{ос}}$. В качестве факторов выбраны следующие физические величины:

– скорость ветра v [$^{\text{м}}/_{\text{с}}$];

– лучистый тепловой поток q [$^{\text{Вт}}/_{\text{м}^2}$];

– температура воздуха t [°C].

Выдвинем гипотезу о линейности математической модели, тогда каждый из выбранных факторов будет варьироваться на двух уровнях: верхнем, который закодируем как «+», и нижнем – как «-». Значения факторов на этих уровнях приведены в табл. 1.

Таблица 1

Уровни варьирования факторов

Варьируемые факторы	Обозначение факторов	Нижний уровень	Верхний уровень
		«-»	«+»
Скорость ветра	v, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	1	10
Тепловой поток	q, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$	100	600
Температура воздуха	t, °C	14	44

Все возможные сочетания уровней для трехфакторного эксперимента будут исчерпаны в восьми опытах. План проведения экспериментальных исследований можно представить в виде табл. 2.

Полное количество опытов определяется числом

$$N = 2^k \gamma, \tag{2}$$

где k – количество факторов;

$\gamma = 2$ – количество повторений каждого опыта.

Таким образом, полное количество опытов составит 16 [2].

Таблица 2

План проведения экспериментальных исследований

Опыты, N	Факторы		
	v, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	q, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$	t, °C
1	+	-	+
2	-	+	-
3	-	+	+
4	+	-	-
5	+	+	-
6	-	-	-
7	+	+	+
8	-	-	+

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЛИЯНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА РАВНОВЕСНУЮ ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ

Проведение активных многофакторных экспериментальных исследований, где одним из факторов является температура, достаточно растянуто по времени. Так, необходимо затратить время на нагрев установки до определенного температурного уровня или на охлаждение установки между проведениями опытов. Кроме того, достаточно много времени затрачивается на создание соответствующих условий работы теплоизоляции. В основном по этой причине объект экспериментальных исследований был создан в таких размерах.

Операции по замене газонаполнителя для СПВТ включают промежуточное вакуумирование полости 43, что занимает порядка 1,5 ч. Однако вакуум, нужного для работы СПВТ уровня, за счет кристаллизации газонаполнителя в полости 43 при заполнении внутренней трубы 42 жидким азотом создается достаточно быстро – в течение 10 мин. Поэтому для создания условий работы СПВТ необходимо начать заполнение жидким азотом внутренней трубы 42 до того, как начинают проводиться измерения, и только после создания в полости 43 вакуума соответствующего уровня можно начинать проводить опыты. При создании условий работы вакуумно-порошковой теплоизоляции собственно само вакуумирование до уровня 10^{-3} Па занимает порядка 2,5 ч.

Таким образом, порядок проведения экспериментальных исследований перед каждой серией опытов, согласно табл. 6, можно разделить на три этапа:

1) подготовку экспериментального стенда к проведению серии опытов;

2) проведение опытов согласно табл. 6;

3) приведение экспериментального стенда в исходное состояние.

Методика проведения экспериментальных исследований, представленная на рис. 3, отражает последовательность операций, которые необходимо осуществить для получения зависимости в том случае, если в качестве теплоизоляции элемента ГС используется СПВТ с углекислотным газонаполнителем.

В случае, если экспериментальные исследования необходимо произвести с другим типом теплоизоляции, то в блок-схеме изменяется только та последовательность операций, которая выделена желтым цветом, т. е. отвечает за подготовительный этап проведения эксперимента. Все остальные этапы – этап проведения опытов и заключительный этап – остаются без изменений.

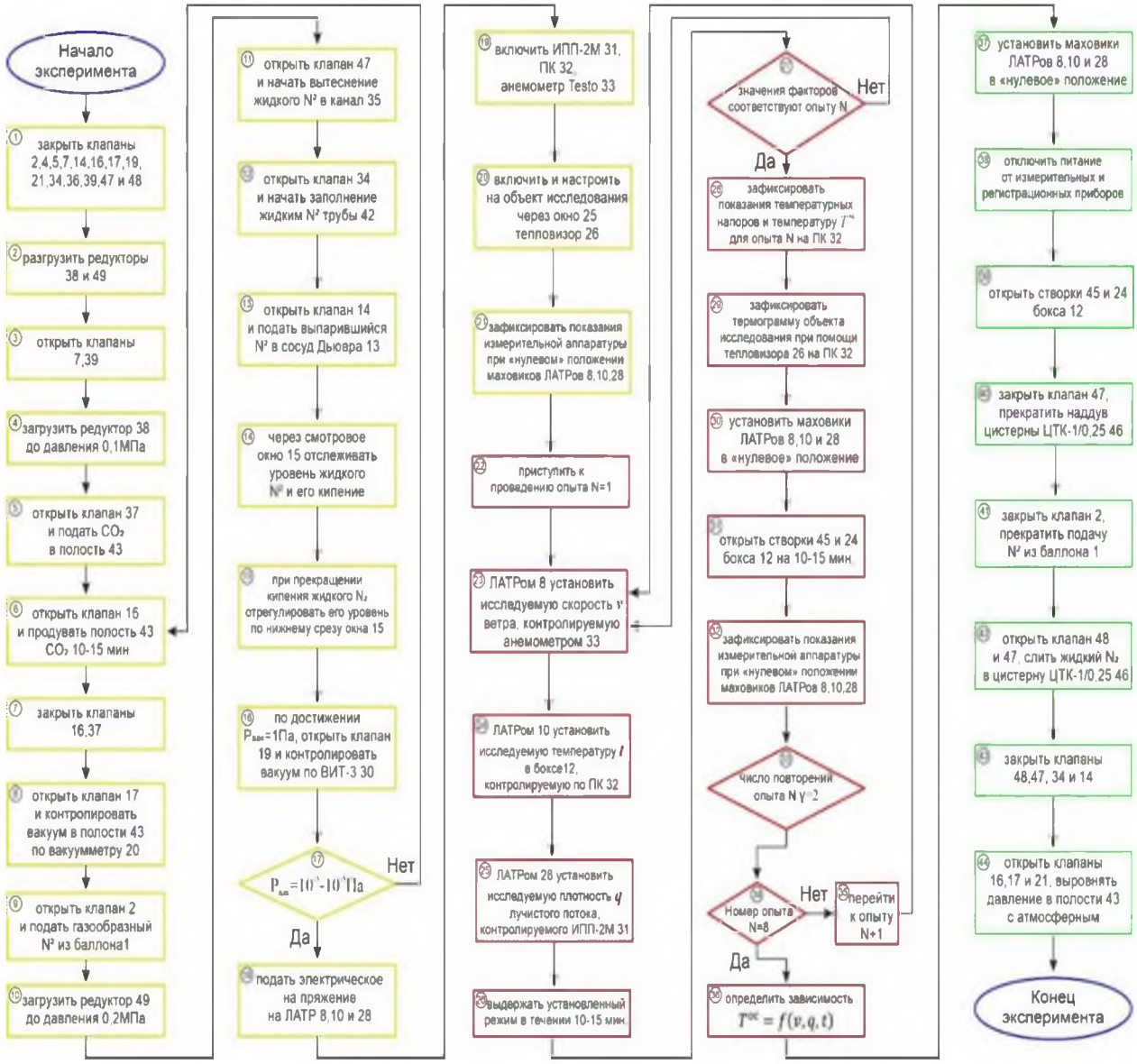


Рис. 3. Блок-схема методики проведения экспериментальных исследований влияния метеорологических условий внешней среды на равновесную температуру поверхности элементов ГС КЗ РН СПГ

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ВЛИЯНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ВНЕШНЕЙ СРЕДЫ НА РАВНОВЕСНУЮ ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СЖИЖЕННЫМ ПРИРОДНЫМ ГАЗОМ И ИХ АНАЛИЗ

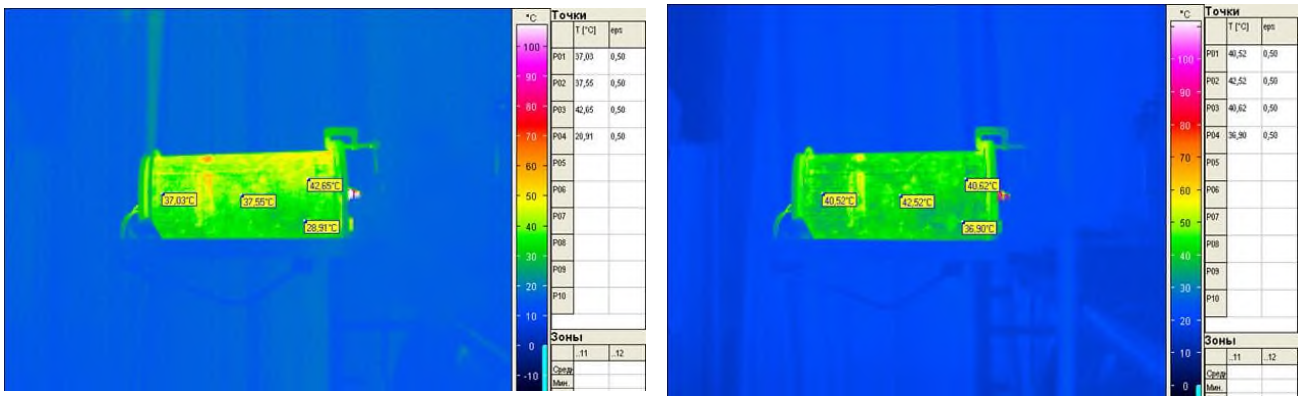
Результаты, полученные в ходе проведения экспериментальных исследований в случае, когда в качестве газонаполнителя для СПВТ применялся углекислый газ, приведены в табл. 3.

Значения температур, полученных термоэлектрическими преобразователями, сравнивались со значениями температур, полученными путем тепловизионной съемки объекта исследования. Примеры термограмм объекта исследования для второго и третьего опытов представлены на рис. 4.

Таблица 3

Результаты экспериментальных исследований

Номер опыта	Факторы и выходной параметр								
	Факторы в натуральном масштабе			Факторы в безразмерной системе координат			Выходной параметр		Среднее значение выходного параметра
	ϑ, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	q, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$	t, °С	ϑ	q	t	$T_1^{\text{ос}}$	$T_2^{\text{ос}}$	$T_{\text{ср}}^{\text{ос}}$
1	10	100	44	+	-	+	16,0	16,2	16,1
2	1	600	14	-	+	–	37,1	36,9	37,0
3	1	600	44	-	+	+	41,2	40,8	41,0
4	10	100	14	+	–	-	12,3	12,1	12,2
5	10	600	14	+	+	-	19,2	19,0	19,1
6	1	100	14	-	-	-	29,25	28,75	29,0
7	10	600	44	+	+	+	22,84	23,16	23,0
8	1	100	44	-	-	+	33,3	32,9	33,1



а) б)

Рис. 4. Результаты тепловизионной съемки объекта исследования при проведении: а – второго опыта; б – третьего опыта

Как видно из рис. 4, разница между значениями равновесной температуры поверхности объекта исследования, полученными термоэлектрическими преобразователями, которые установлены непосредственно на объекте, и по результатам тепловизиоой съемки, составляет не более двух градусов. Это значит, что тепловизионную съемку можно успешно применять для определения равновесной температуры поверхности реальных элементов ГС КЗ РН СПГ, а также для определения параметров их криостатирования.

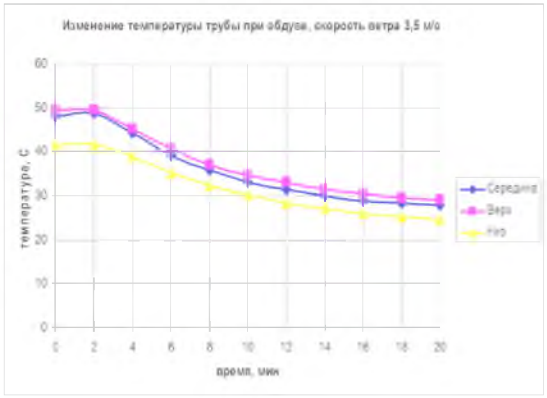
В ходе экспериментов были получены частные экспериментальные зависимости результатов тепловизионного контроля от изменения параметров условий внешней среды, представленные на рис. 5.

Для определения математической модели использовалась методика обработки результатов активных многофакторных испытаний, представленная в работах [2, 3].

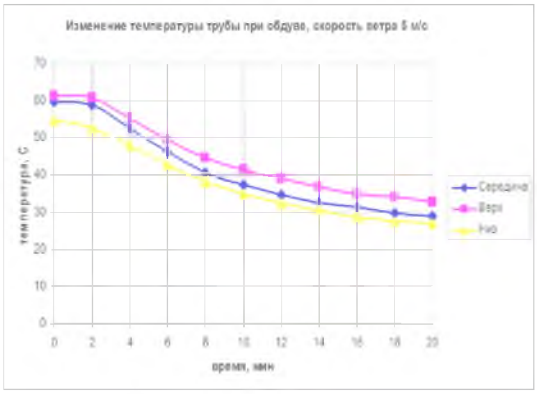
В общем виде математическая модель будет выглядеть следующим образом:

$$T^{\text{ос}} = b_0 + b_1 \cdot v + b_2 \cdot q + b_3 \cdot t, \qquad (3)$$

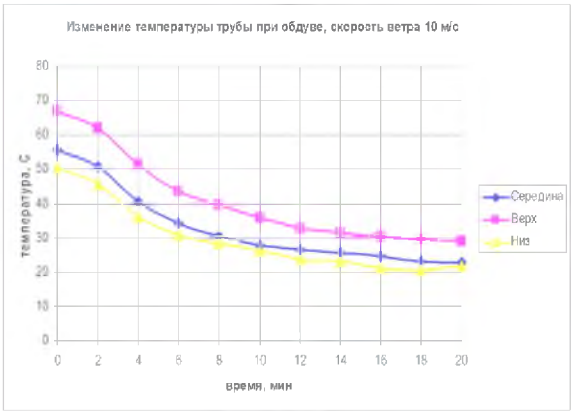
где b_0, b_1, b_2, b_3 – прифакторные коэффициенты.



а)



б)



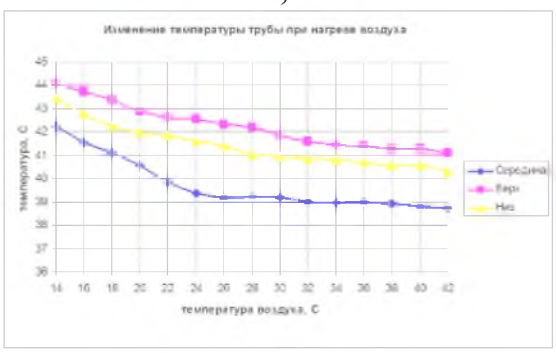
в)



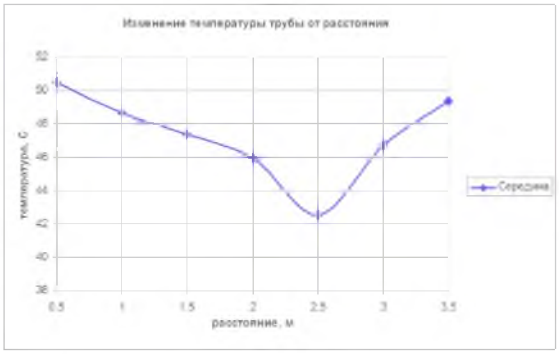
г)



д)



е)



ж)



з)

Рис. 5. Зависимости показаний тепловизора от воздействия различных факторов на объект исследований:
а, б и в – от скорости ветра; г – относительное изменение температуры поверхности объекта исследования в зависимости от скорости ветра; д и е – от изменения температуры среды; ж – от расстояния до объекта исследования;
з – от продолжительности работы источника теплового излучения

После вычисления значений коэффициентов b_0, b_1, b_2, b_3 ($b_0 = 26{,}25, b_1 = -8{,}75, b_2 = = 3{,}75, b_3 = 2$) уравнение для определения равновесной температуры поверхности элемента ГС КЗ РН СПГ будет иметь следующий вид:

$$T^{\text{ос}} = 26{,}25 - 8{,}75 \cdot v + 3{,}75 \cdot q + 2 \cdot t, \quad (4)$$

Для проверки адекватности полученной математической модели опытным данным были определены значения выходного параметра $T^{\text{ос}}$ по всем опытам путем подстановки значений всех факторов (±1) в соответствующем опыте и вычислены остатки e_i, квадраты остатков e_i^2, определена остаточная сумма квадратов и произведена оценка дисперсии воспроизводимости $\sigma^2_{i\text{вос}}$ для каждого опыта и для всего эксперимента в целом. Результаты проведенных расчетов сведены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты расчетов для проверки адекватности модели (3)

Номер опыта	$T^{\text{ос}}$	e_i	e_i^2	$\sigma^2_{i\text{вос}}$
1	15,75	-0,35	0,1225	0,02
2	36,75	-0,25	0,0625	0,02
3	40,75	-0,25	0,0625	0,08
4	11,75	-0,45	0,2025	0,02
5	19,25	0,15	0,0225	0,02
6	29,25	0,25	0,0625	0,125
7	23,25	0,25	0,0625	0,0512
8	33,25	0,15	0,0225	0,08
$\sum$			0,62	0,4162

Остаточная дисперсия определяется следующим образом:

$$\sigma^2_{\text{ос}} = \frac{\sum_{i=1}^{8} e_i^2}{N-k-1} = \frac{0{,}62}{4} = 0{,}155. \quad (5)$$

Дисперсия воспроизводимости определяется как

$$\sigma^2_{\text{вос}} = \frac{\sum_{i=1}^{8} \sigma^2_{i\text{вос}}}{\sum_{i=1}^{8}(2-1)} = \frac{0{,}42}{8} = 0{,}05. \quad (6)$$

Для проверки адекватности полученной модели согласно экспериментальным данным применен критерий Фишера, определяемый следующим образом:

$$F = \frac{\sigma^2_{\text{ос}}}{\sigma^2_{\text{вос}}} = \frac{0{,}155}{0{,}05} = 3{,}1. \quad (7)$$

Табличное значение критерия Фишера для числа степеней свободы числителя $f_{\text{ост}} = 4$ и знаменателя $f_{\text{вос}} = 8$ при уровне значимости $\beta = 0{,}05$ равно значению 3,8 [2, 4].

Следовательно, $F < F_{\text{табл}}$, и условие адекватности модели (3) выполняется.

Таким образом, линейное уравнение регрессии (3) может быть принято в качестве математической модели влияния метеорологических условий внешней среды на равновесную температуру поверхности элементов ГС КЗ РН СПГ, так как оно не противоречит опытным данным.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Точность тепловизионного контроля температуры криогенных трубопроводов и элементов гидравлических систем комплекса заправки ракет-носителей сжиженным природным газом сильно зависит от метеорологических условий и параметров съемки (ветер, температура воздуха, расстояние). Неконтролируемые изменения этих факторов приводят к значительным и нелинейным погрешностям измерения, ограничивая надежность метода для точного определения равновесных температур. Для повышения эффективности теплоизоляции таких систем предложено использовать СПВТ с применением в качестве газонаполнителя углекислого газа, обладающего преимуществом в скорости создания вакуума и эффективности. Дальнейшее развитие методик требует строгого учета выявленных погрешностных факторов и использования разработанных математических моделей, учитывающих влияние среды и эксплуатационные условия криостатирования.

Список использованных источников

1. *Пеньков М. М., Лашко Р. О.* Модель тепломассообмена в элементах системы заправки ракет-носителей сжиженным природным газом, с учетом криостатирования компонента // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 342–357.

2. *Жигелей В. С.* Основы теории планирования многофакторных испытаний. – СПб. : ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1994. – 109 с.

3. *Изотов Н. И.* Сжиженный природный газ. Технологии и оборудование. – М. : Газпром ВНИИГАЗ, 2013. – 306 с.

4. *Исаченко В. П., Осипова В. А., Сукомел А. С.* Теплопередача : учебник для вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. – М. : Энергоиздат, 1981. – 416 с.

5. *Архаров А. М., Марфенина И. В., Микулин Е. И.* Теория и расчет криогенных систем : учебник для вузов по специальности «Криогенная техника». – М. : Машиностроение, 1978. – 415 с.

С. В. Иванов[1],
кандидат медицинских наук, доцент;
А. Ю. Иваню[2],
кандидат технических наук;
А. С. Красичков[3],
доктор технических наук, доцент;
А. И. Лоскутов[4],
доктор технических наук, профессор;
А. Н. Шиян[5]
[1]Национальный медицинский исследовательский центр имени В. А. Алмазова, г. Санкт-Петербург.
[2, 4, 5]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[3]Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И. Ульянова (Ленина), г. Санкт-Петербург.

КОНЦЕПЦИЯ ПРОАКТИВНОГО МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ С ВОССТАНОВЛЕНИЕМ ИХ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПРИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ В ПРИМЕНЕНИИ К ТЕХНИЧЕСКИМ, СОЦИАЛЬНЫМ И БИОЛОГИЧЕСКИМ СИСТЕМАМ

Разработан перспективный подход к восстановлению сложных объектов при возникновении аварийных ситуаций за счет проактивного мониторинга их состояния при решении задач идентификации, контроля, поиска причин возникновения нештатных ситуаций, а также реконфигурации в применении к сложным объектам разной природы (техническим, социальным, экономическим и т. п.). С единой позиции представлено концептуальное описание восстановления работоспособного состояния сложных объектов в виде взаимосвязанных процессов, направленных на достижение предельной живучести объектов за счет сокращения времени, затрачиваемого на процессы обнаружения и локализации неисправностей, а также на реконфигурацию подсистем сложных объектов.

Ключевые слова: сложный объект, проактивный мониторинг, восстановление работоспособного состояния, аварийные ситуации.

ВВЕДЕНИЕ

Процессы эффективной разработки, создания и эксплуатации сложных объектов (СО) в различных сферах жизнедеятельности требуют новых подходов к построению систем мониторинга их состояния, основанных на едином концептуальном облике. В самом общем случае система мониторинга представляет собой совокупность взаимосвязанных подсистем, таких как подсистема идентификации, диагностирования и реконфигурации СО. Одной из задач систем мониторинга является восстановление СО при воздействии разнородных факторов внешней и внутренней природы, которые могут приводить к различным аварийным (нештатным) ситуациям. Известно, что в настоящее время предъявляются высокие требования к эффективности функционирования СО при выполнении задач по предназначению. Выполнение этих требований неразрывно связано с наличием такой системы идентификации, диагностирования и реконфигурации СО, которая имеет максимальную степень адекватности процессам, происходящим в СО. Сказанное в полной мере относится как к живым субъектам, так и к различным техническим и социальным объектам. Непрерывное совершенствование СО для решения большого числа целевых задач, а также повышения уровня их автономности ведет к усложнению аппаратно-программного построения систем мониторинга их состояния. Следует отметить, что важным аспектом результативности применения СО по назначению является уровень автономности, который, в свою очередь, во многом определя-

ется уровнем живучести объекта [1]. Достижение предельных значений данного показателя возможно за счет проактивного мониторинга, который представляет собой процесс, объединяющий контроль и прогноз параметров состояния СО, характеризующих его текущее и проактивное состояния.

Таким образом, обобщая вышеизложенные рассуждения, необходимо сформировать единую концепцию диагностирования и восстановления работоспособности автономных СО при возникновении аварийных ситуаций вследствие воздействия разнородных факторов внешней и внутренней природы при сохранении максимально достижимого уровня живучести рассматриваемого объекта.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОГО СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ПРИМЕРЕ БИОЛОГИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Эталоном организации процессов восстановления функционирования работоспособности при воздействии деструктивных факторов являются биологические системы. Рассмотрим на концептуальном уровне решение обозначенной задачи на основании формализации процессов восстановления работоспособных состояний подсистем биологических объектов.

Структурно организация указанных процессов выглядит как иерархическое дерево (рис. 1). В качестве вершин дерева на различных уровнях выступают элементы диагностирования биологического объекта в зависимости от глубины диагностирования и степени интеллектуализации этого процесса. Вершиной дерева является интеллектуальная система принятия решений (уровень 1), основу которой составляют процессы восприятия, анализа и управления в нейронных сетях высшей нервной деятельности биологического объекта. Здесь реализованы принципы контроля и диагностирования с точки зрения постоянного оценивания возможности выполнения текущих и долговременных целевых задач. Обеспечение максимальной эффективности процессов принятия решений реализовано на основе предварительной обработки информации на низших уровнях дерева.

Множество обработанных данных на каждом уровне дерева в виде признаков (сужение признакового пространства) поступает в вершины вышестоящих уровней. На базе получаемых в процессе жизнедеятельности данных осуществляется постоянная перенастройка многокритериальных правил интеллектуального логического вывода корневой вершины, чем обеспечивается долгосрочный прогноз состояния биологического объекта и его выживаемость [2].

Уровень 2 представлен сегментной организацией в виде отдельных центров обработки информации (ЦОИ), количество которых определяется числом элементов биологической системы (ЭБС), т. е. числом функциональных систем организма, в первую очередь – отдельных органов (уровень 3). Он обеспечивает связи корневой вершины с периферией (уровни 2 и 3) и осуществляет сегментарную рефлекторную деятельность.

В качестве примера можно привести реакцию организма на повреждение в результате внешнего воздействия. Сначала срабатывают вершины нижних уровней – рецепторы, от которых информация о событии поступает в низшие (относительно корневой вершины) нервные центры (уровень 2), где на основе заложенной модели происходят мгновенная обработка информации и принятие решения на реакцию – отдергивание, вследствие выдачи импульса данным центром. Этим действием осуществляется дальнейшая минимизация ущерба в результате внешнего воздействия. При этом корневая вершина на начальном этапе не задействована.

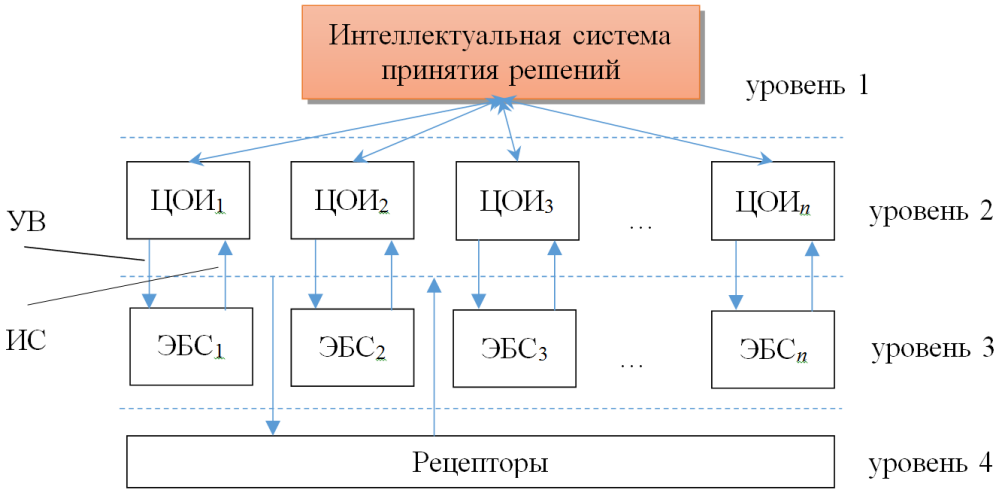


Рис. 1. Обобщенная структурная схема диагностирования состояния биологического объекта

Далее осуществляется передача информации от различных источников (органов чувств и др.) для интеллектуальной обработки в корневую вершину, где происходит разностороннее оценивание нанесенного объекту ущерба, а именно прогнозирование его дальнейшего состояния и «перенастройка» параметров его систем и органов для обеспечения его существования (живучести) в текущих условиях. Поступившая информация обрабатывается нейронной сетью центральной нервной системы (ЦНС) с учетом дополнительной информации (критерии, условия, возможности…), причем данный процесс начинается с решения задачи структурной идентификации. То есть с учетом всей имеющейся информации осуществляется выбор наиболее адекватной комплексной модели, включающей вспомогательные модели сопутствующих процессов, для формирования в дальнейшем алгоритма выполнения шагов по восстановлению всего объекта. В данном случае применяется схема нейронечеткого логического вывода по выбору комплексной модели. В свою очередь, обозначенная модель является сложной порождаемой организационной структурой, имеющей возможность инициировать действия необходимых в решении задачи подсистем. Она объединяет на разных уровнях абстракции практически все свойства динамической системы (детерминизм, вероятность, стационарность, нестационарность и т. д.). В конечном итоге формируется генетически детерминированный каскад событий на всех уровнях функционирования биологической системы, от восстановления поврежденных тканей (клеточный и тканевый уровни) до замещения утраченных/измененных функций и формирования реакций на создание условий оптимального восстановления организма (поведенческий уровень) [2].

Таким образом, важным этапом процесса мониторинга состояний биологического объекта является контроль состояний подсистем и органов с возможностью прогнозирования масштабов ущерба вследствие влияния внешних неблагоприятных воздействий и развития внутренних патологических процессов. Контроль и прогнозирование состояния биологического объекта представляют собой проактивный мониторинг, применение которого обеспечивает высокую живучесть объекта, так как по результатам текущего контроля и прогнозным значениям параметров возможно оперативно выполнить комплекс мероприятий по восстановлению поврежденных подсистем и органов. Безусловно, в контексте рассмотрения организма человека данный комплекс мероприятий может быть реализован в рамках возможностей оценки биологических параметров (лабораторные показатели, данные инструментальных исследований и др.), а также возможностей медикаментозного и немедикаментозного воздействия на патологические процессы с учетом современного уровня развития фармакологии, терапии, хирургии, реабилитологии и понимания патогенеза заболеваний.

Роль процессов обеспечения живучести в общем случае как способность адаптироваться к условиям функционирования (временно или постоянно отказываясь от выполнения менее важных функций, выполняя новые функции), при безусловной реализации основной функции, для СО представлена на рис. 2.



Рис. 2. Схема роли обеспечения живучести СО

Создание перспективных СО с высокими показателями автономности и живучести требует новых подходов к построению единого облика системы идентификации и диагностирования. Это объясняется следующими причинами. Во-первых, необходимо на концептуальном уровне решить задачу описания состояния объекта (или сети объектов) по всем значениям диагностических признаков, а также описания процессов анализа состояния объектов (сети объектов). Во-вторых, следует сформулировать основные принципы диагностирования с точки зрения достижения предельных показателей его качества для одного объекта и для их сети. В-третьих, требуется организовать процессы контроля и диагностирования с точки зрения постоянного оценивания возможности выполнения текущих и долговременных задач, т. е. прогнозирования состояния объекта (сети объектов) и эффективного расхода ресурсов для выполнения целевой задачи. В основу построения перспективной системы проактивного мониторинга необходимо положить принципы идентификации и диагностирования биологических объектов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Аналогом процессов постоянного оценивания и регулирования возможности выполнения текущих и долговременных целевых задач в нейронных сетях высшей нервной деятельности биологического объекта для технических систем являются процедуры интеллектуального

прогнозирования технического состояния и оценивания остаточного ресурса или проактивного мониторинга.

В качестве модели, формализующей процесс функционирования сложных объектов, используется динамическая система [3], которая представляет собой

$$M = \langle \mathrm{T}, \mathrm{X}, \mathrm{Y}, \mathrm{Q}, f, \varphi \rangle, \quad (1)$$

где T – множество моментов времени, направленность событий;
X – множество входных воздействий;
Y – множество выходных параметров;
Q – множество состояний;
f – функция переходов, $f : \mathrm{Q} \times \mathrm{X} \to \mathrm{Q}$;
φ – функция выходов, $\varphi : \mathrm{Q} \to \mathrm{Y}$.

Первоначально необходимо определить структуру системы проактивного мониторинга СО (Ξ) с целью обеспечения предельного значения показателя живучести ($G(t)^{pred}$). В качестве показателя живучести выступает время восстановления работоспособного состояния ($T_{\text{в}}$), затрачиваемое на процессы обнаружения, локализации неисправностей, а также реконфигурации (восстановления работоспособности в узком смысле), которое должно быть минимальным:

$$\Xi : G(t) \to G(t)^{pred}, T_{\text{в}} \to \min. \quad (2)$$

Следует отметить, что сокращение времени связано с локализацией аварийной ситуации по прогнозным значениям контролируемых параметров в случае простых независимых событий.

КОНЦЕПЦИЯ ПРОАКТИВНОГО МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ С ВОССТАНОВЛЕНИЕМ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ

Концепция проактивного мониторинга с целью восстановления СО в условиях возникновения аварийных ситуаций включает процессы идентификации, контроля и прогнозирования состояния, локализации нештатной ситуации и реконфигурации. Вышеуказанные процессы можно представить в виде отношений различных множеств, представленных на рис. 3. Идентификация СО – это процесс определения вида и параметров модели, которая позволяет представить тот или иной аспект предметной области для решения задачи восстановления подсистем при возникновении аварийной ситуации. Данная задача решается за счет проведения экспериментов и учета статистических данных по нештатным ситуациям, надежности подсистем и т. п. Осуществляется, по сути, факторизация пространства состояний по значениям наблюдаемых параметров на различимые состояния.

Традиционно, согласно работам [3, 4], процесс диагностирования представляет собой совокупность отображений, описывающих процессы идентификации СО как операции факторизации пространства состояний по значениям измеряемых параметров. Основу разработки концептуальной модели проактивного мониторинга составляет интегрирование функций реконфигурации и прогнозирования в процесс диагностирования. В связи с этим предлагается рассмотреть процессы, связанные с особенностями прогнозирования и реконфигурации при возникновении аварийных ситуаций, с учетом априорной неопределенности их появления.

Известно, что реконфигурация [5] – это процесс планового ситуационного изменения структуры, параметров, технологий функционирования в целях сохранения, восстановления (повышения) до требуемого уровня значений показателей работоспособности, живучести и эффективности СО либо обеспечения минимального их снижения при возможной деграда-

ции или выходе из строя бортовых систем СО. На рис. 3 представлена коммутативная диаграмма, отражающая с математической точки зрения взаимосвязь идентификации, прогнозирования, диагностирования состояния и реконфигурации подсистем СО с учетом заложенных математических моделей [3], а также реконфигурации с учетом оптимизации ресурсов при решении задачи восстановления работоспособности системы.

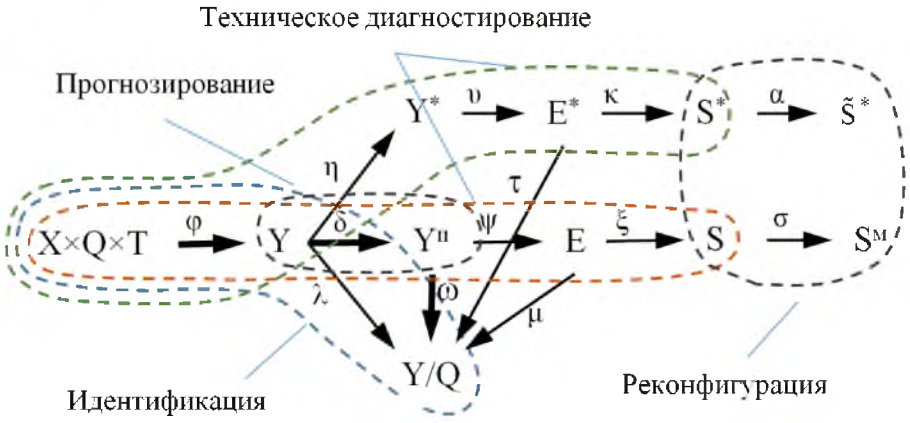


Рис. 3. Коммутативная диаграмма восстановления работоспособности СО

На рисунке представлены следующие отображения:

$\varphi : X \times Q \times T \rightarrow Y$ – отображение множества текущих состояний в множество параметров (наблюдаемость системы);

$\eta : Y \rightarrow Y^*$ – отображение, показывающее возникновение множества параметров Y*, значения которых не определены на этапе идентификации;

$\delta : Y \rightarrow Y^{п}$ – отображение, связанное с получением прогнозных значений наблюдаемых параметров Y с учетом априорной информации об их поведении;

$\lambda : Y \rightarrow Y/Q$ – отображение, обозначающее факторизацию множества состояний Q, т. е. определение состояний по множествам значений параметров;

$\upsilon : Y^* \rightarrow E^*$ – отображение наблюдаемых состояний по значениям параметров, значения которых априорно неизвестны, к одному из множеств видов состояний;

$\psi : Y^{п} \rightarrow E$ – отображение прогнозируемого состояния по значениям параметров к одному из множеств заданных видов состояния;

$\omega : Y^{п} \rightarrow Y/Q$ – отображение, обозначающее факторизацию множества состояний Q, т. е. определение состояний по множествам значений прогнозируемых параметров;

$\tau : E^* \rightarrow Y/Q$ – отображение видов состояний и фактор-множества, определяющее возможность его корректировки, в случае наблюдения неизвестных значений параметров Y*;

$\mu : E \rightarrow Y/Q$ – взаимооднозначное отображение (биекция) видов состояний СО и фактор-множества;

$\kappa : E^* \rightarrow S^*$ – отображение реализации процесса принятия решения о состоянии СО при наблюдении неизвестных значений параметров Y*;

$\xi : E \rightarrow S$ – отображение реализации процесса принятия решения о состоянии СО;

$\alpha : S^* \rightarrow \tilde{S}^*$ – отображение, обозначающее принятие решения на реконфигурацию при неизвестных значениях параметров Y*;

$\sigma : S \rightarrow S^{м}$ – отображение, обозначающее принятие решения на реконфигурацию по модели, полученной в результате факторизации.

Из анализа представленных отображений можно все процессы классифицировать на идентификацию (отображения ϕ, λ), диагностирование состояния СО при неизвестных (отображения ϕ, η, υ, κ) и определенных значениях параметров (отображения ϕ, δ, ψ, ξ), реконфигурацию подсистем (отображения: σ – по модели и α – в других случаях). Здесь также можно

выделить процесс прогнозирования параметров (отображение δ) и проактивный мониторинг (отображения ϕ, δ, ω), который на рис. 3 выделен жирными стрелками. При решении задач, соответствующих данным процессам, реализуются вспомогательные отображения τ, μ, для уточнения состояния из множества E и принятия решения (S) соответственно.

После определения взаимосвязей между множествами на следующем этапе необходимо определить структуру восстановления работоспособного состояния подсистем СО при возникновении аварийных ситуаций. На рис. 4 представлена обобщенная структурная схема восстановления работоспособного состояния СО при проактивном мониторинге.

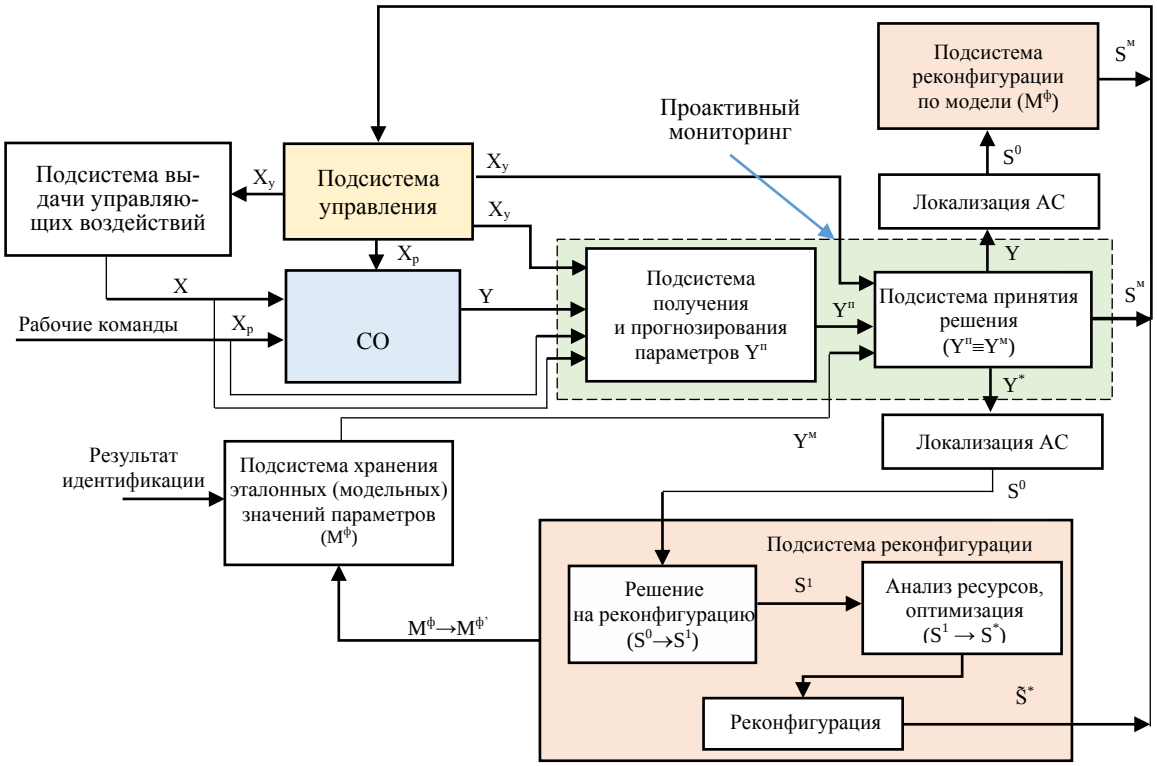


Рис. 4. Обобщенная структурная схема восстановления работоспособного состояния СО при проактивном мониторинге

Результаты идентификации состояния СО поступают в подсистему хранения эталонных (модельных) значений параметров в виде выбранной на этапе структурной идентификации модели функционирования (M^{Φ}). Данная информация является основой при принятии решения о состоянии СО путем сравнения прогнозных значений параметров, получаемых с объекта, с эталонными, т. е. $Y^{П} \equiv Y^{М}$ в соответствующей подсистеме.

Согласно представленной схеме (рис. 4), на вход СО поступают рабочие управляющие и тестовые воздействия в зависимости от способа контроля (непрерывного или периодического). Отклики систем (параметры Y) обрабатываются и прогнозируются на выбранный период прогноза ($\Delta t = 0 \div l_к$) в подсистеме получения и прогнозирования диагностической информации и сравниваются с эталонными значениями (заданными соответствующей моделью) в блоке принятия решения. Прогнозирование параметров может осуществляться на основе применения различных математических инструментов. Однако для прогнозирования параметров СО предпочтение отдается использованию методов параллельной обработки информации в рамках очевидных преимуществ по сравнению с традиционными подходами к прогнозированию [6]. На основе анализа прогнозных значений параметров принимается решение о состоянии СО в будущем на интервале прогнозирования. В случае прогнозирования

аварийной ситуации подсистема управления вырабатывает последовательности команд (Хр) для проведения реконфигурации [5].

В случае локализации аварийной ситуации, которая классифицируется математической моделью, решается задача реконфигурации по структуре модели $M_ф$ с целью получения решения $S_м$ ($S_0 \rightarrow S_м$), где $S_м$ – результат реконфигурации, а S_0 – исходная структура для реконфигурации.

В случае обнаружения аварийной ситуации, не предусмотренной применяемыми моделями, возникает необходимость изменения стандартного математического аппарата с учетом возникших условий. Здесь в результате реконфигурации уточняется модель:

$$\rho : M^{ф} \rightarrow M^{ф'}, \quad (3)$$

где $M^{ф}$ – исходная математическая модель процесса функционирования подсистемы СО;

$M^{ф'}$ – преобразованная математическая модель процесса функционирования подсистемы СО при реконфигурации.

В данном случае получаем новую структуру S^1 при решении задачи реконфигурации ($S^0 \rightarrow S^1$). Это означает, что для каждого такого случая выполняются процедура анализа ресурсов для выполнения целевых задач, а также выработка оптимального решения на их использование ($S^1 \rightarrow S^*$). Завершающим этапом является проведение реконфигурации $S^* \rightarrow \tilde{S}^*$, где $\tilde{S}^*$ – результат реконфигурации с учетом выражения (2).

Таким образом, обобщая вышесказанное, процесс локализации аварийной ситуации осуществляется на основе модельных значений параметров, полученных на этапе идентификации при исследовании влияния аварийных ситуаций на значения контролируемых параметров. Результаты данного процесса являются исходными данными для подсистем реконфигурации, которые реализуют реконфигурацию по модели («жесткая» реконфигурация) в случае независимых событий при аварийных ситуациях и реконфигурацию с использованием остаточного ресурса («гибкая» реконфигурация), результаты которой приводят к корректировке моделей функционирования СО (3) с учетом имеющихся ограничений. Подсистемы реконфигурации и проактивного мониторинга взаимодействуют с подсистемой управления СО, которая связана с подсистемой выдачи управляющих воздействий.

Таким образом, проактивный мониторинг является центральным звеном восстановления СО. Следует отметить, что в случае априорной неопределенности причин аварийной ситуации на основе результатов реконфигурации возможны эффективная доработка и коррекция моделей различных процессов, протекающих в СО.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Результативность предложенного направления совершенствования методов и средств восстановления СО, связанного с разработкой концепции проактивного мониторинга на основе восстановления биологических систем и с учетом единого подхода к рассмотрению процессов идентификации, контроля и прогнозирования состояния СО, локализации аварийных ситуаций и реконфигурации подсистем для повышения живучести СО, целесообразно оценивать по продолжительности указанных процессов [7].

Рассмотрим вариант восстановления работоспособного состояния подсистем СО в случае возникновения аварийных ситуаций при независимых событиях и периодическом контроле. Соотношение временных интервалов с учетом выигрыша по времени Δt для обозначенных процессов при периодическом контроле и восстановлении СО при наступлении аварийной ситуации представлено на рис. 5. Общее время восстановления СО без учета проактивного мониторинга определяется выражением

$$T_в = T_к + T_в^{п}, \quad (4)$$

где $T_к$ – случайное время установления факта аварийной ситуации по результатам тестового контроля;

$T_в^п$ – случайное время восстановления подсистем СО в результате аварийной ситуации, которое, в свою очередь, определяется как

$$T_в^п = T_д + T_р, \tag{5}$$

где $T_д$ – время диагностирования подсистем СО с целью локализации аварийной ситуации;

$T_р$ – время реконфигурации (восстановления) подсистем СО.

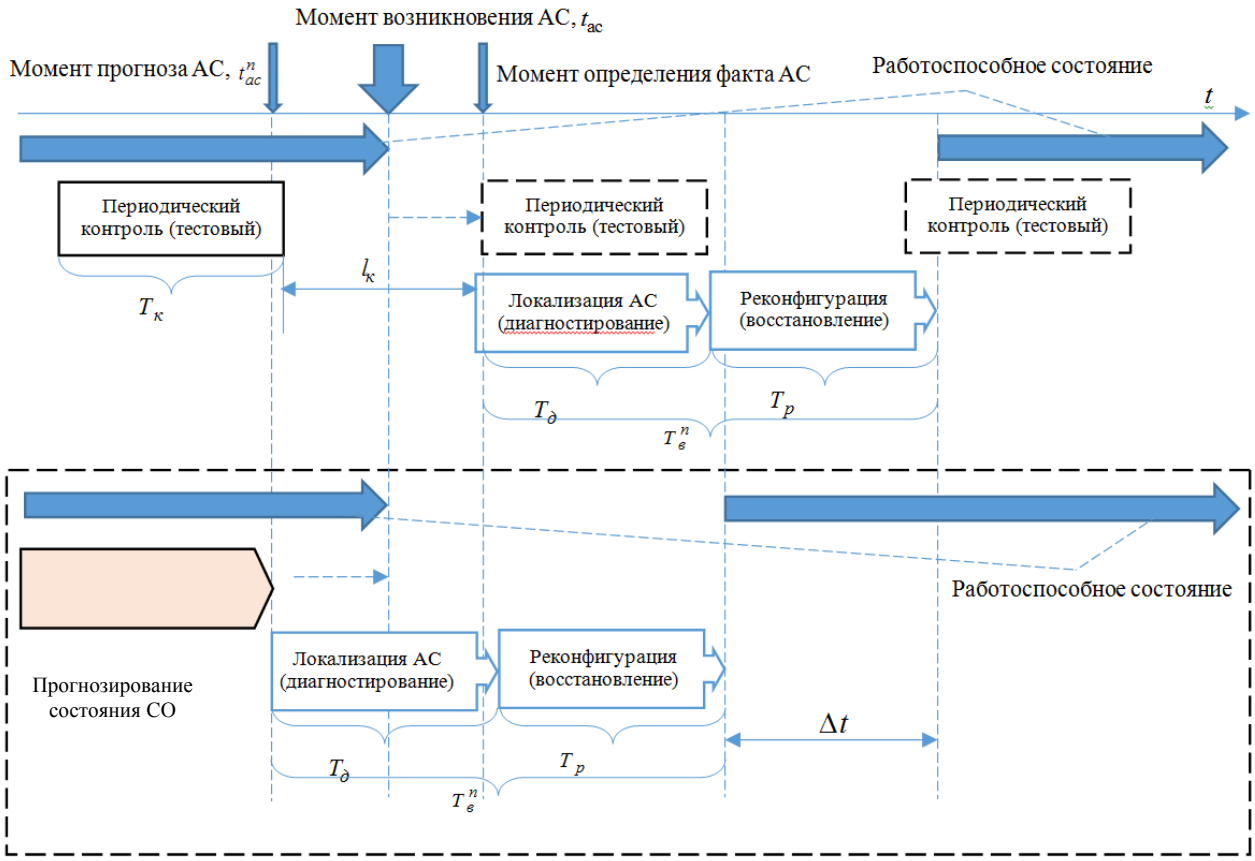


Рис. 5. Восстановление функционирования СО при проактивном мониторинге

Момент возникновения аварийной ситуации носит случайный характер. Следовательно, обнаружение факта ее возникновения возможно в интервале времени от 0 до $l_к$, т. е. $\Delta t = 0 \div l_к$. В худшем случае аварийная ситуация будет обнаружена в момент начала следующего периода контроля СО. Далее решается задача локализации аварийной ситуации и реконфигурации (восстановления) подсистем. Время локализации будет иметь минимальное значение и будет определяться только временем анализа параметров: $T_д = t_{ан}$. Интервал реконфигурации определяется временем выдачи, исполнения и анализа *i*-го управляющего воздействия x_i при переходе на резервный комплект: $T_р = \Delta t_{x_i}$.

При прогнозировании состояния СО на интервале периода контроля превентивное предсказание момента возникновения аварийной ситуации осуществляется по контролируемым параметрам. Очевидно, что прогнозирование будет иметь предел, равный периодичности контроля – $l_к$. Использование процедуры прогнозирования состояния подсистем СО будет

определять сущность проактивного мониторинга и позволит повысить оперативность восстановления работоспособного состояния СО на время, равное Δt. Поскольку время восстановления работоспособного состояния $T_{в}$ уменьшается, то показатель живучести СО будет стремиться к своему предельному значению согласно условию (2).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований представлен перспективный подход к восстановлению СО при возникновении аварийных ситуаций за счет решения задачи проактивного мониторинга их состояния, включающего задачи контроля, поиска причин возникновения аварийных ситуаций, а также реконфигурации в применении к сложным объектам разной природы (техническим, социальным, экономическим и т. п.). Предлагаемый подход основан на результатах анализа процессов восстановления в биологических системах. Раскрыто содержание информационного обмена и взаимодействия подсистем с учетом решаемых задач. Дана оценка степени достижения полезного эффекта от внедрения проактивного мониторинга СО при возникновении аварийных ситуаций в случае независимых событий.

Перспективным направлением дальнейших исследований является внедрение методов и средств искусственного интеллекта в процессы проактивного мониторинга СО.

Список использованных источников

1. *Черкесов Г. Н., Недосекин А. О.* Описание подхода к оценке живучести сложных структур при многоразовых воздействиях высокой точности // Надежность. – 2016. – № 2. – С. 3–15.

2. *Васильев А. Г., Власов Т. Д., Галагудза М. М.* Патофизиология. Типовые патологические процессы и состояния. – СПб. : СПбГПМУ, 2023. – 648 с.

3. *Дмитриев А. К., Юсупов Р. М.* Идентификация и техническая диагностика. – МО СССР, 1987. – 521 с.

4. Концепция проактивного управления сложными объектами : теоретические и технологические основы / М. Ю. Охтилев [и др.] // Известия вузов. Приборостроение. – 2014. – № 11, т. 57. – С. 7–15.

5. *Лоскутов А. И., Ряхова Е. А., Горбулин В. И.* Концептуальная модель технического диагностирования бортовой аппаратуры автономных космических аппаратов на основе оптимальной реконфигурации в условиях априорной неопределенности появления неисправностей // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2020. – № 3. – С. 43–55.

6. Концептуальная модель централизованно-распределенного анализа технического состояния бортовых систем автономных космических аппаратов / А. В. Иваню [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 286–296.

7. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических космических аппаратов зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии / А. Н. Кирилин [и др.]. – М. : Машиностроение, 2010. – 384 с.

А. Ю. Иваню,
кандидат технических наук;
А. И. Лоскутов,
доктор технических наук, профессор;
В. И. Мищенко,
доктор технических наук, профессор;
А. В. Столяров,
кандидат технических наук;
А. Н. Шиян

МЕТОДИКА ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ АВТОНОМНОГО ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАДАЧ НА ОСНОВЕ РАСПРЕДЕЛЕННОГО АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОДСИСТЕМ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ

Разработана методика эксплуатации бортовой аппаратуры космических аппаратов различного назначения, применение которой позволит разработчикам бортовой аппаратуры использовать распределенный контроль с функцией принятия решений на борту о виде технического состояния подсистем в различных режимах в качестве основы автономного выполнения целевых задач. Представлены все этапы формирования системы эксплуатации бортовой аппаратуры космических аппаратов – от процессов обоснования модели эксплуатации до формирования алгоритма функционирования системы контроля в рамках разрабатываемого специального математического обеспечения при ее создании.

Ключевые слова: бортовая аппаратура космических аппаратов, модель эксплуатации, распределенный контроль, анализ технического состояния.

ВВЕДЕНИЕ

Современное развитие космической отрасли характеризуется непрерывным совершенствованием ее технической оснащенности, широким внедрением автоматизированных систем управления различными процессами, операциями и техническими системами, ростом сложности бортовой радиоэлектронной аппаратуры изделий ракетно-космической техники, а именно – космических аппаратов (КА) различного назначения с высоким уровнем автономности. Уровень надежности бортовой аппаратуры (БА) играет большую роль в обеспечении высокой готовности КА к выполнению целевых задач. Готовность – свойство КА, характеризующее его способность к переходу из любого исходного состояния в состояние непосредственного применения по назначению. Для того чтобы содержать БА в высокой степени готовности, обеспечивать ее поддержание в исправном состоянии и безотказное применение по назначению, необходимо правильно организовать эксплуатацию.

Правильная организация содержания и эксплуатации БА КА, поддержание подсистем в работоспособном состоянии являются важными факторами в обеспечении высокой готовности КА к выполнению целевых задач в процессе эксплуатации. В связи с этим возникает необходимость в разработке методики, которая позволит разработчикам КА с высокой степенью достоверности получить характеристики распределенной системы контроля технического состояния БА с функцией принятия решения на борту при обеспечении предельной готовности КА к выполнению целевых задач.

ВЫБОР МОДЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПРИ РАСПРЕДЕЛЕННОМ КОНТРОЛЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Одной из задач эксплуатации БА КА с высоким уровнем автономности является поддержание ее в готовности к использованию по назначению в любых условиях обстановки в составе орбитальной группировки. Готовностью будем называть состояние, обеспечивающее как нахождение исправной, подготовленной к применению БА КА в режиме дежурства и незанятой обслуживанием требований, так и своевременность ее подготовки к использованию по назначению.

Готовность БА КА определяется следующими основными свойствами и факторами:

– надежностью подсистем, элементов;

– восстанавливаемостью;

– принятой системой технического обслуживания и контроля технического состояния аппаратуры;

– наличием технического ресурса;

– совершенством организационной структуры системы планирования и управления деятельностью персонала при организации эксплуатационных процессов;

– организацией процессов обслуживания заявок и интенсивностью их поступления;

– структурой взаимодействия отдельных подсистем, входящих в БА и т. д.

Очевидно, воздействие указанных свойств и факторов будет определять модель (структуру) процесса эксплуатации БА КА, т. е. последовательность и взаимосвязь эксплуатационных мероприятий, направленных на поддержание их в исправном и готовом к применению по назначению состоянии. Следовательно, исправность и готовность БА будет зависеть от выбранной модели эксплуатации.

Бортовая аппаратура КА состоит из большого количества разнообразных устройств, которые в процессе эксплуатации подвергаются контролю технического состояния и техническому обслуживанию (ТО) с различной периодичностью для поддержания работоспособности и высокой готовности к применению. Контроль технического состояния позволяет выявить критичные состояния БА и в случае обнаружения отказа восстановить ее.

Анализ моделей эксплуатации любых восстанавливаемых систем позволяет разделить их по характеру контроля технического состояния на следующие группы:

1) модели процесса эксплуатации с периодическими и техническими обслуживаниями и отсутствием контроля за техническим состоянием между ТО;

2) модели процесса эксплуатации с периодическими ТО и непрерывным контролем за техническим состоянием в период между ТО;

3) модели процесса эксплуатации с непрерывным контролем за техническим состоянием систем при отсутствии ТО;

4) модели процесса эксплуатации с периодическими ТО и периодическим контролем за техническим состоянием систем в период между ТО.

Для управления и контроля технического состояния БА КА с высоким уровнем автономности приоритетным является использование модели процесса эксплуатации с периодическими ТО и непрерывным контролем за техническим состоянием в период между ТО (рис. 1), вследствие нескольких причин: периодически проводятся сеансы связи с КА при нахождении в зоне радиовидимости; в большинстве случаев выполнение целевой задачи происходит на определенном интервале в случайные моменты времени. При этом под техническим обслуживанием понимается проведение тестового контроля технического состояния подсистем в различных режимах перед выполнением конкретной задачи, а в случае обнаружения неисправностей – решение задачи восстановления работоспособного состояния за счет локализации отказов и реконфигурации.

После выполнения $(i-1)$-го ТО $(t=t'_{i-1})$ БА готова к выполнению задач и ее параметры непрерывно контролируются. При выходе значений контролируемых параметров за установленные пределы система переводится в режим ТО (снимается с дежурства) и за случайное время $\tilde{\tau}_j (j=1,2,3...)$ производится восстановление отказавшей системы за счет жесткой или гибкой реконфигурации. Причем $V(t)$ на рис. 1 – функция распределения времени восстановления.

Через промежуток времени t_{ni} независимо от ТС БА снимается с дежурства для выполнения ТО в течение времени t_{toi}, после чего система в исправном состоянии вновь готова к применению по назначению.

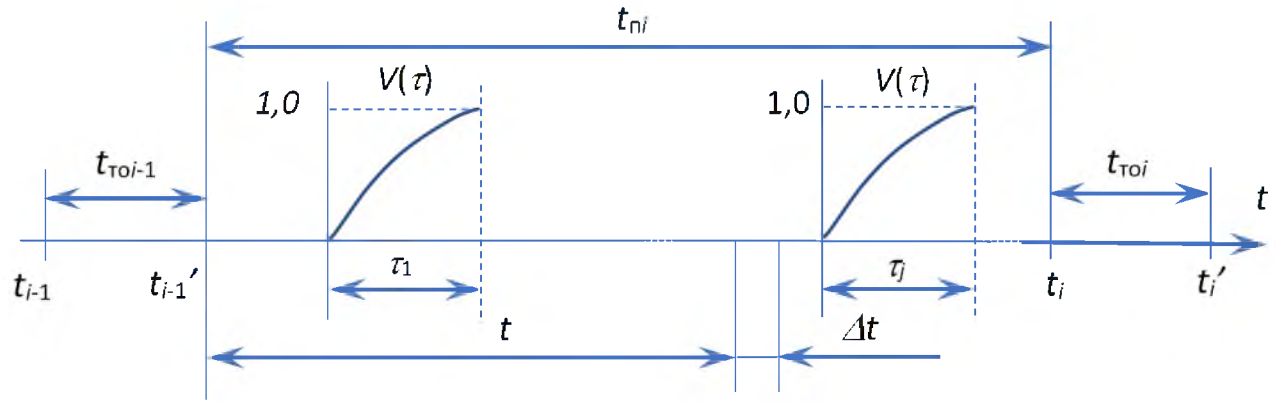


Рис. 1. Модель эксплуатации с периодическими ТО и непрерывным контролем технического состояния в период между ТО

Для представленной модели вероятность нахождения БА в исправном состоянии будет иметь вид [1]

$$P_{\text{г}}(t)=\frac{\mu}{\lambda+\mu}+\frac{\lambda}{\lambda+\mu}e^{-(\lambda+\mu)t}, \qquad (1)$$

где λ – интенсивность отказов подсистем;

μ – интенсивность восстановления работоспособного состояния при возникновении неисправностей БА.

Выполняя анализ данного выражения, следует отметить, что при мгновенном восстановлении, т. е. когда $\mu=1/T_{\text{в}}\to\infty$ (где $T_{\text{в}}$ – среднее время восстановления), второй член выражения (1) равен нулю, поэтому $\lim\limits_{\mu\to\infty}P_{\text{г}}(t)=1$. Это означает, что в любой момент между ТО система со 100%-ной гарантией готова к применению по назначению. Следовательно, одним из реальных путей повышения готовности является повышение восстанавливаемости систем.

Таким образом, максимизация функции готовности $P_{\text{г}}(t)$ может быть достигнута за счет увеличения среднего времени безотказной работы T_0 при неизменном времени восстановления $T_{\text{в}}=\text{const}$ либо за счет уменьшения $T_{\text{в}}$ при $T_0=\text{const}$. Наибольший эффект будет достигнут при одновременном увеличении среднего времени безотказной работы (T_0) и уменьшении времени восстановления $(T_{\text{в}})$.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Необходимо разработать методику эксплуатации БА КА (M) при автономном выполнении целевых задач, применение которой позволит получить предельное значение коэффициента готовности с учетом разработки специального математического обеспечения системы контроля при реализации функции принятия решений о виде технического состояния подсистем в различных режимах на борту ($\Omega_{\text{смо ск}}$), а также алгоритма реализации функционального и тестового контроля $(\mathrm{A}_{\text{к}})$ с учетом суммарного минимального времени отработки управляющих воздействий:

$$\mathrm{M}: K_{\text{г}}(\Omega_{\text{смо ск}}, T_{\text{к}}) \to K_{\text{г}}{}^{pred},\ \mathrm{A}_{\text{к}}: T_{\text{к}} \to \min;\quad \Lambda \le \Lambda^{\text{тр}}. \tag{2}$$

В данной постановке задачи надежностные характеристики (Λ) элементов БА представлены в ограничениях, так как данный вопрос является отдельным направлением исследований.

Таким образом, организация распределенного контроля технического состояния БА КА на основе разработки специального математического обеспечения позволяет достигнуть предельного значения функции готовности. При непрерывном контроле осуществляется анализ технического состояния отдельных подсистем с выдачей результата в виде признаков в систему анализа верхнего уровня. Реализация тестового контроля взаимодействующих подсистем любого режима или всей БА должна осуществляться на основе минимальных по продолжительности тестовых последовательностей с обеспечением требуемой достоверности контроля технического состояния. Это способствует сокращению времени восстановления.

МЕТОДИКА ЭКСПЛУАТАЦИИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ АВТОНОМНОГО ВЫПОЛНЕНИЯ ЗАДАЧ НА ОСНОВЕ РАСПРЕДЕЛЕННОГО АНАЛИЗА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОДСИСТЕМ В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ

На основе рассмотренной модели эксплуатации сложных объектов необходимо разработать методику эксплуатации БА КА с учетом распределенного анализа технического состояния подсистем в различных режимах. Даная методика является инструментом для предприятий-разработчиков систем контроля и диагностирования КА. Основными элементами методики являются: обоснование и выбор модели эксплуатации; определение типа КА, для которого создается бортовая распределенная система контроля; разработка специального математического обеспечения, включающего структурную и параметрическую идентификацию БА КА в различных режимах функционирования (синтез модели функционирования взаимодействующих систем), параметрическую идентификацию отдельных бортовых систем (построение модели исправно функционирующей системы), а также алгоритм функционального (рабочего) и тестового распределенного контроля технического состояния БА; расчет коэффициента готовности БА к выполнению целевых задач; формирование технологических циклов управления КА. Схематично взаимосвязь данных процессов представлена на рис. 2.

В представленной на рис. 2 методике эксплуатации основным этапом является этап разработки специального математического обеспечения (СМО) и программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) бортовой распределенной системы контроля технического состояния БА КА, в рамках которого, согласно модели эксплуатации, разрабатывается алгоритм функционального (рабочего) и тестового распределенного контроля. Рассмотрим детально процессы обозначенного этапа.

В работе [2] показано, что на этапе структурной идентификации для описания процессов функционирования бортовых систем КА в различных режимах при взаимодействии подсистем эффективно используются классификационные схемы. Формализация процесса функционирования моделируемого режима заключается в отнесении его к классификационной схеме [3]. С формальной точки зрения отнесение любого элемента из классификационного универсума может быть осуществлено путем операции таксонообразования [3].

Общая таксономия T может рассматриваться как модель поведения системы в пространстве таксонов значений ее выходного параметра под влиянием управляющих воздействий. При этом предсказание реакции системы на управляющие воздействия является однозначным с точностью до таксона, т. е. до вполне определенного множества значений измеряемого выходного параметра.

Классификационные схемы могут быть представлены таксономией (структурой классов телеметрируемых параметров) и мерономией (структурой имен этих классов).



Рис. 2. Методика эксплуатации БА КА при распределенном контроле

Для отнесения БА по признакам к классификационной схеме необходимо определить, к какому виду относится контролируемая БА, а затем результату отнесения сопоставить имя наименьшего таксона, содержащего этот вид. Выбор имени может быть осуществлен с помощью мерономии.

На основании вышеизложенного разработана методика идентификации БА КА на базе классификационной схемы взаимовлияния подсистем, структурно-логическая схема которой представлена на рис. 3.

Методика включает следующие этапы:

1. *Определение исходных данных для построения классификационной схемы:*

$$\sum^{\text{БА}} = \{X, Y, Q, \varphi, \psi\},$$

где X – множество входных переменных;
Y – множество выходных параметров;
Q – множество состояний;
φ – переходное отображение, $\varphi: Q \times X \to Q$;
ψ – выходное отображение, $\psi: Q \to Y$.

1.1. Анализ описания БА (вербальной модели):

$$M^{\text{БА}}_{(\text{ver})} = \{\Omega^{\text{БА}}, R^{\text{БА}}\},$$

где $\Omega_j^{\text{БА}_i} = \{\Omega_1^{\text{БА}_i}, \Omega_2^{\text{БА}_i}, ..., \Omega_n^{\text{БА}_i}\}$ – набор базисных множеств *i*-й БА, имеющей *j* подсистем (ПБА), $j = \overline{1,n}$, на основе которого происходит построение ее модели $\left(M_i^{\text{ПБА}_j}\right)$;

$R_j^{\text{БА}_i} = \{R_1^{\text{БА}_i}, R_2^{\text{БА}_i}, ..., R_n^{\text{БА}_i}\}$ – набор отношений в *i*-й БА и *j*-х подсистемах, характеризующих наиболее существенные причинно-следственные связи при моделировании.

1.2. Определение множества управляющих воздействий (команд) $X=\{x_1, x_2, ..., x_n\}$, позволяющих контролировать работу БА.

1.3. Определение множества выходных переменных (телеметрируемых параметров) $Y=\{y_1, y_2, ..., y_n\}$, позволяющих контролировать работу БА.

1.4. Определение переходного отображения модели БА – φ.

1.5. Определение выходного отображения БА – ψ.

1.6. Формирование бинарного отношения «вход-выход» модели БА ($\rho \subseteq X \times Y$).

2. *Построение классификационной схемы контроля технического состояния БА на основе реляционной модели классификации* ($\Xi^{\text{БА}}$).

2.1. Построение таксономии на основе бинарного отношения «вход-выход» модели БА – таксономии для множества X (τ).

2.1.1. Использование бинарного отношения «вход-выход» модели БА ($\rho \subseteq X \times Y$).

2.1.2. Операция замыкания ($\Delta\nabla$) на множестве X модели БА $\beta: X \to X^{\Delta\nabla}$.

2.1.3. Формирование классов на множестве X модели БА $\gamma: X_j^{\Delta\nabla} \to Q$.

2.1.4. Определение отношения частичного порядка на множестве классов входных переменных (команд) модели БА: $Q_i \subseteq Q_j \subseteq Q_k \Rightarrow \tau$ с учетом $\rho: X \to X^{\Delta}$.

2.2. Построение ко-таксономии на основе бинарного отношения «выход-вход» модели БА – ко-таксономии для множества Y (τ').

2.2.1. Использование бинарного отношения «вход-выход» ($\rho \subseteq X \times Y$).

2.2.2. Операция замыкания ($\nabla\Delta$) на множестве Y модели БА $\beta': Y \to Y^{\nabla\Delta}$.

2.2.3. Формирование ко-классов на множестве Y модели БА $\gamma': Y_k^{\Delta\nabla} \to Q'$.

2.2.4. Определение отношения частичного порядка на множестве ко-классов входных параметров модели БА: $Q_i' \subseteq Q_j' \subseteq Q_k' \Rightarrow \tau'$ с учётом $\rho: Y \to Y^{\nabla}$.

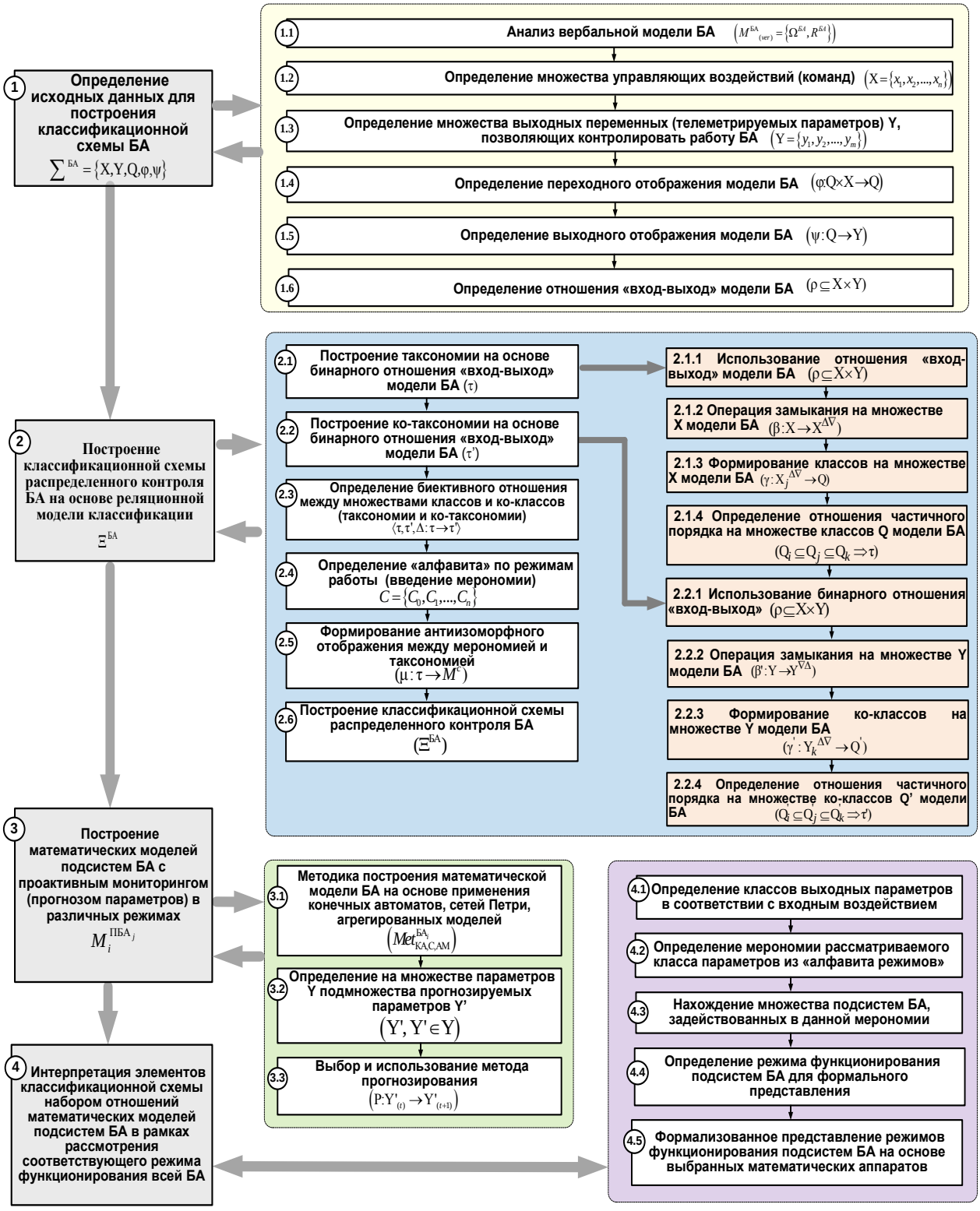


Рис. 3. Методика эксплуатации БА КА при организации распределенного контроля технического состояния подсистем в различных режимах с учетом проактивного мониторинга

2.3. Определение биективного отношения между множествами классов и ко-классов (таксономии и ко-таксономии) $\langle \tau, \tau', \Delta: \tau \to \tau' \rangle$.

2.4. Определение «алфавита» по режимам работы $C = \{C_0, C_1, ..., C_n\}$.

2.5. Формирование антиизоморфного отображения между мерономией и таксономией $\mu : \tau \to M^C$.

2.6. Построение классификационной схемы распределенного контроля БА $\Xi^{БА}$.

3. *Построение математических моделей подсистем БА с проактивным мониторингом* (*прогнозом параметров*) *в различных режимах* $M_i^{ПБА_j}$.

3.1. Методика построения математической модели БА на основе применения конечных автоматов, сетей Петри, агрегированных моделей $\left(Met_{КА,С,АМ}^{БА_i}\right)$.

3.2. Определение на множестве параметров Y подмножества прогнозируемых параметров Y', $Y' \in Y$.

3.3. Выбор и использование метода прогнозирования P, $P : Y'_{(t)} \to Y'_{(t+1)}$.

4. *Интерпретация элементов классификационной схемы набором отношений математических моделей подсистем БА в рамках рассмотрения соответствующих режимов функционирования всей БА*.

4.1. Определение классов выходных параметров в соответствии с входным воздействием (командой).

4.2. Определение мерономии рассматриваемого класса параметров из «алфавита режимов».

4.3. Нахождение множества подсистем БА, задействованных в данной мерономии.

4.4. Определение режима функционирования подсистем БА для формального представления.

4.5. Формализованное представление режимов функционирования подсистем БА на основе выбранных математических аппаратов.

Представленная методика позволяет синтезировать математические модели функционирования БА как при взаимодействии в различных режимах, так и отдельно на основе применения классификационной схемы и математических моделей соответственно, что позволяет повысить степень адекватности моделей процессам функционирования БА при распределенном контроле технического состояния на борту КА.

Следующим этапом является определение алгоритма реализации функционального (рабочего) и тестового контроля с отработкой минимальных по времени программ контроля. Модель функционирования БА КА при проведении технического диагностирования с использованием систем контроля играет роль эталона в схеме контроля, основанной на принципе сравнения параметров реальной БА с эталоном, который соответствует исправному состоянию БА [4].

По модели БА синтезируется программа контроля в виде последовательности команд управления или входных воздействий, выдаваемой на БА, которая реализует проверку исправности БА. Задачей построения программы контроля является построение некоторой последовательности воздействий $X_{пк} = x_1 x_2 ... x_k$, осуществляющих обход всех переходов заданной математической модели с минимальным временем их отработки в рамках нормальных и сокращенных испытаний БА КА. В результате выполнения программы контроля получается ряд измерений телеметрируемых параметров (выходных параметров БА), анализ которых позволяет оценить исправность БА.

Исходя из особенностей построения программ контроля, разработан алгоритм распределенного контроля технического состояния БА КА. Основным содержанием задачи построения алгоритма распределенного контроля является синтез проверочного теста, задающего последовательность управления БА при контроле. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 4.

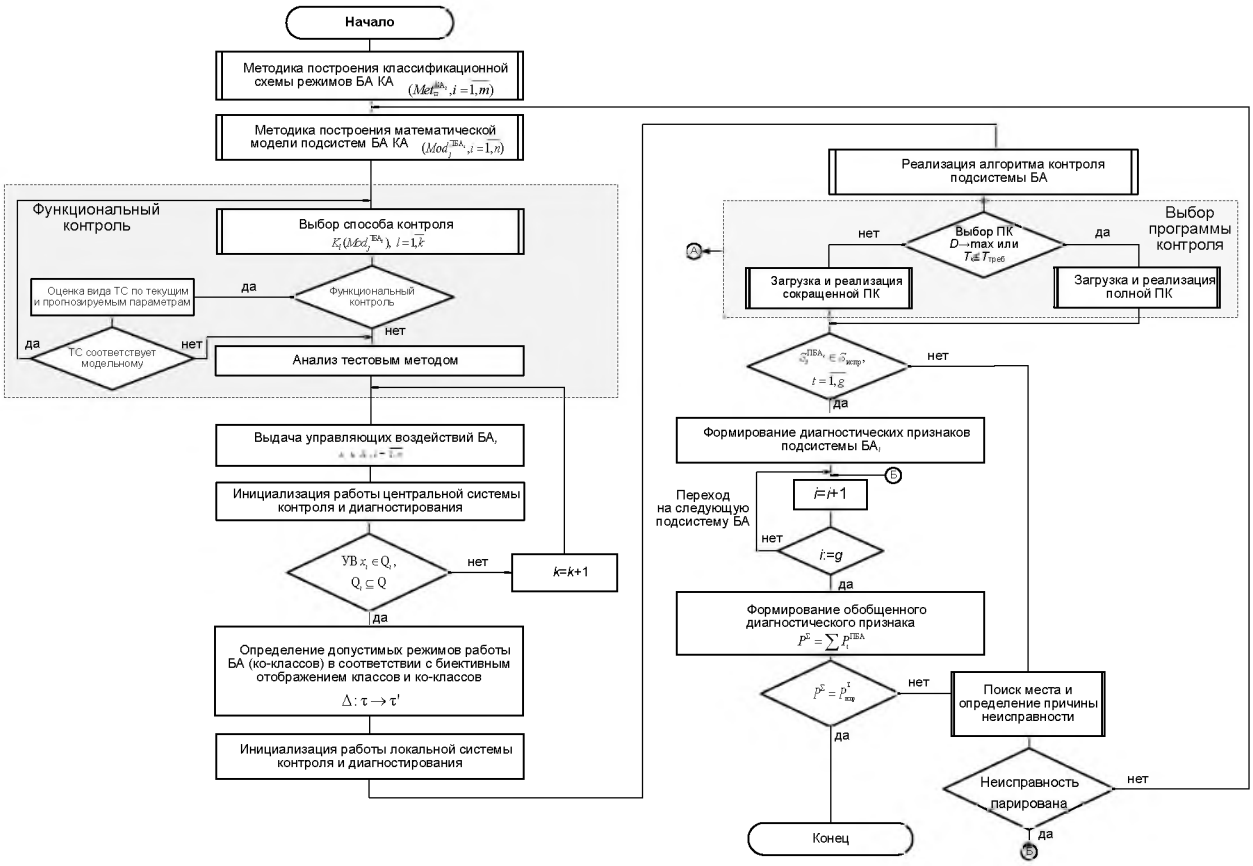


Рис. 4. Алгоритм распределенного контроля ТС БА КА

Логика работы алгоритма представлена следующим образом.

Шаг 1. Синтез методики построения классификационной схемы режимов работы БА КА $\left(Met_{\Xi}^{\text{БА}_i},\ i=\overline{1,m}\right)$.

1.1. Осуществляется переход от исходного отношения ρ к таксономии τ. При этом определяется структура множества новых объектов – таксонов.

1.2. Строится мерономия M^c с помощью антиизоморфизма μ на основе готовой таксономии τ.

1.3. В качестве формы представления классификационной схемы выбирается мерономия $\left(M^c\right)$. Необходимо отметить, что режимы работы представляются наборами признаков.

Шаг 2. Синтез методики построения математической модели ПБА КА $\left(Mod_j^{\text{ПБА}_i}, i=\overline{1,n}\right)$.

Шаг 3. Выбор способа контроля $\left(K_l(Mod_j^{\text{ПБА}_i}),\ l=\overline{1,k}\right)$. При функциональном контроле осуществляется оценка вида технического состояния как по текущим, так и прогнозируемым параметрам подсистем БА.

Шаг 4. Выдача управляющих воздействий на БА $\left(x_i \in X, i=\overline{1,n}\right)$.

Шаг 5. Инициализация работы центральной системы контроля и диагностирования (ЦСКД) [5].

Шаг 6. Определение допустимых режимов работы БА (ко-классов) в соответствии с биективным отображением классов и ко-классов $\left(\Delta:\tau\to\tau'\right)$.

Шаг 7. Инициализация работы локальных систем контроля и диагностирования (ЛСКД) [5]. Необходимо отметить, что применение специального математического обеспе-

чения на основе разнородных математических моделей на практике реализуется в ЛСКД, расположенных в непосредственной близости от подсистем БА. В ЛСКД осуществляются проверка соответствия значений параметров ПБА требованиям технической документации и определение на этой основе одного из заданных видов технических состояний.

Шаг 8. Реализация алгоритма контроля ПБА в соответствии с требованием к эффективности контроля. При максимальной достоверности реализуется полная программа контроля, в противном случае – сокращенная ПК.

Шаг 9. Формирование диагностических признаков подсистем БА.

Шаг 10. Формирование обобщенного диагностического признака $\left(P^{\Sigma}\right)$.

В составе алгоритмического обеспечения процесса контроля БА основными являются алгоритмы проведения полной и сокращенных проверок [6], которые определяют порядок функционирования бортовой системы контроля и технического диагностирования.

Особенностью данного алгоритма является определение состава оптимальных по времени тестовых проверок БА и порядка анализа признаков исправности в различных режимах функционирования.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Разработанную методику эксплуатации реализуем применительно к совершенствованию системы эксплуатации типового КА «Метеор». Исходными данными для расчета коэффициента готовности данного КА являются техническая документация, кроме того, статистические данные по неисправностям и по различным режимам работы аппаратуры за период эксплуатации с момента выведения на орбиту, а также модель эксплуатации.

Для определения коэффициента готовности КА к выполнению целевых задач будем использовать следующее выражение:

$$K_{\text{г}} = \frac{T_0}{T_0 + T_{\text{п}}}, \tag{3}$$

где $T_{\text{п}}$ – время простоя, связанное с мероприятиями, не относящимися к выполнению целевой задачи.

Процесс функционирования КА можно представить как последовательность интервалов работоспособности, чередующихся с интервалами простоя (восстановления). Время простоя складывается из следующих компонентов: случайного времени установления факта отказа при контроле $(T_{\text{к}})$ и случайного времени восстановления $(T_{\text{в}})$, которое, в свою очередь, состоит из времени диагностирования $(T_{\text{д}})$ и времени восстановления $(T_{\text{в}})$ (ремонта, проведения реконфигурации), т. е.

$$T_{\text{п}} = T_{\text{к}} + (T_{\text{д}} + T_{\text{в}}). \tag{4}$$

Надо отметить, что при периодическом тестовом контроле простой КА является более широким понятием, а при непрерывном контроле (функциональном) – сужается только до понятия восстановления, так как факт отказа устанавливается мгновенно. Существенный фактор, влияющий на увеличение времени простоя, – это применение телеметрического контроля технического состояния бортовых систем, так как все операции, связанные с поиском причин неисправностей и определением их места, осуществляются через наземный комплекс управления с привлечением экспертов в данной предметной области. Перенос функции принятия решений о виде технического состояния на борт КА позволяет существенно сократить время диагностирования за счет применения предложенной методики эксплуатации БА.

Результаты расчета коэффициента готовности КА при штатной эксплуатации и с учетом применения разработанной методики эксплуатации БА на основе имитационного моделирования приведены в табл. 1.

Таблица 1

Временные характеристики контроля технического состояния при эксплуатации БА КА

Система контроля	Интервал работоспособности БА КА, ч	Время контроля, ч	Время диагностирования, ч	Время реконфигурации, ч	Коэффициент готовности
Телеметрический контроль	300	20	60	10	0,77
Распределенный контроль на борту КА	300	20	14	10	0,87

Использование процедуры распределенного контроля технического состояния БА на борту КА будет определять сущность принятия решений на борту и позволит повысить оперативность технического диагностирования на время, равное времени анализа и дополнительного тестирования, за счет программ диагностирования при помощи наземного комплекса управления. Поскольку время диагностирования $(T_д)$ уменьшается, то показатель живучести будет стремиться к своему предельному значению. Согласно условию (1) выигрыш составляет 10%. Следует заметить, что вопросы оптимизации периодичности контроля и минимизации времени отработки проверочных тестов не рассматривались.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований разработана методика эксплуатации бортовой аппаратуры космических аппаратов в условиях автономного выполнения задач на основе распределенного анализа технического состояния подсистем в различных режимах. Данная методика является эффективным инструментом создания распределенных систем контроля перспективных автономных космических аппаратов различного назначения. Важной особенностью представленной методики является возможность совершенствования процессов организации эксплуатации КА, в том числе и за счет использования интеллектуальных технологий при решении задач распределенного контроля технического состояния бортовой аппаратуры, а также при решении задач поиска места и причин возникновения неисправностей, прогнозирования и восстановления работоспособного состояния.

Список использованных источников

1. *Алексеенко А. Я., Адерихин И. В.* Обеспечение надежности и готовности радиотехнических систем. – М. : МО СССР, 1977. – 365 с.

2. Модель адаптивно-распределенного контроля технического состояния бортовой аппаратуры космических аппаратов на основе учета взаимодействия подсистем по иерархическому принципу / А. И. Лоскутов [и др.] // Авиакосмическое приборостроение. – 2021. – № 4. – С. 38–47.

3. *Дунаев В. В.* Классификационные основы теории испытаний. – М. : МО СССР, 1984. – Вып. 2. – 145 с.

4. Концептуальная модель централизованно-распределенного анализа технического состояния бортовых систем автономных космических аппаратов / А. И. Лоскутов [и др.] // Тру-

ды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 286−296.

5. *Лоскутов А. И., Столяров А. В., Ряхова Е. А.* Способ контроля технического состояния бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов на основе взаимодействия элементов распределенной системы технического диагностирования // Контроль. Диагностика. – 2021. – Т. 24, № 1. – С. 44–51.

6. Алгоритм синтеза оптимальных тестов бортовой радиоэлектронной аппаратуры автономных космических аппаратов на основе ситуационных взаимодействий подсистем / А. И. Лоскутов [и др.] // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2022. – № 4 (42). – С. 128–138.

В. В. Карагодин[1],
доктор технических наук, профессор;
И. О. Панфилов[2];
И. В. Хомич [3]
[1, 3]ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2]в/ч 13991, г. Мирный Архангельской области.

НЕЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ БЕСЩЕТОЧНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА В ПЕРЕМЕННЫХ СОСТОЯНИЯ

В статье обоснована необходимость разработки упрощенной математической модели бесщеточного синхронного генератора. На основании принятых допущений получены нелинейные модели синхронного генератора и бесщеточного возбудителя в переменных состояния. Кроме того, получены выражения, позволяющие определить начальные условия для переменных состояния при интегрировании системы дифференциальных уравнений бесщеточного синхронного генератора.

Проведено оценивание качества полученной математической модели на основе ее сравнения с эталонной моделью.

Ключевые слова: бесщеточный синхронный генератор, математическая модель.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в системах автономного электроснабжения в качестве автономных источников электрической энергии все чаще применяются бесщеточные синхронные генераторы, которые представляют собой генераторный агрегат, состоящий из основного трехфазного синхронного генератора и обращенного трехфазного генератора, используемого в качестве возбудителя. Их несомненным достоинством является бесконтактная передача мощности от возбудителя к ротору генератора, что обеспечивает высокую надежность бесщеточных машин по сравнению с генераторами с щеточно-коллекторным узлом.

Однако наличие второй электрической машины (обращенного синхронного генератора) снижает быстродействие системы автоматического регулирования возбуждения, что, в свою очередь, приводит к ухудшению таких показателей качества электрической энергии, как длительности провалов напряжения и перенапряжений. В этой связи перспективными направлениями стали разработка и совершенствование систем автоматического регулирования возбуждения бесщеточных синхронных генераторов на основе современной микропроцессорной техники.

Построение любой системы автоматического регулирования невозможно без разработки математической модели объекта управления. При этом на сегодняшний день начинают активно применяться методы управления, использующие математические модели объекта управления не только на стадии проектирования системы регулирования, но и в процессе управления. К таким методам можно отнести методы оптимального управления, методы адаптивного управления на основе эталонной модели, а также методы автоматической настройки параметров регулятора. К используемым в данных методах моделям предъявляются особые требования, связанные с необходимостью соблюдения разумного соотношения между вычислительной сложностью и точностью модели.

Математические модели элементов систем автономного электроснабжения обычно представлены в виде систем нелинейных алгебро-дифференциальных уравнений. Полная система уравнений, описывающая движение бесщеточного синхронного генератора, работающего на активно-индуктивную нагрузку, является достаточно громоздкой и не может быть использована даже в современных микропроцессорных регуляторах. В связи с этим актуальной зада-

чей становится максимально возможное упрощение математической модели бесщеточного синхронного генератора при максимальном сохранении точности.

Учитывая конструктивное исполнение бесщеточного синхронного генератора, для построения такой модели выделим две подзадачи:

– построение упрощенной математической модели синхронного генератора, работающего на активно-индуктивную нагрузку;

– построение упрощенной математической модели синхронного возбудителя, работающего на выпрямитель.

УПРОЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА, РАБОТАЮЩЕГО НА АКТИВНО-ИНДУКТИВНУЮ НАГРУЗКУ

Известно, что при принятии предположения о синусоидальности распределения магнитной индукции в воздушном зазоре, а также о симметричности трехфазной системы обмоток электрической машины и трехфазной электрической нагрузки [1, 2] с помощью преобразования Горева – Парка [2] можно получить системы нелинейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, описывающие движение синхронной машины (1) и активно-индуктивной нагрузки (2) во вращающейся двухфазной системе координат *d-q*. Тогда

$$\begin{cases} \omega_0^{-1}\dfrac{d\psi_d}{dt} + \psi_q(1+s) - ri_d = v_d \\ -\omega_0^{-1}\dfrac{d\psi_q}{dt} + \psi_d(1+s) - ri_q = v_q \\ T_{d0}\dfrac{d\psi_f}{dt} + e_f = v_f \\ T_{rd}\dfrac{d\psi_{rd}}{dt} + e_{rd} = 0 \\ T_{rq}\dfrac{d\psi_{rq}}{dt} + e_{rq} = 0 \\ \psi_d = e_{id}^{sat} - x_s i_d \\ \psi_q = x_q i_q + e_{rq} \\ \psi_f = \dfrac{x_{fs}}{x_f}e_f + \dfrac{x_{ad}}{x_f}e_{id}^{sat} \\ \psi_{rd} = \dfrac{x_{rds}}{x_{rd}}e_{rd} + \dfrac{x_{ad}}{x_{rd}}e_{id}^{sat} \\ \psi_{rq} = e_{rq} + \dfrac{x_{aq}^2}{x_{rq}}i_q \\ T_J\dfrac{ds}{dt} + \psi_d i_q + \psi_q i_d = m_{DE} \\ e_{id}^{sat} = f\left(e_f - x_{ad}i_d + e_{rd}\right) \end{cases}, \quad (1)$$

где v_d, v_q, i_d, i_q, ψ_d, ψ_q – напряжения, токи и потокосцепления статора по продольной и поперечной осям соответственно, о. е.;

v_f, e_f, ψ_f – напряжение, э.д.с. и потокосцепление обмотки возбуждения, о. е.;

e_{rd}, e_{rq}, ψ_{rd}, ψ_{rq} – э.д.с. и потокосцепления демпферных контуров по продольной и поперечной осям соответственно, о. е.;

e_{id}^{sat} – внутренняя насыщенная э.д.с. по продольной оси, о. е.;

s – скольжение поля ротора по отношению к полю статора, о. е.;

$f(\cdot)$ – характеристика холостого хода (х.х.х.) синхронного генератора, о. е.;

T_{d0} – постоянная времени обмотки возбуждения, с;

T_{rd}, T_{rq} постоянные времени демпферных контуров по продольной и поперечной осям соответственно, с;

T_J – постоянная времени, определяемая механической инерцией вращающихся частей синхронного генератора, с;

x_s, x_q, x_{ad}, x_{aq}, x_f, x_{fs}, x_{rd}, x_{rds}, x_{rq}, r – параметры синхронного генератора, о. е.;

m_{DE} – момент, приложенный к валу синхронного генератора, о. е.;

ω_0 – синхронная скорость вращения, с$^{-1}$;

$$\begin{cases} v_d = r_{\text{н}} i_d + \dfrac{x_{\text{н}}}{\omega_0}\dfrac{di_d}{dt} - x_{\text{н}} i_q (1-s) \\ v_q = r_{\text{н}} i_q + \dfrac{x_{\text{н}}}{\omega_0}\dfrac{di_q}{dt} + x_{\text{н}} i_d (1-s) \end{cases}, \quad (2)$$

где $x_н, r_н$ – реактивное и активное сопротивления трехфазной нагрузки, о. е.

Объединение систем уравнений (1) и (2) приводит к нелинейной системе из восьми дифференциальных уравнений. Использование полной модели для целей управления в масштабе реального времени зачастую неоправданно, так как требует значительных вычислительных затрат. В связи с этим в работах [3, 4] приведен ряд допущений, позволяющих снизить порядок системы дифференциальных уравнений без значительной потери точности расчета. В качестве таких допущений выделим:

– учет влияния демпферных контуров за счет эквивалентирования параметров синхронной машины [4]:

$$T_{d\text{э}} = T_{d0} + T_{rd},$$

$$x'_{d\text{э}} = x_d - \frac{T_{\text{d0}}\left(x_d - x'_d\right) + T_{rd} x_{ad}}{T_{\text{d0}} + T_{rd}};$$

– пренебрежение влиянием трансформаторных электродвижущих сил, оказывающих влияние на динамику машины на начальном этапе переходного процесса, т. е. $\frac{d\psi_d}{dt} = 0, \frac{d\psi_q}{dt} = 0$;

– пренебрежение скольжением синхронного генератора, т. е. $s = 0$;

– пренебрежение постоянной времени статической нагрузки, т. е. $T_н = \frac{x_н}{\omega_0 r_н} = 0$.

Отметим, что в данной работе не принимается допущение о постоянстве реактивностей в переходных процессах. Это связано с тем, что автономно работающий синхронный генератор работает на достаточно короткие линии электропередачи и насыщение стали магнитопровода существенно сказывается на характере переходных процессов [2].

С учетом указанных допущений, а также тождества $\frac{x_{ad}^2}{x_f} = x_d - x'_d$ [4], системы (1) и (2) могут быть преобразованы в систему из одного нелинейного дифференциального уравнения и четырех алгебраических уравнений:

$$\begin{cases} x_q i_q - r i_d = v_d \\ f\left(e_f - x_{ad} i_d\right) - x_s i_d - r i_q = v_q \\ \left(T_{d\text{э}} \dfrac{x_{fs}}{x_f} p + 1\right) e_f + T_{d\text{э}} \dfrac{x_d - x'_{d\text{э}}}{x_{ad}} p\left[f\left(e_f - x_{ad} i_d\right)\right] = v_f \\ v_d = r_{\text{н}} i_d - x_{\text{н}} i_q \\ v_q = r_{\text{н}} i_q + x_{\text{н}} i_d \end{cases}, \quad (3)$$

где p – оператор дифференцирования.

Будем считать: мощность нагрузки $s_{\text{н}}$ и коэффициент мощности $\cos\varphi$ доступны измерению, что реализуемо на практике. Тогда активное и реактивное сопротивления нагрузки могут быть вычислены по формулам:

$$\begin{cases} r_{\text{н}} = \dfrac{v_{\text{н}}^2 \cos\varphi}{s_{\text{н}}} \\ x_{\text{н}} = \dfrac{v_{\text{н}}^2 \sin\varphi}{s_{\text{н}}} \end{cases}, \quad (4)$$

где $v_{\text{н}}$ – измеренное напряжение синхронного генератора, о. е.

Подставляя формулу (4) в последние два уравнения системы (3), получим выражения для токов i_d, i_q через составляющие напряжения синхронного генератора по продольной и поперечной осям:

$$\begin{cases} i_d = s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \cos\varphi \cdot v_d + s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \sin\varphi \cdot v_q \\ i_q = -s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \sin\varphi \cdot v_d + s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \cos\varphi \cdot v_q \end{cases}. \quad (5)$$

Далее, подставим выражение (5) в первые два уравнения системы (3) и получим

$$\begin{cases} x_q v_{\text{н}}^{-2} s_{\text{н}} \left(\cos\varphi \cdot v_q - \sin\varphi \cdot v_d\right) - r v_{\text{н}}^{-2} s_{\text{н}} \left(\cos\varphi \cdot v_d + \sin\varphi \cdot v_q\right) = v_d \\ f\left(e_f - x_{ad} v_{\text{н}}^{-2} s_{\text{н}} \left(\cos\varphi \cdot v_d + \sin\varphi \cdot v_q\right)\right) = \cdots \\ \cdots = \left(1 + s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \left(r\cos\varphi + x_s \sin\varphi\right)\right) v_q + s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \left(x_s \cos\varphi - r\sin\varphi\right) v_d \end{cases}. \quad (6)$$

Из первого уравнения системы (6) выразим v_d через v_q, тогда

$$v_d = \frac{s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \left(x_q \cos\varphi - r\sin\varphi\right)}{1 + s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \left(x_q \sin\varphi + r\cos\varphi\right)} v_q = k_{\text{н}0} v_q. \quad (7)$$

Подставим выражение (7) во второе уравнение системы (6) и получим уравнение относительно v_q

$$f\left(e_f - k_{\text{н}1} v_q\right) = k_{\text{н}2} v_q, \quad (8)$$

где $k_{\text{н}1} = x_{ad} s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \left(\sin\varphi + \cos\varphi \cdot k_{\text{н}0}\right)$; $k_{\text{н}2} = 1 + s_{\text{н}} v_{\text{н}}^{-2} \left(r\cos\varphi + x_s \sin\varphi + \left(x_s \cos\varphi - r\sin\varphi\right) k_{\text{н}0}\right)$.

Чтобы решить уравнение (8), необходимо задать характеристику ХХ синхронного генератора в явном аналитическом виде. Так как обычно характеристики ХХ задаются в табличной форме, то для аппроксимации воспользуемся зависимостью $f(u) = \dfrac{\left(1+\mu\right)u}{\mu + u}$, где $u = e_{id}$ – внутренняя продольная э.д.с., $\mu > 0$ – константа, значение которой определяется в результате аппроксимации характеристики ХХ синхронной машины. Выбранный вид функции, с одной

стороны, позволяет достаточно точно описать магнитное насыщение синхронной машины, а с другой, как будет видно из дальнейших выкладок, – позволяет свести задачи определения зависимостей между параметрами генератора к решению квадратных уравнений.

Подставим выражение для характеристики ХХ в формулу (8) и , выполнив преобразования, получим

$$k_{н1}k_{н2}v_q^2 - \left[\left(1+\mu\right)k_{н1} + \left(\mu + e_f\right)k_{н2}\right]v_q + \left(\mu+1\right)e_f = 0\,. \tag{9}$$

Решая квадратное уравнение (9), получим его корень, удовлетворяющий условию $v_q(0) = 0$,

$$v_q = g(e_f) = a_1\left(a_2 + a_3 e_f - \sqrt{a_3^2 e_f^2 + a_4 e_f + a_2^2}\right), \tag{10}$$

где $a_1 = \dfrac{1}{2k_{н1}k_{н2}}$, $a_2 = \mu k_{н2} + (1+\mu)k_{н1}$, $a_3 = k_{н2}$, $a_4 = 2\mu k_{н2}^2 - 2\left(1+\mu\right)k_{н1}k_{н2}$.

Заметим также, что при отсутствии нагрузки, т. е. при $s_н = 0$, выражение (10) сводится к характеристике ХХ:

$$\lim_{s_н \to 0} g\left(e_f\right) = \frac{\left(1+\mu\right)e_f}{\mu + e_f} = f(e_f)\,, \tag{11}$$

что согласуется с режимом работы ненагруженной машины.

Подставляя выражение (10) в третье уравнение системы (3) и учитывая, что $f\left(e_f - k_{н1}g(e_f)\right) = k_{н2}g(e_f)$, получим:

$$\left(T_{dэ}\left[\frac{x_{fs}}{x_f} + k_{н2}\frac{x_d - x'_{dэ}}{x_{ad}}\frac{dg}{du_{|u=e_f}}\right]p + 1\right)e_f = v_f,$$

$$pe_f = -\frac{1}{T(e_f)}e_f + \frac{1}{T(e_f)}v_f\,, \tag{12}$$

где $T(e_f)$ – постоянная времени, зависящая от э.д.с. возбуждения e_f,

$$T(e_f) = T_{dэ}\left[\frac{x_{fs}}{x_f} + k_{н2}\frac{x_d - x'_{dэ}}{x_{ad}}\frac{dg}{du_{|u=e_f}}\right];$$

$\dfrac{dg}{du_{|u=e_f}}$ – производная выражения (10), при этом

$$\frac{dg}{du_{|u=e_f}} = a_1\left(a_3 - \frac{2a_3^2 e_f + a_4}{2\sqrt{a_3^2 e_f^2 + a_4 e_f + a_2^2}}\right).$$

Исходя из формул (7) и (10), получим выражение для напряжения синхронного генератора

$$v_g = \sqrt{v_q^2 + v_d^2} = \sqrt{\left(g(e_f)\right)^2 + k_{н0}^2\left(g(e_f)\right)^2} = k_н g(e_f)\,, \tag{13}$$

где $k_н = \sqrt{1 + k_{н0}^2}$ – коэффициент нагрузки.

Объединяя выражения (12) и (13), получим систему алгебро-дифференциальных уравнений, описывающих движение синхронного генератора, работающего на активно-индуктивную нагрузку, которая и представляет собой упрощенную математическую модель синхронного генератора, работающего на активно-индуктивную нагрузку,

$$\begin{cases} pe_f = -\dfrac{1}{T(e_f)} e_f + \dfrac{1}{T(e_f)} v_f \\ v_g = k_{\text{н}} g(e_f) \end{cases}. \qquad (14)$$

УПРОЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ БЕСЩЕТОЧНОГО ВОЗБУДИТЕЛЯ

При рассмотрении математической модели синхронного возбудителя и подключенного к нему выпрямителя обычно принимают следующие допущения [5]:

– не учитываются трансформаторные э.д.с., активные сопротивления обмоток якоря и насыщение стали магнитопровода;

– частота вращения возбудителя принимается постоянной и равной синхронной скорости ω_0;

– сопротивление вентиля неуправляемого выпрямителя в проводящий период принимается равным нулю, в непроводящий – бесконечности.

Полная система уравнений, описывающая динамику движения синхронного возбудителя и неуправляемого выпрямителя, даже при учете указанных допущений содержит порядка 25 нелинейных уравнений [5], и ее применение для расчета переходных процессов в основном генераторе нецелесообразно. Это приводит к необходимости получения более простых зависимостей, описывающих синхронный возбудитель и диодный преобразователь.

Одним из возможных направлений упрощения системы уравнений, описывающей переходные процессы в возбудителе, является упрощенное представление математического описания выпрямителя. Для этого к принятым выше допущениям дополнительно вводятся следующие [6, 7]:

– не учитываются высшие гармонические составляющие пульсаций выпрямленного напряжения;

– несинусоидальные токи в фазах якоря возбудителя переменного тока заменяются первыми гармониками;

– учитывается влияние демпферных обмоток за счет эквивалентирования параметров синхронного возбудителя;

– используется внешняя характеристика возбудителя, что позволяет исключить уравнения, описывающие процессы в поперечной оси возбудителя [5].

С учетом указанных допущений система уравнений, описывающих движение синхронного возбудителя, в собственных относительных единицах может быть записана в виде

$$\begin{cases} e_{f\text{в}} - x_{\text{d}\text{в}} i_{1d\text{в}} = e_{q\text{в}} \\ T_{\text{в}} \dfrac{d\psi_{f\text{в}}}{dt} + e_{f\text{в}} = v_{f\text{в}} \\ \psi_{f\text{в}} = e_{f\text{в}} - (x_{d\text{в}} - x'_{d\text{в}\text{э}}) i_{1d\text{в}} \\ U_f^* = F(I_f^*) \\ I_{1d\text{в}} = \dfrac{B_{*1}}{\sqrt{2}} I_f \end{cases}, \qquad (15)$$

где $i_{1d\text{в}}$, $e_{q\text{в}}$ – амплитудные составляющие первой гармоники тока якоря возбудителя по продольной оси и э.д.с. якоря поперечной осям соответственно, о. е.;

$\psi_{f\text{в}}$, $e_{f\text{в}}$, $v_{f\text{в}}$ – потокосцепление, э.д.с. и напряжения возбуждения возбудителя соответственно, о. е.;

$x_{d\text{в}}$ $x_{q\text{в}}$ – реактивные сопротивления якоря возбудителя по продольной и поперечной осям соответственно, о. е.;

$T_{\text{в}}$, $x'_{d\text{вэ}}$ – эквивалентные постоянная времени и переходное сопротивление по продольной оси, определяемые соответственно выражениями:

$$T_{\text{в}} = T_{\text{в}0} + T_{rd\text{в}},\ x'_{d\text{вэ}} = x_{d\text{в}} - \frac{T_{\text{в}0}\left(x_{d\text{в}} - x'_{d\text{в}}\right) + T_{rd\text{в}} x_{ad\text{в}}}{T_{\text{в}0} + T_{rd\text{в}}};$$

U_f^* – внешняя характеристика возбудителя, о. е., $U_f^* = F(I_f^*)$;

U_f^*, I_f^* – выпрямленные ток и напряжение возбудителя в относительных единицах, при этом

$$U_f^* = \frac{U_f}{\sqrt{6}E_{Q\text{в}}},\ I_f^* = \frac{2X_{q\text{в}}I_f}{\sqrt{6}E_{Q\text{в}}};$$

U_f – выпрямленное напряжение, В;

$E_{Q\text{в}}$ – э.д.с. явнополюсного возбудителя по поперечной оси, В, $E_{Q\text{в}} = E_{q\text{в}} + I_{1d\text{в}}(X_{d\text{в}} - X_{q\text{в}})$;

$E_{q\text{в}}$ – э.д.с. якоря возбудителя по поперечной оси, В;

I_f – выпрямленный ток, А;

$I_{1d\text{в}}$ – составляющая первой гармоники тока якоря возбудителя по продольной оси, А;

$X_{d\text{в}}$, $X_{q\text{в}}$ – реактивные сопротивления якоря возбудителя по продольной и поперечной осям, Ом;

B_{*1} – нелинейный коэффициент связи между током возбуждения основного генератора и составляющими первой гармоники тока якоря возбудителя по продольной оси, о. е.

Для дальнейшей работы с системой (15), приведем именованные величины основного и обращенного генератора к соответствующим относительным единицам с учетом необходимости их согласования между собой. Для этого, приведем последнее уравнение системы (15) к относительным единицам и подставим полученное выражение в первое и третье уравнение системы (15)

$$\begin{cases} e_{f\text{в}} - x_{d\text{в}} k_b B_{*1} e_f = e_{q\text{в}} \\ T_{\text{в}} \dfrac{d\psi_{f\text{в}}}{dt} + e_{f\text{в}} = v_{f\text{в}} \\ \psi_{f\text{в}} = e_{f\text{в}} - (x_{d\text{в}} - x'_{d\text{вэ}}) k_b B_{*1} e_f \\ U_f^* = F(I_f^*) \end{cases}, \qquad (16)$$

где $k_b = \dfrac{1}{\sqrt{2}} \dfrac{I_{f\text{б}}}{I_{\text{в.б}}}$. В формуле (16) введены следующие обозначения: $I_{f\text{б}}$ – базисное значение тока ротора основного генератора, А; $I_{\text{в.б}}$ – базисное значение тока якоря синхронного возбудителя, А.

Воспользуемся также тем, что зависимость коэффициента B_{*1} от выпрямленного тока I_f^* может быть аппроксимирована выражением $B_{*1} = 0,35 + 0,66 I_{*f}$ [5]. Тогда, учитывая, что $I_{f\text{б}} = \dfrac{U_{\text{б}}}{X_{ad}}$, где $U_{\text{б}}$ – базисное напряжение основного генератора, В; X_{ad} – реактивное сопро-

тивление продольной реакции якоря основного генератора, Ом. После ряда преобразований из зависимости коэффициента B_{*1} от выпрямленного тока I_f^* можно получить

$$\sqrt{3}U_{\text{б}}\left(\frac{x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}}}{x_{ad}}\right)\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f B_{*1}^2+\left(\sqrt{6}U_{\text{бв}}e_{q\text{в}}-0,35U_{\text{б}}\frac{x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}}}{\sqrt{2}\cdot x_{ad}}\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f\right)B_{*1}-\cdots$$
$$\cdots-\left(0,35\sqrt{6}U_{\text{бв}}e_{q\text{в}}+1,32U_{\text{б}}\frac{x_{q\text{в}}}{x_{ad}}\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f\right)=0, \qquad (17)$$

где $U_{\text{бв}}$ – базисное напряжение якоря возбудителя, В;

$Z_{\text{б}}$, $Z_{\text{бв}}$ – базисное сопротивление основного генератора и якоря возбудителя, Ом.

Решив квадратное уравнение (17), можно получить его положительное $(B_{*1}\geq 0)$ решение [6]

$$B_{*1}\left(u\right)=c_1\left(c_2+c_3u+\sqrt{c_4u^2+c_5u+c_2^2}\right), \qquad (18)$$

где

$$u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_f};$$

$$c_1=c_1=\left(2\sqrt{3}U_{\text{б}}\left(\frac{x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}}}{x_{ad}}\right)\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}\right)^{-1};$$

$$c_2=0,35U_{\text{б}}\frac{x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}}}{\sqrt{2}\cdot x_{ad}}\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}};$$

$$c_3=-\sqrt{6}U_{\text{бв}};$$

$$c_4=6U_{\text{бв}}^2+4,2\sqrt{2}U_{\text{б}}U_{\text{бв}}\left(\frac{x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}}}{x_{ad}}\right)\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}};$$

$$c_5=\frac{\sqrt{3}U_{\text{б}}\left(x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}}\right)}{x_{ad}}\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}\left(5,28U_{\text{б}}\frac{x_{q\text{в}}}{x_{ad}}\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}-0,7U_{\text{бв}}\right).$$

Приведем внешнюю характеристику возбудителя к относительным единицам. Внешняя характеристика возбудителя имеет вид [5]

$$\begin{cases}U_f^*=\dfrac{3}{\pi}\left(1-\dfrac{I_f^*}{2}\right), 0\leq I_f^*\leq 0,5\\ U_f^*=\dfrac{3\sqrt{3}}{2\pi}\sqrt{1-\left(I_f^*\right)^2}, 0,5<I_f^*\leq\dfrac{\sqrt{3}}{2}\\ U_f^*=\dfrac{3\sqrt{3}}{\pi}\left(1-\dfrac{\sqrt{3}}{2}I_f^*\right), \dfrac{\sqrt{3}}{2}<I_f^*\leq\dfrac{2}{\sqrt{3}}\end{cases}.$$

В результате алгебраических преобразований, а также учитывая, что $U_{\text{fб}}=R_f I_{\text{fб}}$, где $U_{\text{fб}}$ – базисное значение напряжение ротора, В; R_f – сопротивление обмотки возбуждения, Ом; можно получить

$$v_f = F\left(e_f, e_{q\text{в}}\right) = \begin{cases} \dfrac{3\sqrt{6}}{\pi}\dfrac{x_{ad}}{r_f}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}e_{q\text{в}} + \dfrac{3\sqrt{3}B_{*1}(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}}) - 3x_{q\text{в}}}{\pi r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f, & 0 \le h \le \dfrac{\sqrt{3}}{4} \\ \dfrac{3\sqrt{3}}{2\pi}\sqrt{6\left(\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}\dfrac{x_{ad}}{r_f}e_{q\text{в}} + \dfrac{B_{*1}}{\sqrt{2}}\dfrac{(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f\right)^2 - \left(2\dfrac{x_{q\text{в}}}{r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f\right)^2}, & \dfrac{\sqrt{3}}{4} < h \le \dfrac{3}{4}, \\ \dfrac{9\sqrt{2}}{\pi}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}\dfrac{x_{ad}}{r_f}e_{q\text{в}} + \dfrac{9B_{*1}(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}}) - 9x_{q\text{в}}}{\pi r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f, & \dfrac{3}{4} < h \le 1 \end{cases} \quad (19)$$

где

$$h = \frac{x_{q\text{в}}}{\sqrt{2}x_{ad}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}\dfrac{Z_{\text{б}}}{Z_{\text{бв}}}\dfrac{e_{q\text{в}}}{e_f} + B_{*1}(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}.$$

Объединяя уравнения (16) и (19), получим

$$\begin{cases} \left(T_{\text{в}}p + 1\right)e_{q\text{в}} = v_{f\text{в}} - k_b x_{d\text{в}}\left(T_{\text{в}}\dfrac{x'_{d\text{вэ}}}{x_{d\text{в}}}p + 1\right)\left(B_{*1}e_f\right) \\ v_f = F\left(e_f, e_{q\text{в}}\right) \end{cases}. \quad (20)$$

Преобразуем первое уравнение (20), для того чтобы получить дифференциальное уравнение относительно э.д.с якоря возбудителя по поперечной оси $e_{q\text{в}}$. Для этого получим выражение $p\left(B_{*1}e_{\text{f}}\right)$ через $pe_{q\text{в}}$ и pe_f

$$p\left(B_{*1}e_{\text{f}}\right) = \frac{1}{e_{\text{f}}}\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}} e_{\text{f}}pe_{q\text{в}} + \left(B_{*1} - \frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}^2}\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}} e_{\text{f}}\right)pe_{\text{f}};$$

$$p\left(B_{*1}e_{\text{f}}\right) = \frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}} pe_{q\text{в}} + \left(B'_{*1} - \frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}}\right)pe_{\text{f}}. \quad (21)$$

Подставляя формулу (21) в выражение (20), получим

$$\begin{cases} pe_{q\text{в}} = \dfrac{1}{T_{\text{в}}\left(1 + k_b x'_{d\text{вэ}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}}\right)}\left(-e_{q\text{в}} - k_b x'_{d\text{вэ}}\left(B_{*1} - \dfrac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}}\right)pe_f - k_b x_{d\text{в}}B_{*1}e_{\text{f}} + v_{f\text{в}}\right), \\ v_f = F\left(e_{\text{f}}, e_{q\text{в}}\right) \end{cases} \quad (22)$$

где

$$\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\bigg|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_{\text{f}}}} = c_1\left(c_3 + \frac{2c_4u + c_5}{2\sqrt{c_4u^2 + c_5u + c_2^2}}\right).$$

Система (22) вместе с выражением (18) представляют собой упрощенную математическую модель бесщеточного возбудителя.

УПРОЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ БЕСЩЕТОЧНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА, РАБОТАЮЩЕГО НА АКТИВНО-ИНДУКТИВНУЮ НАГРУЗКУ

Объединение систем уравнений (14) и (22) позволяет получить нормальную систему нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка, описывающую движение бесщеточного синхронного генератора в переменных состояния e_f, $e_{q\text{в}}$,

$$\begin{cases} pe_f = -\dfrac{1}{T(e_f)}e_f + \dfrac{1}{T(e_f)}F\left(e_f, e_{q\text{в}}\right) \\ pe_{q\text{в}} = \dfrac{\dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)}\left(B_{*1} - \dfrac{e_{q\text{в}}}{e_f}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_f}}\right)\left(e_f - F\left(e_f, e_{q\text{в}}\right)\right) - k_b x_{d\text{в}} B_{*1} e_f - e_{q\text{в}} + v_{f\text{в}}}{T_{\text{в}}\left(1 + k_b x'_{d\text{вэ}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_f}}\right)} \\ v_g = k_{\text{н}} g(e_f) \end{cases}. \quad (23)$$

Для определения начальных условий для интегрирования данной системы воспользуемся следующими соображениями. Из-за малости постоянной времени активно-индуктивной нагрузки по сравнению с постоянной времени основного генератора, падение (скачок) напряжения при подключении (отключении) нагрузки происходит практически мгновенно. Таким образом, можно считать, что как параметры нагрузки, так и напряжение генератора будут изменяться практически скачком. Это приводит к тому, что величина э.д.с. возбуждения основного генератора e_f в модели также должна измениться скачком. При этом э.д.с. якоря возбудителя по поперечной оси $e_{q\text{в}}$ меняется плавно при изменении нагрузки основного генератора, т. е. ее значение в момент времени начала переходного процесса равно значению, которое было в предшествующем установившемся режиме $e_{q\text{в}}(-0) = e_{q\text{в}}(+0) = e^0_{q\text{в}}$.

Для определения значения e^0_f воспользуемся соотношением $v_g = k_{\text{н}} g(e_f)$, тогда

$$e^0_f = g^{-1}\left(\frac{v^0_g}{k^0_{\text{н}}}\right) = \begin{cases} \dfrac{\mu v^0_g}{(\mu+1)k^0_{\text{н}} - v^0_g}, s^0_{\text{н}} = 0 \\ \dfrac{v^0_g}{a^0_1 k^0_{\text{н}}}\left(\dfrac{v^0_g - 2a^0_2 a^0_1 k^0_{\text{н}}}{a^0_4 a^0_1 k^0_{\text{н}} - 2a^0_3\left(a^0_2 a^0_1 k^0_{\text{н}} - v^0_g\right)}\right), s^0_{\text{н}} \neq 0 \end{cases}, \quad (24)$$

где v^0_g, $s^0_{\text{н}}$, $k^0_{\text{н}}$ – напряжение генератора, мощность нагрузки и коэффициент нагрузки в начальный момент времени.

Вместе с тем соотношение (24) справедливо в любой момент времени. В связи с этим при определении значения $e^0_{q\text{в}}$ можно воспользоваться значениями параметров нагрузки и напряжения генератора в момент времени до начала переходного процесса, на основании которых из выражения (24) может быть получено значение $e_f(-0)$. Определить значение $e^0_{q\text{в}}$ можно из первого уравнения (23) в установившемся режиме:

$$F(e_f(-0), e^0_{q\text{в}}) - e_f(-0) = 0,$$
$$f_1 e_{q\text{в}} + f_2 B_{*1} e_f + f_3 e_f - e_f(-0) = 0, \quad (25)$$

где $f_1 = \frac{3\sqrt{6}}{\pi}\frac{x_{ad}}{r_f}\frac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}$, $f_2 = \frac{3\sqrt{3}(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{\pi r_f}\frac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}$, $f_3 = -\frac{3x_{q\text{в}}Z_{\text{бв}}}{\pi r_f Z_{\text{б}}}$.

Подставляя в (25) выражение для коэффициента B_{*1} (18) получим

$$f_1 e^0_{q\text{в}} + c_1c_2f_2e_f(-0) + c_1c_3f_2e^0_{q\text{в}} + c_1f_2\sqrt{c_4\left(e^0_{q\text{в}}\right)^2 + c_5e^0_{q\text{в}}e_f(-0) + c_2^2\left(e_f(-0)\right)^2} + f_3e_f(-0) - e_f(-0) = 0,$$

$$b_1\left(e^0_{q\text{в}}\right)^2 - b_2e^0_{q\text{в}}e_f(-0) + b_3\left(e_f(-0)\right)^2 = 0, \qquad (26)$$

где $b_1 = \left(f_1 + c_1c_3f_2\right)^2 - c_4c_1^2f_2^2$, $b_2 = 2\left(1 - f_3 - c_1c_2f_2\right)\left(f_1 + c_1c_3f\right) + c_5c_1^2f_2^2$, $b_3 = \left(1 - f_3 - c_1c_2f\right)^2 - c_2^2c_1^2f_2^2$.

Положительное решение уравнения (26) определяется выражением

$$e^0_{q\text{в}} = \frac{b_2 - \sqrt{b_2^2 - 4b_1b_3}}{2b_1}e_f(-0). \qquad (27)$$

Совокупность системы дифференциальных уравнений (23) с выражениями для определения начальных условий (24) и (27) составляет нелинейную модель бесщеточного синхронного генератора в переменных состояния.

ОЦЕНИВАНИЕ КАЧЕСТВА РАЗРАБОТАННОЙ МОДЕЛИ

Для оценивания качества разработанной модели сравним ее с полной (эталонной) имитационной моделью бесщеточного синхронного генератора [8] в различных режимах работы с помощью программного пакета MATLAB/Simulink. Эталонная модель представляет собой совокупность систем уравнений (1) и (2), определяющих динамику движения синхронного генератора, работающего на активно-индуктивную нагрузку, и системы уравнений, задающих динамику бесщеточного возбудителя, приведенной, например, в работе [5].

Параметры основного генератора приняты следующими: $x_d = 1{,}353$ о. е., $x'_d = 0{,}193$ о. е., $x''_d = 0{,}119$ о. е., $x_q = 0{,}648$ о. е., $x''_q = 0{,}151$ о. е., $x_s = 0{,}073$ о. е., $T_{d0} = 2{,}25$ с, $T'_d = 0{,}376$ с, $T''_{d0} = 0{,}01$ с, $r = 0{,}0012$ о. е., $r_f = 0{,}198$ о. е., $U_{\text{б}} = 400$ В, $I_{\text{б}} = 1800$ А, $\mu = 0{,}45$ (параметр μ был получен в результате аппроксимации табличной зависимости х.х.х. синхронного генератора).

Параметры бесщеточного возбудителя приняты следующими: $x_{d\text{в}} = 0{,}23$ о. е., $x'_{d\text{в}} = 0{,}1584$ о. е., $x''_{d\text{в}} = 0{,}095$ о. е., $x_{q\text{в}} = 0{,}12$ о. е., $x_{s\text{в}} = 0{,}05$ о. е., $T_{\text{в}0} = 0{,}343$ с, $T''_{\text{в}} = 0{,}0014$ с, $U_{\text{вб}} = 65$ В, $Z_{\text{вб}} = 0{,}0454$ Ом.

Недостающие для моделей параметры определялись на основании соотношений, полученных в [4].

В качестве исследуемых режимов работы были выбраны:

– возбуждение;

– наброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}8$;

– сброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}8$;

– наброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}6$;

– сброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}6$;

– наброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}4$;

– сброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}4$.

Для оценивания качества упрощенной модели были использованы среднеквадратическое отклонение значений напряжения упрощенной модели от выходного напряжения эталонной модели

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left(v_{gi} - v_{gi}^{M}\right)^2},$$

где v_g, v_g^M – выходные напряжения полной и упрощенной модели соответственно, а также коэффициент вычислительных затрат K_T, определяемый как отношение времени, затрачиваемого на моделирование упрощенной модели, ко времени моделирования полной модели. В качестве регулятора использовался ПИ-регулятор возбуждения с параметрами $K_P = 0{,}8,\ K_I = 0{,}5$.

Результаты моделирования представлены на рис. 1–5. Результаты оценивания качества упрощенной модели в различных режимах работы приведены в табл. 1.

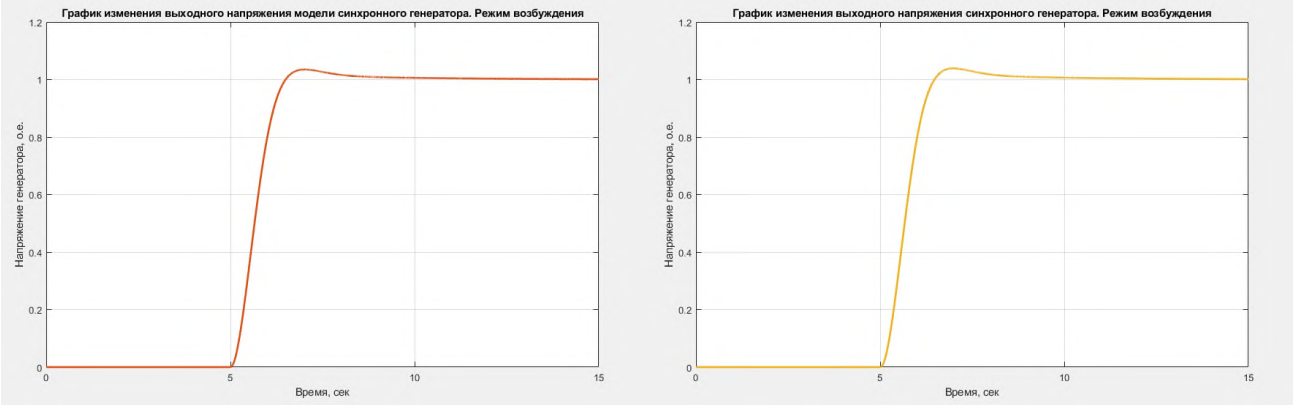


Рис. 1. Графики изменения напряжения синхронного генератора в режиме возбуждения при использовании упрощенной и эталонной моделей

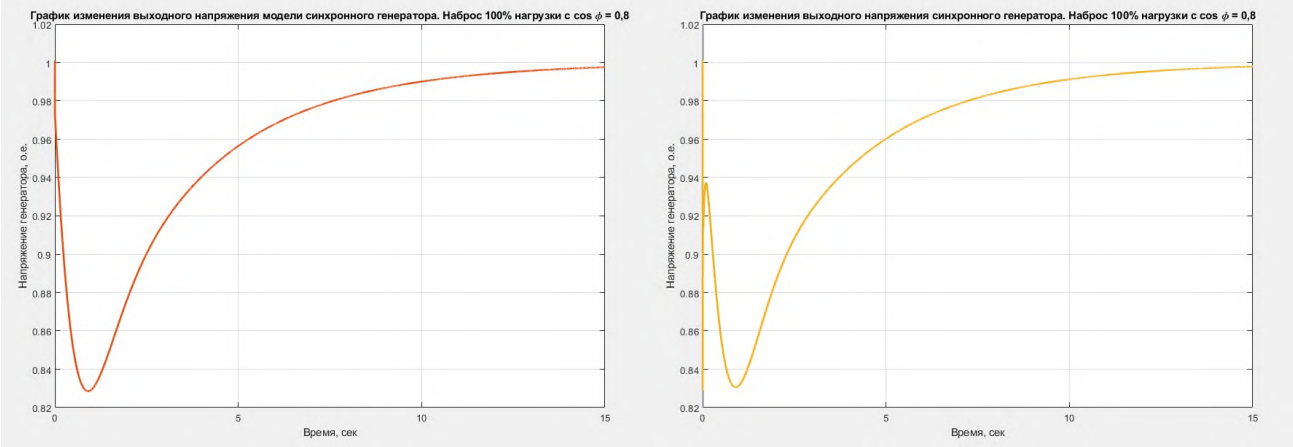


Рис. 2. Графики изменения напряжения синхронного генератора в режиме наброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}8$ *при использовании упрощенной и эталонной моделей*

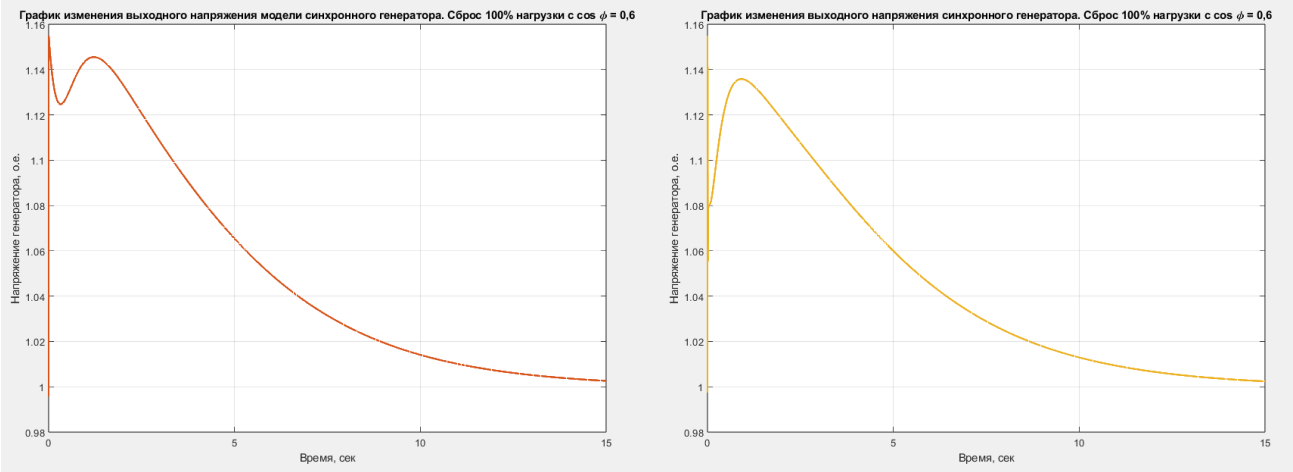


Рис. 3. Графики изменения напряжения синхронного генератора в режиме сброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0,6$ *при использовании упрощенной и эталонной моделей*

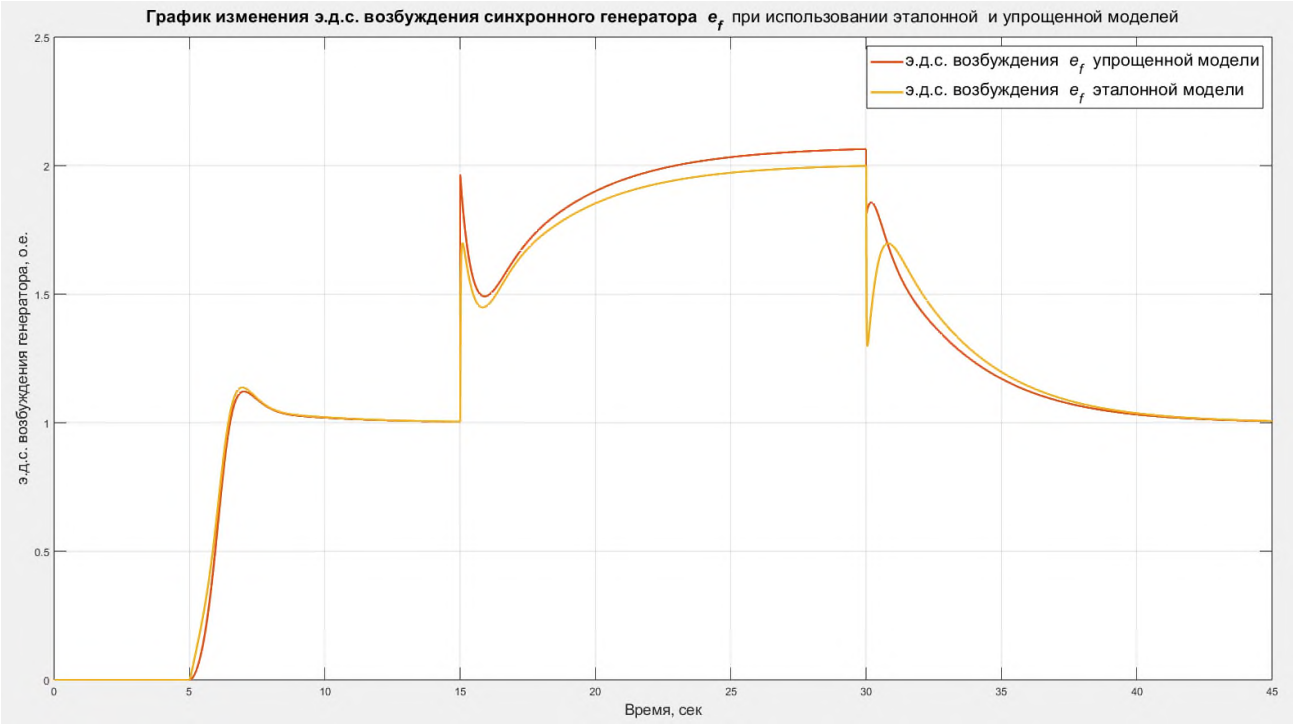


Рис. 4. Графики изменения э.д.с. возбуждения синхронного генератора в режиме возбуждения при использовании упрощенной и эталонной моделей

Анализ результатов показывает, что полученная упрощенная модель бесщеточного синхронного генератора достаточно точно отражает динамику переходных процессов, при этом существенно снижаются вычислительные затраты на моделирование (в среднем в 10 раз). Снижение вычислительных затрат обусловлено следующим:

– моделирование работы выпрямителя даже на промышленной частоте $f = 50$ Гц требует установки шага решения системы дифференциальных уравнений не более 10^{-4}, а для высокочастотных возбудителей еще меньше;

– снижение порядка системы дифференциальных уравнений с 17-го до 2-го также положительно сказывается на объеме требуемых вычислений.

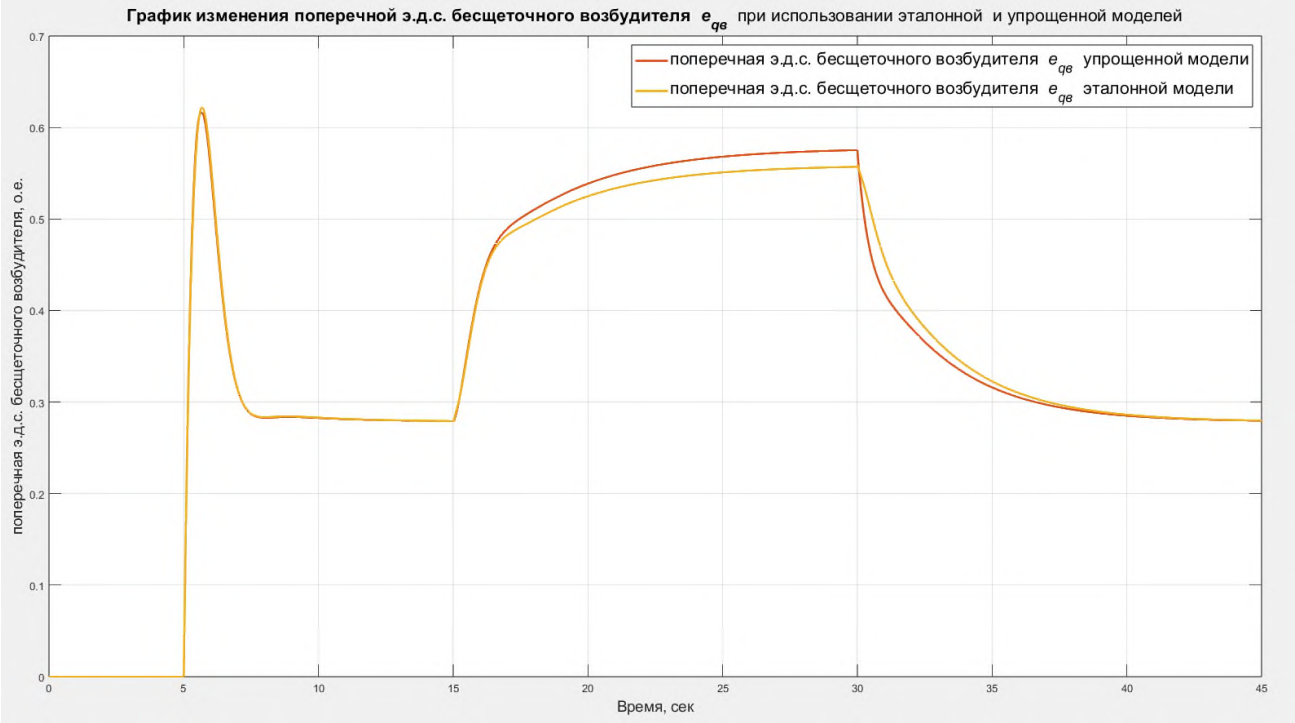


Рис. 5. Графики изменения поперечной э.д.с. бесщеточного возбудителя в режиме возбуждения при использовании упрощенной и эталонной моделей

Таблица 1

Результаты оценивания качества упрощенной модели бесщеточного синхронного генератора на основе сравнения с эталонной моделью

Режим работы	Среднеквадратическое отклонение σ, о. е.	Коэффициент вычислительных затрат K_T
Режим возбуждения	0,0028	0,171
Наброс 100%-ной нагрузки, $\cos\varphi = 0,8$	0,0051	0,0905
Сброс 100%-ной нагрузки, $\cos\varphi = 0,8$	0,0098	0,0708
Наброс 100%-ной нагрузки, $\cos\varphi = 0,6$	0,0087	0,0871
Сброс 100%-ной нагрузки, $\cos\varphi = 0,6$	0,0092	0,0752
Наброс 100%-ной нагрузки, $\cos\varphi = 0,4$	0,0108	0,0924
Сброс 100%-ной нагрузки, $\cos\varphi = 0,4$	0,0105	0,0803

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье разработана упрощенная математическая модель бесщеточного синхронного генератора, работающего на активно-индуктивную нагрузку, а также выражения, позволяющие получить начальные условия для переменных состояния.

Разработанная упрощенная модель оказывается достаточно точной. Вместе с тем с учетом всех рассмотренных допущений удалось снизить порядок системы дифференциальных уравнений до 2. Это, в свою очередь, положительно влияет на объем вычислительных затрат при моделировании работы бесщеточного синхронного генератора. Таким образом, данная нелинейная модель бесщеточного синхронного генератора может быть использована в современных микропроцессорных регуляторах при синтезе и реализации новых законов регулирования возбуждения.

Список использованных источников

1. *Горев А. А.* Переходные процессы синхронной машины. – Л. : Госэнергоиздат, 1950. – 552 с.

2. *Веретенников Л. П.* Исследование процессов в судовых электроэнергетических системах. Теория и методы – Л. : Судостроение, 1975. – 375 с.

3. *Карагодин В. В., Горин В. А., Хомич И. В.* Исследование математической модели синхронного генератора в среде MATLAB // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 676. – С. 207–213.

4. *Токарев Л. Н.* Математическое описание, расчет и моделирование физических процессов в судовых электростанциях. – Л. : Судостроение, 1980. – 119 с.

5. *Морозова Ю. А.* Параметры и характеристики вентильных систем возбуждения мощных синхронных генераторов. – М. : Энергия, 1976. – 152 с.

6. *Глебов И. А.* Системы возбуждения синхронных генераторов с управляемыми преобразователями. – М. : Изд-во Академии Наук СССР, 1960. – 335 с.

7. *Карагодин В. В., Горин В. А.* Математическая модель бесщеточного синхронного генератора для исследования динамических режимов в системах автономного электроснабжения наземных комплексов Войск ВКО // Сборник научных трудов Всеармейской военно-научной конференции «Современные проблемы применения Войск ВКО в системе операций ВС РФ». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – Ч. 2. – С. 210–215.

8. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ 202368059 РФ. Модель системы автономного электроснабжения / В. В. Карагодин, С. С. Камчалов, И. В. Хомич; заявитель и правообладатель Хомич Иван Владимирович. – № 2023618908; заявл. 03.05.2023; опубл. (зарег.) 25.09.2023. – 1 с.

Е. В. Копкин,
доктор технических наук, профессор;
В. А. Чикуров,
кандидат технических наук, доцент

ОПТИМАЛЬНАЯ ПО ДОСТОВЕРНОСТИ ГИБКАЯ ПРОГРАММА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ОБЪЕКТА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ИНТЕРВАЛЬНЫХ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ

Рассматривается задача синтеза гибкой программы диагностирования объекта, оптимальной по критерию максимума достоверности. Диагностические признаки заданы в интервальной форме, что отражает реальные условия функционирования бортовых и наземных измерительных систем с учетом погрешностей датчиков и возможного появления аномальных измерений. На основе метода динамического программирования разработан рекуррентный алгоритм выбора наиболее достоверных диагностических признаков, учитывающий структуру пересечений модельных интервалов и вероятностные характеристики измерительного процесса. Приведен численный пример, демонстрирующий построение оптимальной программы и анализ ее устойчивости к вариациям погрешности измерений. Показано, что структура синтезированной программы сохраняется в широком диапазоне изменения погрешности, что подтверждает ее робастность и пригодность для применения в составе диагностического обеспечения современных образцов вооружения и военной техники.

Ключевые слова: диагностический признак, техническое состояние, достоверность диагностирования, метод динамического программирования.

ВВЕДЕНИЕ

Для оптимизации процессов контроля и диагностирования сложных систем в качестве наиболее эффективного инструмента традиционно применяется метод динамического программирования. В частности, в исследованиях [1–3] на его основе разработаны алгоритмы синтеза условных диагностических программ, оптимизированных по различным критериям – от минимизации ожидаемых затрат на диагностирование до максимизации количества или ценности получаемой диагностической информации. При этом для описания моделей объекта анализа использовались диагностические признаки (ДП), имеющие интервальную форму представления. Под условной (гибкой) программой диагностирования понимается такая программа, при реализации которой выбор каждой последующей проверки ДП зависит от результата предыдущей, а решение о техническом состоянии (ТС) объекта уточняется на каждом шаге ветвления.

Особое место среди показателей оптимизации процесса анализа ТС занимает достоверность диагностирования как важнейший показатель результативности (функциональной эффективности) этого процесса. Однако построение оптимальной по достоверности гибкой программы диагностирования (ГПД) объекта при интервальной форме представления ДП сталкивается с определенными трудностями, связанными в первую очередь с необходимостью оценивания достоверностей исходов проверок, процедура вычисления которых является многоальтернативной. Кроме того, затруднения возникают при оценивании вероятностей ошибок, возможных при выполнении проверок ДП и интерпретации их результатов. Указанные ошибки зависят от погрешностей датчиков, посредством которых выполняются измерения, а также от погрешностей, вносимых системой телеизмерений при ее наличии. При этом следует также учитывать возможность появления аномальных результатов измерений.

В работе [4] для оценивания достоверности результатов измерений предложены специальные номограммы, однако процедура их использования является достаточно сложной и практически не поддается автоматизации.

В настоящее время при решении задач контроля и диагностирования также применяются методы интервального анализа. Например, подходы, основанные на гарантированном оценивании состояний при наличии неопределенностей, представлены в работах зарубежных [5] и отечественных [6] исследователей.

Достаточно простой способ оценивания достоверности проверок ДП с интервальной формой представления предложен в работе [7]. На основе этого способа становится возможным построение ГПА ТС объекта (в том числе оптимальной) по показателю достоверности.

Таким образом, построение оптимальной по достоверности ГПД объекта на основе метода динамического программирования при использовании ДП в интервальной форме представления является актуальной и практически значимой задачей.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть объект диагностирования характеризуется конечным множеством $\mathsf{S} = \left\{S_i \mid i = \overline{1,m}\right\}$ попарно различимых технических состояний и множеством $\Pi = \left\{\pi_j \mid j = \overline{1,n}\right\}$ диагностических признаков, а также множеством $L = \left\{\ell_{ij} \mid i = \overline{1,m}; j = \overline{1,n}\right\}$ модельных интервалов на вещественной числовой оси. Интервал $\ell_{ij} = \left(\ell_{ij}^{\text{л}}; \ell_{ij}^{\text{п}}\right)$, имеющий левую $(\ell_{ij}^{\text{л}})$ и правую $(\ell_{ij}^{\text{п}})$ границы, определяет возможный диапазон значений диагностического признака π_j $\left(j = \overline{1,n}\right)$ в ТС S_i $\left(i = \overline{1,m}\right)$. Множествам S и Π взаимно однозначно соответствуют:

– множество решений $\mathsf{R} = \left\{R_i \mid i = \overline{1,m}\right\}$, где $R_i = \{S_i\}$ интерпретируется как однозначное распознавание ТС S_i;

– множество проверок $\hat{\Pi} = \left\{\hat{\pi}_j \mid j = \overline{1,n}\right\}$, каждая из которых представляет собой измерение текущего значения y_j признака π_j и его сопоставление с подынтервалами вещественной оси. На этих подынтервалах пересекаются модельные интервалы ℓ_{ij}, соответствующие различным ТС $S_i \in \mathsf{S}$.

Согласно принципу максимальной неопределенности предполагается, что распределение измеряемых значений y_j внутри любого модельного интервала ℓ_{ij} равномерно.

В случае пересечения двух или более модельных интервалов на некотором подынтервале возникает неопределенность относительно истинного ТС объекта. Для ее формального учета вводится понятие информационного состояния (ИС) – подмножества ТС, содержащего только такие состояния, которые согласуются с результатами выполненных проверок. При этом объект реально находится лишь в одном из этих состояний. Различают следующие типы ИС:

– конечные ИС $R_i = \{S_i\}$ $\left(i = \overline{1,m}\right)$, соответствующие однозначно распознанным ТС;

– промежуточные ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$ $\left(k = m+1, m+2, \ldots\right)$, такие, что $2 \le \text{card}\{R_k\} \le m$;

– начальное (исходное) ИС $R_k = \mathsf{S}$, отражающее полную априорную неопределенность.

Все возможные ИС образуют множество $\Omega = \left\{R_k \middle| k = \overline{1,K}\right\}$, где K – гипотетически возможное количество ИС, определяемое по формуле

$$K = \sum_{k=1}^{m} C_m^k .$$

Для каждого признака $\pi_j \in \Pi$ на числовой оси выделяются подынтервалы пересечения Δ_{kj}, на которых пересекаются модельные интервалы ℓ_{ij}, удовлетворяющие формальному условию

$$\Delta_{kj} = \bigcap_{\{i\}} \ell_{ij}, i : S_i \in R_k ,$$

где $\{i\}$ – индексное множество.

Проверка $\hat{\pi}_j$, выполняемая в ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$, порождает случайное событие (исход проверки) – попадание измеренного значения y_j в один из подынтервалов Δ_{kj}. Число возможных исходов проверки $\hat{\pi}_j$ в состоянии R_k обозначается ω_{kj}, а исход с порядковым номером v – как событие $y_j \in \Delta_{kj}^v \left(v = \overline{1, \omega_{kj}}\right)$.

Тогда проверка $\hat{\pi}_j$ формализуется как отображение

$$\hat{\pi}_j : R_k \to R_{kj}^v, \text{ если } y_j \in \Delta_{kj}^v \left(v = \overline{1, \omega_{kj}}\right), \quad (1)$$

где $R_{kj}^v = \left\{ S_i \in R_k \middle| i : \bigcap_{\{i\}} \ell_{ij} \neq \varnothing \right\}; \Delta_{kj}^v = \bigcap_{\{i : S_i \in R_{kj}^v\}} \ell_{ij}$.

Таким образом, при реализации исхода $y_j \in \Delta_{kj}^v$ процесс анализа переходит из ИС R_k в новое ИС R_{kj}^v, при этом $\text{card}\left\{R_{kj}^v\right\} < \text{card}\left\{R_k\right\}$.

Вероятности возможных исходов проверки определяются путем вычисления отношения длин пересечения и объединения соответствующих подынтервалов, т. е. по формуле

$$P_k\left(\hat{\pi}_j^v\right) = P\left(R_{kj}^v / R_k\right) = \frac{|\Delta_{kj}^v|}{|\nabla_{kj}|} = \frac{\left| \bigcap_{\{i : S_i \in R_{kj}^v\}} \ell_{ij} \right|}{\left| \bigcup_{\{i : S_i \in R_k\}} \ell_{ij} \right|} . \quad (2)$$

Процесс распознавания ТС реализуется как последовательность переходов между ИС под действием проверок, завершающаяся достижением конечного ИС $R_i = \{S_i\}$. Такая последовательность формализуется композицией проверок

$$\prod_{\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_{ir}} \hat{\pi}_j : \left(R_k = \mathsf{S}\right) \to \left(R_i = \left\{S_i\right\}\right), \; i = \overline{1, m}, \quad (3)$$

где $\hat{\Pi}_{ir}$ – подмножество проверок $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}$, необходимых для распознавания ТС $S_i \in \mathsf{S}$. Двойная индексация ir в выражении (3) формализует тот факт, что при использовании ДП в интервальной форме представления в одно и то же ТС могут приводить несколько последовательностей проверок.

Подмножества проверок $\hat{\Pi}_{ir} \subseteq \hat{\Pi}$, которые необходимо определить для каждого из ТС $S_i \in \mathsf{S}$, являются упорядоченными по очередности их выполнения и должны удовлетворять условию

$$\hat{\Pi}_{ir} = \left\{ \hat{\pi}_j \middle| \hat{\pi}_j \in \hat{\Pi} : \forall S_i \in \mathsf{S}, \forall S_f \in \mathsf{S} \setminus \left\{S_i\right\}, \ell_{ij} \cap \ell_{fj} = \varnothing \right\}.$$

Множество $\hat{\Pi}^* = \bigcup_{ir} \hat{\Pi}_{ir}$ вместе с правилами применения подмножеств $\hat{\Pi}_{ir}$ образует ГПД объекта. В явном виде ГПД представляют в виде ориентированного графа G, где вершины $R_k \in \Omega$ соответствуют информационным состояниям, а дуги – возможным исходам проверок.

С учетом заданных исходных данных и введенных обозначений требуется:

1) определить любое из заданных ТС объекта, т. е. принять такое решение о его ТС, что

$$\forall S_i \in \mathsf{S}, S_f \in \mathsf{S} \setminus \{S_i\}\ \exists R_i \in \mathsf{R}, R_f \in \mathsf{R} \setminus \{R_i\} : S_i \neq S_f \Rightarrow R_i \neq R_f;$$

2) найти множество проверок $\hat{\Pi}^* \subseteq \hat{\Pi}$, обеспечивающее полную наблюдаемость ТС и максимизирующее значение показателя D_{R_i} достоверности решений, принимаемых согласно условию

$$\forall S_i \in \mathsf{S}, S_f \in \mathsf{S} \setminus \{S_i\}\ \exists \hat{\Pi}^* \subseteq \hat{\Pi} = \left\{\hat{\pi}_j \middle| j = \overline{1,n}\right\} : \exists D_{R_i} = \max_{\hat{\Pi}^* \subseteq \hat{\Pi}} \left\{D_{R_i}\left(\hat{\Pi}^*\right)\right\};$$

3) синтезировать оптимальную ГПА ТС объекта в виде графа $G_{\text{опт}}$, при реализации которого среднее значение показателя достоверности $\overline{D}(G_{\text{опт}})$ будет максимальным, т. е. должно выполняться условие $G_{\text{опт}} = \arg\max_{h=1,2,\ldots} \left\{\overline{D}(G_h)\right\}$, где h – номер варианта ГПА.

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ ПО ДОСТОВЕРНОСТИ ГИБКОЙ ПРОГРАММЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ОБЪЕКТА

Решение задачи построения ГПД объекта, оптимальной по критерию максимума достоверности, сводится к выбору наиболее достоверных диагностических признаков, подлежащих проверке на каждом шаге работы программы. При этом для каждого ТС формируются упорядоченные подмножества проверок $\hat{\Pi}_{ir} \subseteq \hat{\Pi}$ $\left(i = \overline{1,m}\right)$, и в итоге показатель $\overline{D}(G)$ достигает максимума.

Формулу для расчета средней достоверности $\overline{D}(G)$ распознавания состояния объекта по синтезируемой программе можно записать в виде [2]

$$\overline{D}(G) = \sum_{i=1}^{m} \sum_{G_{ir} \in U_i} P(G_{ir}) \prod_{\pi_j \in \Pi_{ir}} D_{kj}^{v}, \qquad (4)$$

где D_{kj}^{v} – априорная достоверность v-го исхода проверки $\hat{\pi}_j$, выполненной в ИС R_k;

U_i – множество ветвей графа G, ведущих из начального ИС R_k = S к конечному ИС $R_i = \{S_i\}$;

G_{ir} – отдельная ветвь графа G с индексом ir, представляющая собой последовательность случайных исходов соответствующих проверок;

Π_{ir} – упорядоченное подмножество признаков π_j, используемых в ветви G_{ir}.

Величина $D_{kj}^{v} = P\left[\left(y_j \in \Delta_{kj}^{v}\right) / R_{kj}^{v}\right]$ интерпретируется как условная вероятность того, что измеренное значение y_j попадает в подынтервал Δ_{kj}^{v} при условии, что истинным является одно из технических состояний, входящих в результирующее ИС R_{kj}^{v}. Произведением $\prod_{\pi_j \in \Pi_{ir}} D_{kj}^{v}$ соответствующих значений указанных достоверностей оценивается общая вероятность того, что при реализации ветви G_{ir} синтезируемой программы выбор выполняемых проверок осу-

ществляется без ошибок. Для определения оценок априорных достоверностей $D_{kj}^{v}\left(v=\overline{1,\omega_{kj}}\right)$ исходов R_{kj}^{v} будем использовать методику, предложенную в работе [7].

Поскольку исходы $\hat{\pi}_j^v$ проверок, входящие в одну ветвь G_{ir}, являются независимыми событиями, то, следовательно,

$$P\left(G_{ir}\right)=\prod_{\pi_j\in\Pi_{ir}} P_k\left(\hat{\pi}_j^v\right),\ v=\overline{1,\omega_{kj}}\ . \tag{5}$$

Алгоритм построения оптимальной ГПД реализует принцип динамического программирования «от конца к началу» и включает три этапа [1, 3]:

1) формирование множества $\Omega=\left\{R_k\,\middle|\,R_k\subseteq \mathsf{S}\right\}$ всех возможных информационных состояний и соответствующих им подмножеств $\Pi_k\subseteq\Pi$ допустимых для проверки признаков;

2) рекуррентный выбор оптимальных признаков для каждого ИС, начиная с состояний минимальной мощности ($\mathrm{card}\{R_k\}=2$) и заканчивая начальным ИС $R_k=\mathsf{S}$;

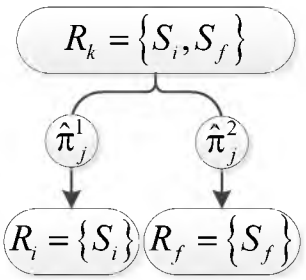
3) построение ГПД по результатам расчетов.

Формальное содержание первого и третьего этапов подробно рассмотрено в работе [3], а второй этап является уникальным для каждого показателя оптимизации. Рассмотрим содержание этого этапа применительно к решению поставленной задачи.

Как уже отмечалось, множество Ω информационных состояний содержит все возможные для заданных исходных данных комбинации из двух, трех и большего количества ТС $S_i\in\mathsf{S}$ $\left(i=\overline{1,m}\right)$. Рассмотрим произвольное двухэлементное ИС $R_k=\{S_i, S_f\}$. Допустимые в нем проверки составляют подмножество $\hat{\Pi}_k$ и соответствуют условию

$$\hat{\pi}_j\in\hat{\Pi}_k,\ \text{если}\left(\exists\, S_p, S_q\in R_k\right):\left(\ell_{pj}\cap\ell_{qj}=\varnothing\right). \tag{6}$$

Выполнение любой проверки $\hat{\pi}_j\in\hat{\Pi}_k$ в соответствии с отображением (1) приведет к распознаванию одного из этих двух ТС (рис.1).



$$\hat{\pi}_j: R_k\rightarrow\begin{cases} R_{kj}^1=R_i=\{S_i\},\ \text{если}\ y_j\in\Delta_{kj}^1;\\ R_{kj}^2=R_f=\{S_f\},\ \text{если}\ y_j\in\Delta_{kj}^2.\end{cases}$$

Рис. 1. Результаты проверки $\hat{\pi}_j$, выполняемой в ИС $R_k=\{S_i,S_f\}$

Достоверность $D_k\left(\hat{\pi}_j\right)$ проверки $\hat{\pi}_j\in\hat{\Pi}_k$, выполненной в ИС $R_k=\{S_i, S_f\}$, определяется как взвешенная сумма достоверностей ее исходов, т. е.

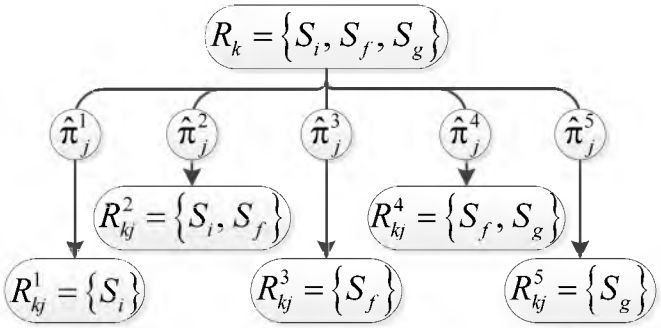
$$D_k\left(\hat{\pi}_j\right)=P_k\left(\hat{\pi}_j^1\right)D_{kj}^1+P_k\left(\hat{\pi}_j^2\right)D_{kj}^2. \tag{7}$$

Определив для ИС $R_k=\{S_i, S_f\}$ достоверность каждой из проверок $\hat{\pi}_j\in\hat{\Pi}_k$, можно выбрать оптимальную из условия

$$\pi_j^{\text{опт}}=\arg\max_{\hat{\pi}_s\in\hat{\Pi}_k}\left\{D_k\left(\hat{\pi}_s\right)\right\}. \tag{8}$$

Теперь рассмотрим другое ИС, состоящее уже из трех элементов, например, $R_k = \{S_i, S_f, S_g\}$. Предположим, что проверка $\hat{\pi}_j$ из числа допустимых в этом ИС имеет пять возможных исходов (рис. 2).

Первый, третий и пятый исходы этой проверки являются конечными (ведут к одноэлементным ИС), тогда как второй и четвертый порождают промежуточные ИС мощности 2. В этом случае для завершения распознавания требуется выполнение дополнительных проверок, достоверность которых также необходимо учитывать. Следовательно, формула (7) неприменима напрямую.



$$\hat{\pi}_j : R_k \rightarrow \begin{cases} R_{kj}^1 = \{S_i\}, \text{ если } y_1 \in \Delta_{kj}^1; \\ R_{kj}^2 = \{S_i, S_f\}, \text{ если } y_j \in \Delta_{kj}^2; \\ R_{kj}^3 = \{S_f\}, \text{ если } y_j \in \Delta_{kj}^3; \\ R_{kj}^4 = \{S_f, S_g\}, \text{ если } y_j \in \Delta_{kj}^4; \\ R_{kj}^5 = \{S_g\}, \text{ если } y_j \in \Delta_{kj}^5. \end{cases}$$

Рис. 2. Результаты проверки $\hat{\pi}_j$, выполняемой в ИС $R_k = \{S_i, S_f, S_g\}$

Если на предыдущих шагах уже определены оптимальные проверки и соответствующие значения достоверностей для всех ИС мощности 2, то для ИС с $\text{card}\{R_k\} > 2$ достоверность проверки вычисляется рекуррентно согласно выражению

$$D_k\left(\hat{\pi}_j\right) = \sum_{v=1}^{\omega_{kj}} P_k\left(\hat{\pi}_j^v\right) D_{kj}^v \tilde{D}_{kj}^v , \tag{9}$$

где $\tilde{D}_{kj}^v$ – достоверность проверок, необходимых для перехода из промежуточного ИС R_{kj}^v к конечному ИС $R_i = \{S_i\}$.

В том случае, если реализуется ИС, для которого $\text{card}\{R_{kj}^v\} = 1$, тогда соответствующее значение $\tilde{D}_{kj}^v = 1$.

Для удобства запишем формулу (9) в векторно-матричном виде

$$D_k\left(\hat{\pi}_j\right) = \mathbf{P}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle}^{\mathrm{T}} \mathbf{D}_{kj[\omega_{kj}]} \tilde{\mathbf{D}}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle}, \tag{10}$$

где $\mathbf{P}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle}^{\mathrm{T}}$ – вектор-строка вероятностей $P_k\left(\hat{\pi}_j^v\right)$ исходов, т. е.

$$\mathbf{P}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle}^{\mathrm{T}} = \left[P_k\left(\hat{\pi}_j^1\right), P_k\left(\hat{\pi}_j^2\right), ..., P_k\left(\hat{\pi}_j^v\right), ..., P_k\left(\hat{\pi}_j^{\omega_{kj}}\right)\right]; \tag{11}$$

$\tilde{\mathbf{D}}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle}$ – вектор-столбец достоверностей последующих проверок, т. е.

$$\tilde{\mathbf{D}}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle} = \left[\tilde{D}_{kj}^1, \tilde{D}_{kj}^2, ..., \tilde{D}_{kj}^v, ..., \tilde{D}_{kj}^{\omega_{kj}}\right]^{\mathrm{T}}; \tag{12}$$

$\mathbf{D}_{kj[\omega_{kj}]}$ – диагональная матрица вида

$$\mathbf{D}_{kj[\omega_{kj}]} = \begin{bmatrix} D_{kj}^1 & 0 & ... & 0 & ... & 0 \\ 0 & D_{kj}^2 & ... & 0 & ... & 0 \\ ... & ... & ... & ... & ... & ... \\ 0 & 0 & ... & D_{kj}^v & ... & 0 \\ ... & ... & ... & ... & ... & ... \\ 0 & 0 & ... & 0 & ... & D_{kj}^{\omega_{kj}} \end{bmatrix}. \tag{13}$$

Рассмотрим пошаговую процедуру выполнения **этапа 2** построения оптимальной по достоверности ГПД. При этом полагаем, что первый этап уже выполнен, т. е. сформировано множество $\Omega = \left\{ R_k \middle| k = \overline{1, K} \right\}$ ИС и для каждого из этих состояний R_k определены по условию (6) подмножества $\hat{\Pi}_k \subseteq \hat{\Pi}$ допустимых проверок.

Этап 2. Рекуррентный выбор оптимальных признаков для каждого ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$.

Шаг 2.1. Из множества Ω последовательно извлекаются все ИС с card{R_k} = 2. Для каждого из них выполняются следующие действия:

– вычисляются вероятности $P_k\left(\hat{\pi}_j^1\right)$ и $P_k\left(\hat{\pi}_j^2\right)$ исходов проверок $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_k$ по формуле (2);

– оцениваются (по методике [7]) априорные достоверности D_{kj}^1 и D_{kj}^2;

– вычисляются значения $D_k\left(\hat{\pi}_j\right)$ по формуле (7);

– выбираются оптимальные признаки $\pi_j^{\text{опт}}$ в соответствии с формулой (8);

– фиксируются соответствующие значения $D_k\left(\hat{\pi}_j^{\text{опт}}\right)$.

Шаг 2.2. Аналогично обрабатываются ИС с 2 < card{R_k} ≤ m:

– по формуле (2) вычисляются вероятности $P_k\left(\hat{\pi}_j^v\right), v = \overline{1, \omega_{kj}}$ исходов проверок $\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_k$, которые в соответствии с выражением (11) образуют вектор $\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{kj\langle\omega_{kj}\rangle}$;

– по методике [7] оцениваются априорные достоверности $D_{kj}^v\left(v = \overline{1, \omega_{kj}}\right)$, которые формируют матрицу (13);

– строится вектор (12), значения компонентов которого либо равны 1, если card{ R_{kj}^v } = 1, либо приравниваются к значениям $D_k\left(\hat{\pi}_j^{\text{опт}}\right)$, зафиксированным на предыдущем шаге работы алгоритма;

– по формуле (10) вычисляются достоверности $D_k\left(\hat{\pi}_j\right)\Big|_{\hat{\pi}_j \in \hat{\Pi}_k}$;

– по условию (8) выбираются наиболее достоверные ДП $\pi_j^{\text{опт}}$, для которых фиксируются значения $D_k\left(\hat{\pi}_j^{\text{опт}}\right)$.

Операции шага 2.2 повторяются до тех пор, пока не будет выбран оптимальный признак $\pi_j^{\text{опт}}$ для ИС $R_k = \mathsf{S}$. На этом этап 2 завершается.

В ходе этапа 3 строится оптимальная по достоверности ГПД объекта в виде ориентированного графа.

В результате определяются все ветви $G_{ir} \in U_i$ программы и соответствующие упорядоченные подмножества признаков $\Pi_{ir} \subseteq \Pi$, задающие состав и последовательность проверок для распознавания каждого ТС объекта.

Корректность синтезированной программы проверяется путем вычисления вероятностей реализации всех ветвей графа по формуле (5) и средней достоверности $\overline{D}\left(G_{\text{опт}}\right)$ по формуле (4). Если полученное значение совпадает с теоретическим максимумом, т. е.

$$\overline{D}\left(G_{\text{опт}}\right) = D_k\left(\hat{\pi}_j^{\text{опт}}\right)\Big|_{k:R_k=\mathsf{S}},$$

то программа считается корректно построенной и действительно оптимальной.

ПРИМЕР РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМА

Пусть в виде табл. 1 заданы: множества $\mathsf{S} = \left\{S_i \mid i = \overline{1,5}\right\}$, $\Pi = \left\{\pi_j \mid j = \overline{1,5}\right\}$ и $L = \left\{\ell_{ij} \mid i = \overline{1,5};\ j = \overline{1,5}\right\}$. Полагаем, что значение абсолютной погрешности измерения текущих значений y_j диагностических признаков $\pi_j \in \Pi$ известно и составляет $\delta_j = 0{,}05$ $\left(j = \overline{1,5}\right)$. По этим исходным данным построим оптимальную ГПД объекта по критерию максимума достоверности на основе метода динамического программирования.

Таблица 1

Таблица состояний объекта анализа

ТС S_i	Диагностические признаки π_j				
	π_1	π_2	π_3	π_4	π_5
S_1	(0,0; 0,4)	(0,2; 0,5)	(0,1; 0,3)	(0,0; 0,5)	(0,5; 1,0)
S_2	(0,2; 0,6)	(0,7; 1,0)	(0,3; 0,8)	(0,2; 0,6)	(0,0; 0,3)
S_3	(0,5; 0,8)	(0,0; 0,4)	(0,6; 1,0)	(0,4; 0,6)	(0,6; 0,8)
S_4	(0,6; 1,0)	(0,2; 0,7)	(0,4; 0,8)	(0,7; 1,0)	(0,3; 0,5)
S_5	(0,3; 0,5)	(0,6; 0,8)	(0,0; 0,3)	(0,5; 0,7)	(0,3; 0,7)

Решение.

Этап 1. Формируем множество Ω всех возможных ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$, возникающих при распознавании ТС S_i, и для каждого из них – множества Π_k допустимых для проверки признаков. Полученное множество Ω сортируем по числу элементов в ИС R_k и оформляем в виде табл. 2. ИС вида $R_i = \{S_i\}$ $\left(i = \overline{1,5}\right)$ (конечные состояния) в таблицу не включаем.

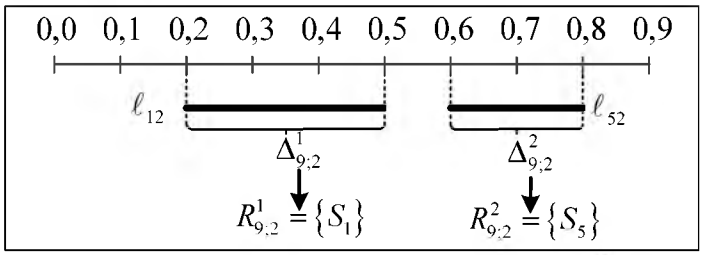
Таблица 2

ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$ и множества допустимых для проверки ДП

ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$	Π_k	ИС $R_k \subseteq \mathsf{S}$	Π_k
$R_6 = \{S_1, S_2\}$	π_2, π_3, π_5	$R_{15} = \{S_4, S_5\}$	π_1, π_3, π_4
$R_7 = \{S_1, S_3\}$	π_1, π_3	$R_{16} = \{S_1, S_2, S_3\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_5$
$R_8 = \{S_1, S_4\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	$R_{17} = \{S_1, S_2, S_5\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$
$R_9 = \{S_1, S_5\}$	π_2, π_4	$R_{18} = \{S_1, S_3, S_4\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5$
$R_{10} = \{S_2, S_3\}$	π_2, π_5	$R_{19} = \{S_1, S_3, S_5\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4$
$R_{11} = \{S_2, S_4\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5$	$R_{20} = \{S_2, S_3, S_4\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5$
$R_{12} = \{S_2, S_5\}$	π_3, π_5	$R_{21} = \{S_2, S_3, S_5\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_5$
$R_{13} = \{S_3, S_4\}$	π_4, π_5	$R_{22} = \{S_1, S_2, S_3, S_4, S_5\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$
$R_{14} = \{S_3, S_5\}$	π_1, π_2, π_3		

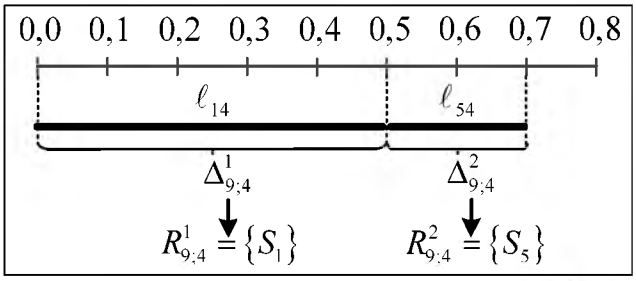
Этап 2. Выбор наиболее достоверных диагностических признаков для ИС R_k $\left(k = \overline{6,22}\right)$.

2.1. Начнем с определения наиболее достоверных признаков для двухэлементных информационных состояний R_k $\left(k = \overline{6,15}\right)$. В частности, для ИС $R_9 = \{S_1, S_5\}$ допустимые признаки, согласно выражению (6), образуют подмножество $\Pi_9 = \{\pi_2, \pi_4\}$. Исходы проверок этих признаков, выполняемых согласно отображению (1), представим в виде рис. 3 и 4.



$$R_9 \xrightarrow{\hat{\pi}_2} \begin{cases} R^1_{9;2} = \{S_1\}; y_2 \in \Delta^1_{9;2} = (0,2;\ 0,5) \\ R^2_{9;2} = \{S_5\}; y_2 \in \Delta^2_{9;2} = (0,6;\ 0,8) \end{cases}$$

Рис. 3. Результаты проверки $\hat{\pi}_2$, выполняемой в ИС $R_9 = \{S_1, S_5\}$



$$R_9 \xrightarrow{\hat{\pi}_4} \begin{cases} R^1_{9;4} = \{S_1\}; y_4 \in \Delta^1_{9;4} = (0,0;\ 0,5) \\ R^2_{9;4} = \{S_5\}; y_4 \in \Delta^2_{9;4} = (0,5;\ 0,7) \end{cases}$$

Рис. 4. Результаты проверки $\hat{\pi}_4$, выполняемой в ИС $R_9 = \{S_1, S_5\}$

Вероятности исходов этих проверок определим по формуле (2):

$$|\nabla_{9;2}| = |\ell_{12} \cup \ell_{52}| = 0,5;\ P_9(\hat{\pi}^1_2) = \frac{|\Delta^1_{9;2}|}{|\nabla_{9;2}|} = \frac{0,3}{0,5} = 0,6;\ P_9(\hat{\pi}^2_2) = \frac{|\Delta^2_{9;2}|}{|\nabla_{9;2}|} = \frac{0,2}{0,5} = 0,4;$$

$$|\nabla_{9;4}| = |\ell_{14} \cup \ell_{54}| = 0,7;\ P_9(\hat{\pi}^1_4) = \frac{|\Delta^1_{9;4}|}{|\nabla_{9;4}|} = \frac{0,5}{0,7} = 0,714;\ P_9(\hat{\pi}^2_4) = \frac{|\Delta^2_{9;4}|}{|\nabla_{9;4}|} = \frac{0,2}{0,7} = 0,286.$$

Ошибки, возможные при определения исходов проверок, представлены на рис. 5.

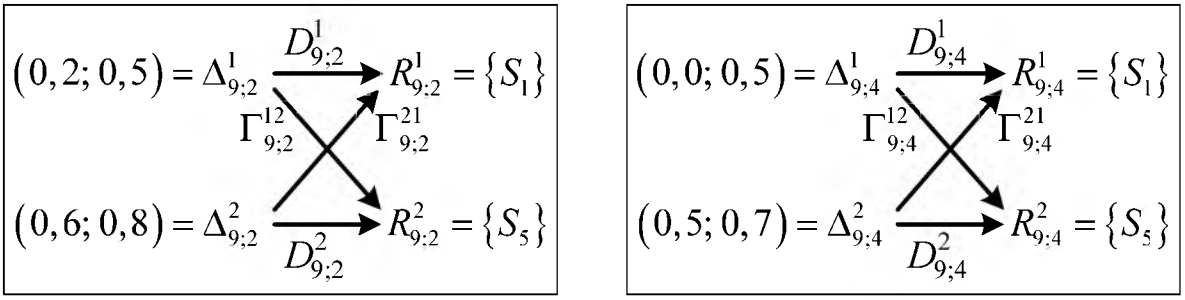


Рис. 5. Ошибки, возможные при выполнении проверок $\hat{\pi}_2$ и $\hat{\pi}_4$ в ИС $R_9 = \{S_1, S_5\}$

Значения $D^v_{9;j} = P\left[\left(y_j \in \Delta^v_{9;j}\right) / R^v_{9;j}\right]$, $j \in \{2, 4\}$; $v \in \{1, 2\}$, представляют собой априорные достоверности определения исходов проверки, а значения $\Gamma^{uv}_{9;j} = P\left(\Delta^u_{9;j} / R^v_{9;j}\right)$, $j \in \{2, 4\}$; $u, v \in \{1, 2\}$, $u \neq v$ – априорные вероятности ошибок. Кроме того, они образуют полную группу событий, т. е.

$$D^1_{9;j} = 1 - \Gamma^{21}_{9;j};\ D^2_{9;j} = 1 - \Gamma^{12}_{9;j}\ (j \in \{2, 4\}).$$

Считая известной величину δ_j погрешности измерений при выполнении проверок признаков $\pi_j \in \Pi$ $\left(j = \overline{1, 5}\right)$, учитывая результаты, представленные на рис. 3 и 4, и используя методику, приведенную в работе [7], определим:

$$\Gamma_{9;2}^{21} = \Gamma_{9;2}^{12} = 0;\ D_{9;2}^{1} = D_{9;2}^{2} = 1;$$

$$\Gamma_{9;4}^{21} = \Gamma_{9;4}^{12} = 0,0357;\ D_{9;4}^{1} = D_{9;4}^{2} = 0,9643.$$

Подставим полученные результаты в формулу (7), тогда

$$D_9(\hat{\pi}_2) = P_9(\hat{\pi}_2^1)D_{9;2}^{1} + P_9(\hat{\pi}_2^2)D_{9;2}^{2} = 0,6\cdot 1 + 0,4\cdot 1 = 1;$$

$$D_9(\hat{\pi}_4) = P_9(\hat{\pi}_4^1)D_{9;4}^{1} + P_9(\hat{\pi}_4^2)D_{9;4}^{2} = 0,714\cdot 0,9643 + 0,286\cdot 0,9643 = 0,9643.$$

По условию (8) выберем проверку $\hat{\pi}_2$ в качестве оптимальной для выполнения в ИС $R_9 = \{S_1, S_5\}$.

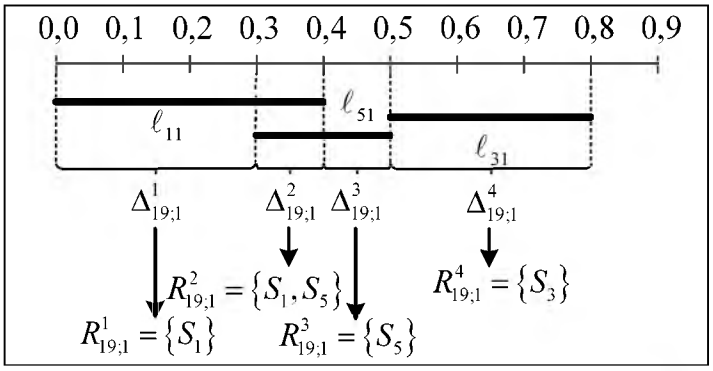
Действуя аналогичным образом, определим оптимальные проверки и зафиксируем соответствующие значения их достоверностей для всех остальных ИС, содержащих по два элемента. Полученные результаты сведем в табл. 3.

Таблица 3

Результаты вычислений для ИС R_k, состоящих из двух элементов

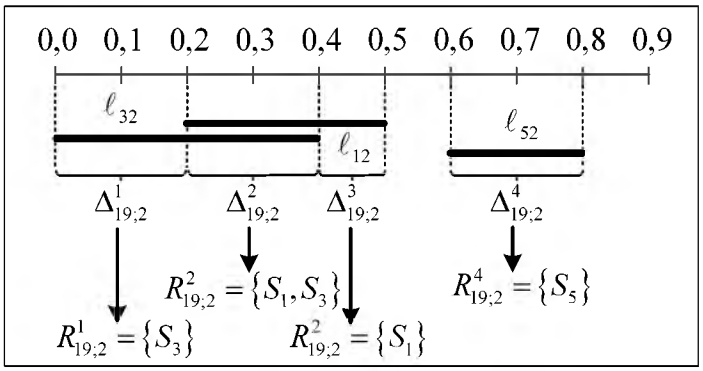
ИС $R_k \subseteq$ S	Π_k	$\pi_j^{опт}$	$D_k(\hat{\pi}_j^{опт})$	ИС $R_k \subseteq$ S	Π_k	$\pi_j^{опт}$	$D_k(\hat{\pi}_j^{опт})$
$R_6=\{S_1, S_2\}$	π_2, π_3, π_5	π_2, π_5	1	$R_{11}=\{S_2, S_4\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5$	π_4	1
$R_7=\{S_1, S_3\}$	π_1, π_3	π_1, π_3	1	$R_{12}=\{S_2, S_5\}$	π_3, π_5	π_3	0,9688
$R_8=\{S_1, S_4\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_1, π_3, π_4	1	$R_{13}=\{S_3, S_4\}$	π_4, π_5	π_4, π_5	1
$R_9=\{S_1, S_5\}$	π_2, π_4	π_2	1	$R_{14}=\{S_3, S_5\}$	π_1, π_2, π_3	π_2, π_3	1
$R_{10}=\{S_2, S_3\}$	π_2, π_5	π_2, π_5	1	$R_{15}=\{S_4, S_5\}$	π_1, π_3, π_4	π_1, π_3	1

2.2. Теперь выберем наиболее достоверные признаки для ИС R_k $\left(k = \overline{16,21}\right)$, состоящих из трех элементов. Рассмотрим, например, ИС $R_{19} = \{S_1, S_3, S_5\}$, для которого $\Pi_{19} = \{\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4\}$. Представим исходы проверок этих признаков на рис. 6–9.



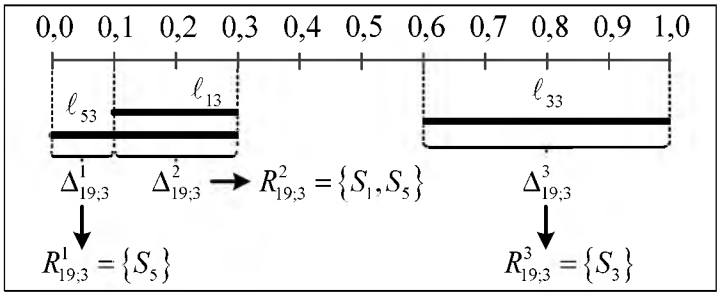
$$R_{19} \xrightarrow{\hat{\pi}_1} \begin{cases} R_{19;1}^1 = R_1; y_1 \in \Delta_{19;1}^1 = (0,0; 0,3) \\ R_{19;1}^2 = R_9; y_1 \in \Delta_{19;1}^2 = (0,3; 0,4) \\ R_{19;1}^3 = R_5; y_1 \in \Delta_{19;1}^3 = (0,4; 0,5) \\ R_{19;1}^4 = R_3; y_1 \in \Delta_{19;1}^4 = (0,5; 0,8) \end{cases}$$

Рис. 6. Результаты проверки $\hat{\pi}_1$, выполняемой в ИС R_{19}



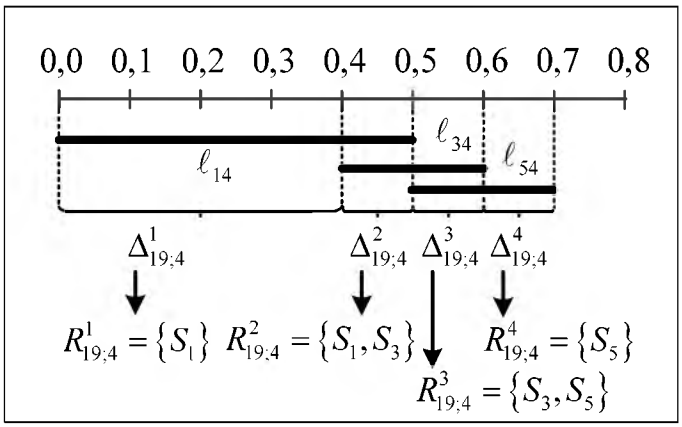
$$R_{19}\xrightarrow{\hat{\pi}_2}\begin{cases}R^1_{19;2}=R_3;y_2\in\Delta^1_{19;2}=(0,0;0,2)\\R^2_{19;2}=R_7;y_2\in\Delta^2_{19;2}=(0,2;0,4)\\R^3_{19;2}=R_1;y_2\in\Delta^3_{19;2}=(0,4;0,5)\\R^4_{19;2}=R_5;y_2\in\Delta^4_{19;2}=(0,6;0,8)\end{cases}$$

Рис. 7. Результаты проверки $\hat{\pi}_2$, выполняемой в ИС R_{19}



$$R_{19}\xrightarrow{\hat{\pi}_3}\begin{cases}R^1_{19;3}=R_5;y_3\in\Delta^1_{19;3}=(0,0;0,1)\\R^2_{19;3}=R_9;y_3\in\Delta^2_{19;3}=(0,1;0,3)\\R^3_{19;3}=R_3;y_3\in\Delta^3_{19;3}=(0,6;1,0)\end{cases}$$

Рис. 8. Результаты проверки $\hat{\pi}_3$, выполняемой в ИС R_{19}



$$R_{19}\xrightarrow{\hat{\pi}_4}\begin{cases}R^1_{19;4}=R_1;y_4\in\Delta^1_{19;4}=(0,0;0,4)\\R^2_{19;4}=R_7;y_4\in\Delta^2_{19;4}=(0,4;0,5)\\R^3_{19;4}=R_{14};y_4\in\Delta^3_{19;4}=(0,5;0,6)\\R^4_{19;4}=R_5;y_4\in\Delta^4_{19;4}=(0,6;0,7)\end{cases}$$

Рис. 9. Результаты проверки $\hat{\pi}_4$, выполняемой в R_{19}

Вероятности исходов этих проверок будут следующими:

$$|\nabla_{19;j}|=\left|\ell_{1j}\cup\ell_{3j}\cup\ell_{5j}\right|=\begin{cases}0,8\,(j=1)\\0,7\,(j=2;3;4)\end{cases};$$

$$P_{19}\left(\hat{\pi}^v_1\right)=\frac{|\Delta^v_{19;1}|}{|\nabla_{19;1}|}=\begin{cases}0,375\,(v=1;4)\\0,125\,(v=2;3)\end{cases};\ P_{19}\left(\hat{\pi}^v_2\right)=\frac{|\Delta^v_{19;2}|}{|\nabla_{19;2}|}=\begin{cases}0,286\,(v=1;2;4)\\0,142\,(v=3)\end{cases};$$

$$P_{19}\left(\hat{\pi}^v_3\right)=\frac{|\Delta^v_{19;3}|}{|\nabla_{19;3}|}=\begin{cases}0,143\,(v=1)\\0,286\,(v=2)\\0,571\,(v=3)\end{cases};\ P_{19}\left(\hat{\pi}^v_4\right)=\frac{|\Delta^v_{19;4}|}{|\nabla_{19;4}|}=\begin{cases}0,571\,(v=1)\\0,143\,(v=2;3;4)\end{cases}.$$

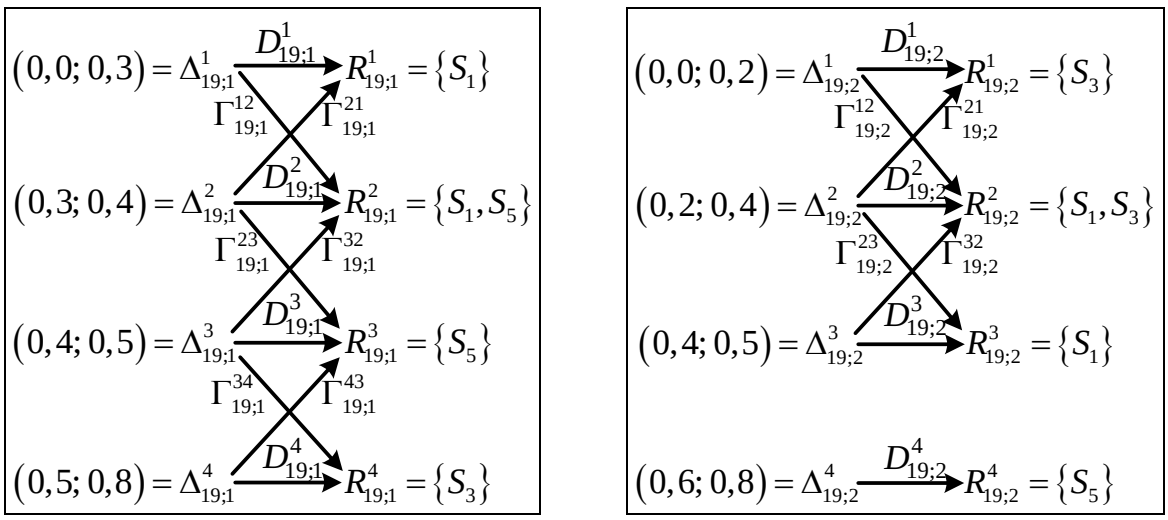
На рис. 10 представлены возможные априорные ошибки, которые могут быть допущены при выполнении рассматриваемых проверок, и отмечены вероятности $\Gamma^{uv}_{19;j} = P\left(\Delta^{u}_{19;j} / R^{v}_{19;j}\right)$, $j = \overline{1,4};\ u, v = \overline{1,4},\ u \neq v$, этих ошибок.

Используя методику, приведенную в работе [7], сформируем матрицы $\mathbf{P}^{Д}_{19;j\left[\omega_{19;j}\right]}$ априорных вероятностей соответствий, элементы главных диагоналей которых представляют собой априорные достоверности $D^{v}_{19;j}$, а остальные элементы – априорные вероятности ошибок $\Gamma^{uv}_{19;j}$:

$$\mathbf{P}^{Д}_{19;1[4]} = \begin{bmatrix} 0,96875 & 0,03125 & 0 & 0 \\ 0,03125 & 0,9375 & 0,03125 & 0 \\ 0 & 0,03125 & 0,9375 & 0,03125 \\ 0 & 0 & 0,03125 & 0,96875 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{P}^{Д}_{19;3[3]} = \begin{bmatrix} 0,96429 & 0,03571 & 0 \\ 0,03571 & 0,96429 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{P}^{Д}_{19;2[4]} = \mathbf{P}^{Д}_{19;4[4]} = \begin{bmatrix} 0,96429 & 0,03571 & 0 & 0 \\ 0,03571 & 0,92857 & 0,03571 & 0 \\ 0 & 0,03571 & 0,92857 & 0,03571 \\ 0 & 0 & 0,03571 & 0,96429 \end{bmatrix}.$$



а) б)

Рис. 10. Ошибки, возможные при выполнении проверок в ИС $R_{19} = \{S_1, S_3, S_5\}$ (начало):

а – для проверки $\hat{\pi}_1$; б – для проверки $\hat{\pi}_2$; в – для проверки $\hat{\pi}_3$;

г – для проверки $\hat{\pi}_4$

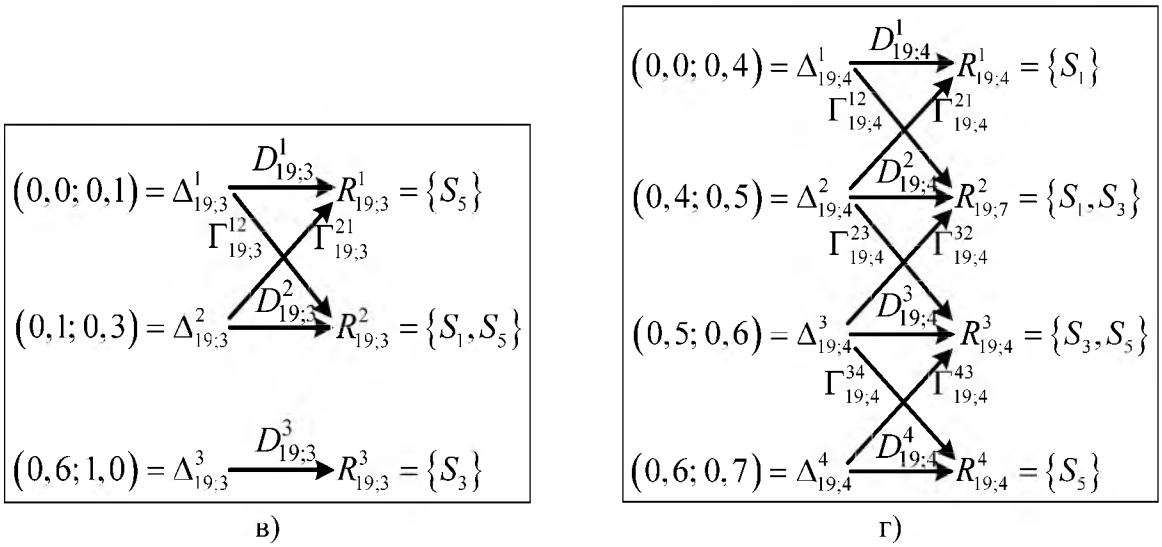


Рис. 10. Ошибки, возможные при выполнении проверок в ИС $R_{19}=\{S_1, S_3, S_5\}$ (окончание):

а – для проверки $\hat{\pi}_1$*; б – для проверки* $\hat{\pi}_2$*; в – для проверки* $\hat{\pi}_3$*;*

г – для проверки $\hat{\pi}_4$

Векторы $\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{19;j\langle\omega_{19;j}\rangle}$ сформируем в соответствии с выражением (11):

$$\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{19;1\langle 4\rangle}=\left[P_{19}\left(\hat{\pi}^1_1\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^2_1\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^3_1\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^4_1\right)\right]=[0{,}375\quad 0{,}125\quad 0{,}125\quad 0{,}375];$$

$$\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{19;2\langle 4\rangle}=\left[P_{19}\left(\hat{\pi}^1_2\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^2_2\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^3_2\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^4_2\right)\right]=[0{,}286\quad 0{,}286\quad 0{,}286\quad 0{,}142];$$

$$\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{19;3\langle 3\rangle}=\left[P_{19}\left(\hat{\pi}^1_3\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^3_3\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^3_3\right)\right]=[0{,}143\quad 0{,}286\quad 0{,}571];$$

$$\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{19;4\langle 4\rangle}=\left[P_{19}\left(\hat{\pi}^1_4\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^2_4\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^3_4\right)\quad P_{19}\left(\hat{\pi}^4_4\right)\right]=[0{,}571\quad 0{,}143\quad 0{,}143\quad 0{,}143].$$

Согласно выражению (12), сформируем векторы $\tilde{\mathbf{D}}_{19;j\langle\omega_{19;j}\rangle}$, учитывая для ИС $R^2_{19;1}=R^2_{19;3}=R_9$, $R^2_{19;2}=R^2_{19;4}=R_7$ и $R^3_{19;4}=R_{14}$, результаты расчетов, содержащиеся в табл. 3. Для остальных ИС $R^v_{19;j}$, являющихся конечными, значения $\tilde{D}^v_{19;j}=1$. Для рассматриваемого ИС $R_{19}=\{S_1, S_3, S_5\}$ все элементы векторов $\tilde{\mathbf{D}}_{19;j\langle\omega_{19;j}\rangle}$ получились одинаковыми, т. е.

$$\tilde{\mathbf{D}}_{19;j\langle 4\rangle}=\left[\tilde{D}^1_{19;j}\quad \tilde{D}^2_{19;j}\quad \tilde{D}^3_{19;j}\quad \tilde{D}^4_{19;j}\right]^{\mathrm{T}}=[1\quad 1\quad 1\quad 1]^{\mathrm{T}}\left(j\in\{1;2;4\}\right);$$

$$\tilde{\mathbf{D}}_{19;3\langle 3\rangle}=\left[\tilde{D}^1_{19;3}\quad \tilde{D}^2_{19;3}\quad \tilde{D}^3_{19;3}\right]^{\mathrm{T}}=[1\quad 1\quad 1]^{\mathrm{T}}.$$

Формирование матриц $\mathbf{D}_{19;j\left[\omega_{19;j}\right]}$, элементами которых являются априорные достоверности $D^v_{19;j}$ определения исходов проверки, выполним в соответствии с выражением (13):

$$\mathbf{D}_{19;1[4]}=\begin{bmatrix}0,96875 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0,9375 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0,9375 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0,96875\end{bmatrix};\ \mathbf{D}_{19;3[3]}=\begin{bmatrix}0,96429 & 0 & 0\\ 0 & 0,96429 & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix};$$

$$\mathbf{D}_{19;2[4]}=\mathbf{D}_{19;4[4]}=\begin{bmatrix}0,96429 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0,92857 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0,92857 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0,96429\end{bmatrix}.$$

Подставим полученные результаты в формулу (10) и рассчитаем оценки достоверности проверок $D_{19}\left(\hat{\pi}_j\right)\Big|_{\hat{\pi}_j\in\hat{\Pi}_{19}}$:

$$D_{19}\left(\hat{\pi}_3\right)=\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{19;3\langle3\rangle}\mathbf{D}_{19;3[3]}\tilde{\mathbf{D}}_{19;3\langle3\rangle}=\begin{bmatrix}0,143 & 0,286 & 0,571\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}0,96429 & 0 & 0\\ 0 & 0,96429 & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}1\\1\\1\end{bmatrix}=0,9847;$$

$$D_{19}\left(\hat{\pi}_1\right)=0,9609;\ D_{19}\left(\hat{\pi}_2\right)=0,9643;\ D_{19}\left(\hat{\pi}_4\right)=0,9541.$$

Сравнение полученных результатов очевидно показывает, что для ИС $R_{19}=\{S_1, S_3, S_5\}$ наиболее достоверным признаком является π_3.

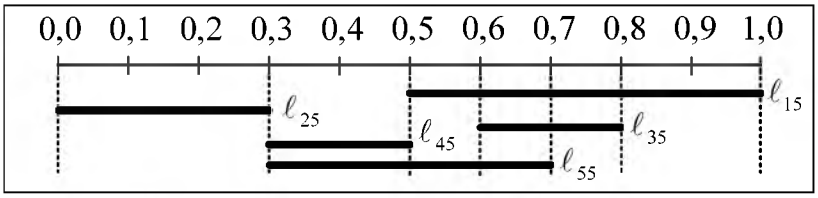
Повторим подобные вычисления для ИС $R_k\ \left(k=\overline{16,21}\right)$. Полученные результаты занесем в табл. 4.

Таблица 4

Результаты вычислений для ИС $R_k\ \left(k=\overline{16,21}\right)$

ИС $R_k\subseteq\mathsf{S}$	Π_k	$\pi_j^{\text{опт}}$	$D_k\left(\hat{\pi}_j^{\text{опт}}\right)$
$R_{16}=\{S_1, S_2, S_3\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_5$	π_2, π_5	0,9727
$R_{17}=\{S_1, S_2, S_5\}$	$\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_2	0,9704
$R_{18}=\{S_1, S_3, S_4\}$	$\pi_1, \pi_3, \pi_4, \pi_5$	π_1, π_4	0,9784
$R_{19}=\{S_1, S_3, S_5\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_4$	π_3	0,9847
$R_{20}=\{S_2, S_3, S_4\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_4, \pi_5$	π_4	0,9796
$R_{21}=\{S_2, S_3, S_5\}$	$\pi_1, \pi_2, \pi_3, \pi_5$	π_2	0,9768

На завершающем шаге этапа 2 определим оптимальную проверку для выполнения в начальном ИС $R_{22}=\mathsf{S}$. Поскольку ход вычислений при этом такой же, как для уже рассмотренных ИС, ограничимся только представлением результата. Итак, оптимальным по достоверности признаком для проверки в начальном ИС $R_{22}=\{S_1, S_2, S_3, S_4, S_5\}$ является π_5, для которого значение $D_{22}\left(\hat{\pi}_5\right)=0,9611$. Проверка этого признака в соответствии с отображением (1) имеет шесть возможных исходов (рис. 11).



$$\hat{\pi}_5 : R_{22} \to \begin{cases} R^1_{22;5} = \{S_2\} = R_2, \text{ если } y_5 \in \Delta^1_{22;5} = (0,0;\, 0,3) \\ R^2_{22;5} = \{S_4, S_5\} = R_{15}, \text{ если } y_5 \in \Delta^2_{22;5} = (0,3;\, 0,5) \\ R^3_{22;5} = \{S_1, S_5\} = R_9, \text{ если } y_5 \in \Delta^3_{22;5} = (0,5;\, 0,6) \\ R^4_{22;5} = \{S_1, S_3, S_5\} = R_{19}, \text{ если } y_5 \in \Delta^4_{22;5} = (0,6;\, 0,7) \\ R^5_{22;5} = \{S_1, S_3\} = R_7, \text{ если } y_5 \in \Delta^5_{22;5} = (0,7;\, 0,8) \\ R^6_{22;5} = \{S_1\} = R_1, \text{ если } y_5 \in \Delta^6_{22;5} = (0,8;\, 1,0) \end{cases}$$

Рис. 11. Результаты проверки $\hat{\pi}_5$, выполняемой в ИС $R_{22} = \mathsf{S}$

Векторы $\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{22;5\langle 6\rangle}$ и $\tilde{\mathbf{D}}_{22;5\langle 6\rangle}$, а также матрица $\mathbf{D}_{22;5[6]}$ будут иметь следующий вид:

$$\mathbf{P}^{\mathrm{T}}_{22;5\langle 6\rangle} = [0,3 \quad 0,2 \quad 0,1 \quad 0,1 \quad 0,1 \quad 0,2];$$
$$\tilde{\mathbf{D}}_{22;5\langle 6\rangle} = [1 \quad 1 \quad 1 \quad 0,99847 \quad 1 \quad 1]^{\mathrm{T}}$$

$$\mathbf{D}_{22;5[6]} = \begin{bmatrix} 0,975 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,95 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,95 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,95 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0,95 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,975 \end{bmatrix}.$$

Этап 3. Построение ГПД объекта, оптимальной по критерию максимума достоверности.

Для каждого из найденных упорядоченных подмножеств $\Pi_{ir} \subseteq \Pi \left(i = \overline{1,5}\right)$ диагностических признаков, первым (а иногда и единственным) элементом будет π_5. Вторые и третьи элементы подмножеств $\Pi_{ir} \subseteq \Pi$ выберем из табл. 3 и 4, в которых отмечены наиболее достоверные проверки для ИС $R_7 = \{S_1, S_3\}$, $R_9 = \{S_1, S_5\}$, $R_{15} = \{S_4, S_5\}$ и $R_{19} = \{S_1, S_3, S_5\}$, являющихся исходами проверки $\hat{\pi}_5$, выполненной в начальном ИС $R_{22} = \mathsf{S}$. Полученные результаты отобразим в табл. 5, а непосредственно ГПД объекта построим в виде ориентированного графа, представленного на рис. 12.

Таблица 5

Упорядоченные наборы диагностических признаков для распознавания ТС $S_i \left(i = \overline{1,5}\right)$

ТС S_i	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5
$\Pi_{ir} \subseteq \Pi$	$\Pi_{11} = \{\pi_5, \pi_1\}$	$\Pi_{21} = \{\pi_5\}$	$\Pi_{31} = \{\pi_5, \pi_3\}$	$\Pi_{41} = \{\pi_5, \pi_1\}$	$\Pi_{51} = \{\pi_5, \pi_1\}$
	$\Pi_{12} = \{\pi_5, \pi_2\}$		$\Pi_{32} = \{\pi_5, \pi_1\}$		$\Pi_{52} = \{\pi_5, \pi_3\}$
	$\Pi_{13} = \{\pi_5, \pi_3, \pi_2\}$				$\Pi_{53} = \{\pi_5, \pi_2\}$
	$\Pi_{14} = \{\pi_5\}$				$\Pi_{54} = \{\pi_5, \pi_3, \pi_2\}$

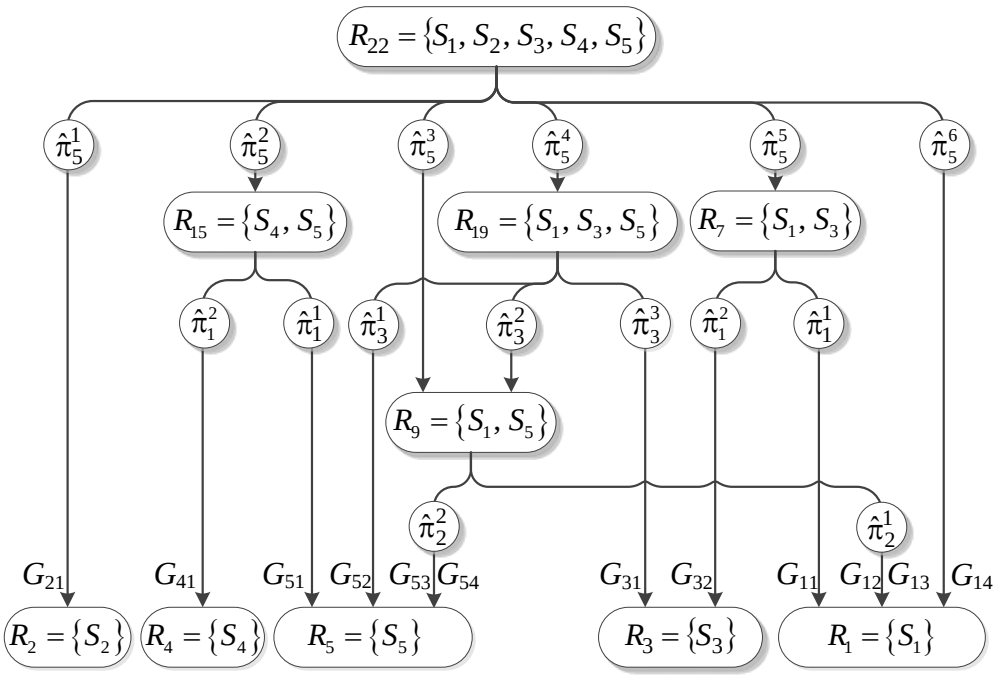


Рис. 12. Оптимальная по достоверности ГПД объекта

Для проверки правильности построенной программы рассчитаем среднюю достоверность ее реализации, используя формулу (4). Предварительно вычислим по формуле (5) вероятности $P(G_{ir})$ реализации ветвей, приводящих из ИС R_{22} = S в конкретные ТС S_i $\left(i=\overline{1,5}\right)$:

$P(G_{11})=P_{22}(\hat{\pi}_5^5)\cdot P_7(\hat{\pi}_1^1)=0,1\cdot 0,571=0,0571$; $P(G_{12})=P_{22}(\hat{\pi}_5^3)\cdot P_9(\hat{\pi}_2^1)=0,1\cdot 0,6=0,06$;

$P(G_{13})=P_{22}(\hat{\pi}_5^4)\cdot P_{19}(\hat{\pi}_3^2)\cdot P_9(\hat{\pi}_2^1)=0,1\cdot 0,286\cdot 0,6=0,0171$; $P(G_{14})=P_{22}(\hat{\pi}_5^6)=0,2$;

$P(G_{21})=P_{22}(\hat{\pi}_5^1)=0,3$;

$P(G_{31})=P_{22}(\hat{\pi}_5^4)\cdot P_{19}(\hat{\pi}_3^3)=0,1\cdot 0,571=0,0571$; $P(G_{32})=P_{22}(\hat{\pi}_5^5)\cdot P_7(\hat{\pi}_1^2)=0,1\cdot 0,429=0,0429$;

$P(G_{41})=P_{22}(\hat{\pi}_5^2)\cdot P_{15}(\hat{\pi}_1^2)=0,2\cdot 0,667=0,1333$;

$P(G_{51})=P_{22}(\hat{\pi}_5^2)\cdot P_{15}(\hat{\pi}_1^1)=0,2\cdot 0,333=0,0666$; $P(G_{52})=P_{22}(\hat{\pi}_5^4)\cdot P_{19}(\hat{\pi}_3^1)=0,1\cdot 0,143=0,0143$;

$P(G_{53})=P_{22}(\hat{\pi}_5^3)\cdot P_9(\hat{\pi}_2^2)=0,1\cdot 0,4=0,04$;

$P(G_{54})=P_{22}(\hat{\pi}_5^4)\cdot P_{19}(\hat{\pi}_3^2)\cdot P_9(\hat{\pi}_2^2)=0,1\cdot 0,286\cdot 0,6=0,0114$.

Нетрудно убедиться, что в сумме вычисленные значения вероятностей реализации ветвей программы дают единицу, т. е. составляют полную группу событий.

Значения достоверностей D_{kj}^{v} исходов проверок были вычислены при составлении ГПД.

Подставим полученные результаты в формулу (4) и получим

$$\overline{D}(G)=P(G_{11})D_{22;5}^5D_{7;1}^1+P(G_{12})D_{22;5}^3D_{9;2}^2+P(G_{13})D_{22;5}^4D_{19;3}^2D_{9;2}^1+P(G_{14})D_{22;5}^6+$$
$$+P(G_{21})D_{22;5}^1+P(G_{31})D_{22;5}^4D_{19;3}^3+P(G_{32})D_{22;5}^5D_{7;1}^2+P(G_{41})D_{22;5}^2D_{15;1}^2+P(G_{51})D_{22;5}^4D_{15;1}^1+$$
$$+P(G_{52})D_{22;5}^4D_{19;3}^1+P(G_{53})D_{22;5}^3D_{9;2}^2+P(G_{54})D_{22;5}^4D_{19;3}^2D_{9;2}^2=0,9611.$$

Поскольку $\overline{D}(G)=D_{22}(\hat{\pi}_5)$, следовательно, ГПД объекта построена правильно и действительно является оптимальной по критерию максимума достоверности.

В процессе построения оптимальной по достоверности ГПД объекта при заданных исходных данных значение абсолютной погрешности измерительных устройств полагалось рав-

ным 0,05. С целью исследования устойчивости синтезируемой программы при варьировании величины этой погрешности было проведено моделирование, результаты которого представлены на рис. 13.

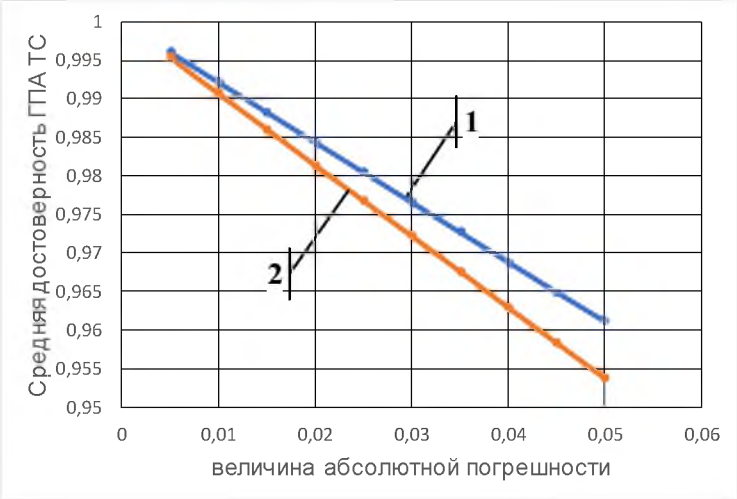


Рис. 13. Зависимость средней достоверности ГПА ТС от погрешности измерений

Моделирование показало (линия 1 на рис. 13), что изменение абсолютной погрешности δ_j в диапазоне от 0,005 до 0,05 влияет на оценку $\overline{D}(G)$ средней достоверности, которая линейно снижается, при этом ориентированный граф, иллюстрирующий ГПД (см. рис. 12), сохраняет свою структуру. Линия 2 на рис. 13 показывает зависимость средней достоверности ГПД от величины абсолютной погрешности при допущении о возможности аномальных результатов измерений. Это допущение было учтено путем замены приравниваемых к нулю элементов Γ_{kj}^{uv} в матрицах $\mathbf{P}^{Д}_{kj\left[\omega_{kj}\right]}$ априорных вероятностей соответствий на величины, на порядок меньшие априорных вероятностей ошибок, оцениваемых на основе величины погрешности δ_j и взаимного расположения модельных интервалов ℓ_{ij}. Учет аномальных измерений приводит к более резкому падению достоверности, но не изменяет оптимальную последовательность проверок. Это подтверждает робастность синтезированной программы и ее пригодность для применения в реальных условиях эксплуатации анализируемых объектов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Поскольку априорные, апостериорные и безусловные достоверности и вероятности ошибок связаны между собой известными соотношениями [7], то оптимизация ГПД путем выбора наиболее достоверных проверок на каждом шаге ветвления программы возможна за счет вычисления не только априорных, но и апостериорных, а также безусловных достоверностей. Однако такие алгоритмы требуют большего объема вычислений, хотя и дают одинаковые результаты.

Разработанный алгоритм позволяет синтезировать ГПД, максимально достоверные в условиях интервальной неопределенности и при известных характеристиках измерительных каналов. Основными преимуществами предложенного подхода являются:

– строгая вероятностная интерпретация достоверности проверок с учетом погрешностей измерений;

– вычислительная эффективность за счет применения рекуррентной схемы;

– устойчивость структуры программы к вариациям параметров измерительной системы.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании интеллектуальных систем технического диагностирования для перспективных образцов вооружения и военной техники, где критически важны надежность и достоверность принимаемых решений.

Список использованных источников

1. *Дмитриев А. К*. Синтез оптимальной по затратам процедуры распознавания технического состояния объекта // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2000. – Т. 43, № 6. – С. 3–19.

2. Теоретические основы и методы оптимизации анализа технического состояния сложных систем : моногр. / В. В. Мышко [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – 303 с.

3. *Копкин Е. В., Кобзарев И. М.* Использование меры ценности информации Стратоновича для оптимизации гибких программ диагностирования технических объектов // Труды СПИИРАН. – 2019. – Т.18, № 6. – С.1434–1461.

4. *Кузьмин И. В.* Оценка эффективности и оптимизация автоматических систем контроля и управления. – М. : Сов. радио, 1971.– 296 с.

5. With Examples in Parameter and State Estimation, Robust Control and Robotics / L. Jaulin [et al.] // Applied Interval Analysis. – London : Springer, 2001. – 379 p.

6. *Лукашов А. А., Струков Д. А*. Применение интервальных методов для анализа достоверности технической диагностики сложных систем // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2018. – № 5. – С. 89–97.

7. *Иваню А. Ю., Копкин Е. В., Мышко В. В.* Оценивание достоверности проверок с интервальной формой представления диагностических признаков // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 687.– С. 188–198.

Д. С. Унрау

МОДЕЛЬ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ РАКЕТНОГО БЛОКА С РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ

В статье представлен анализ новых условий функционирования жидкостного ракетного двигателя многоразового ракетного блока, возникающих при реализации ракетодинамической системы спасения. Описана математическая модель расчета расходования ресурса камеры жидкостного ракетного двигателя ракетного блока с ракетодинамической системой спасения, учитывающая влияние коэффициента дросселирования. Представлены результаты численного эксперимента, полученные при помощи модели.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, ракетодинамическая система спасения, многоразовый ракетный блок, ресурс камеры.

ВВЕДЕНИЕ

Наиболее рациональной системой спасения первых ступеней многоразовых ракет-носителей (РН) является ракетодинамическая система спасения [1]. При этом для реализации ракетодинамической системы спасения (РДСС) предъявляются дополнительные требования к ракетным двигателям, одним из которых является необходимость глубокого дросселирования тяги при совершении тормозного импульса при вхождении в плотные слои атмосферы и приземлении ракетного блока (РБ) на посадочную платформу. Данное требование обусловлено необходимостью обеспечения допустимых значений плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ от аэродинамического нагрева и допустимых значений перегрузки [2].

Повышаются и требования к ресурсу жидкостных ракетных двигателей при их многократном использовании, так как экономическая целесообразность применения спасаемого РБ достигается при 6–10 пусках. Опыт эксплуатации многоразового ракетного блока первой ступени РН *Falcon* показал, что вопрос обеспечения требуемого ресурса жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является ключевым. Несмотря на высокие показатели кратности применения (РБ №B1062 совершил 28 циклов пуска и посадки), уходит на второй план факт того, что при проведении межполетного технического обслуживания нередко происходит замена ракетных двигателей, стоимость которых достигает до 30% от стоимости РБ.

Анализ специальной литературы показал, что глубокое дросселирование тяги ЖРД при выполнении тормозных импульсов создает дополнительные тепловые нагрузки на камеру вследствие снижения скорости течения компонента по рубашке охлаждения и, как следствие, увеличения температуры газовой стенки камеры, так как подводимый тепловой поток от продуктов сгорания (ПС) при дросселировании уменьшается незначительно по сравнению с отводимым охлаждающим компонентом [3]. В связи с этим возрастает повреждаемость при малоцикловом термоциклическом нагружении, что приводит к снижению ресурса камеры.

Как уже отмечено ранее, выбор значения степени дросселирования двигательной установки (ДУ) РБ с РДСС обусловлен допустимыми значениями перегрузки $n_{x\,\text{доп}}$ и конвективного теплового потока $q_{к\,\text{доп}}$, требования к которым могут быть записаны в виде

$$n_x^{\max} < n_{x\,\text{доп}},\ q_к^{\max} < q_{к\,\text{доп}}. \qquad (1)$$

Результаты расчетов, представленные в работе [2], показали, что оптимальное значение коэффициента дросселирования тяги ЖРД, при котором выполняется требование (1), находится в диапазоне 0,2–0,3 от номинального значения. В то же время анализ предметной области свидетельствует, что остается неисследованным вопрос влияния коэффициента дроссе-

лирования ЖРД при выполнении тормозных импульсов на ресурс его камеры, что обуславливает необходимость создания математической модели выработки ресурса камеры, учитывающей вышеописанные особенности функционирования ЖРД.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для составления математической модели сформулируем вербально и формально задачу исследования: при заданных исходных данных о теплофизических и механических свойствах материалов и геометрических параметрах конструкции камеры, параметрах функционирования ЖРД и РБ на этапах выведения и посадки, теплофизических параметрах продуктов сгорания и компонентов ракетного топлива получить зависимость количества циклов до достижения предельного состояния камеры от коэффициента дросселирования.

Дано:

1) теплофизические свойства материалов огневой и внешней стенок камеры: λ_i – теплопроводность, ρ_i – плотность, c_i – теплоемкость, ε_i – эффективная степень черноты;

2) геометрические параметры рубашки охлаждения камеры для различных сечений: $\delta_в$, $\delta_{ст}$ – толщина огневой и толщина внешней стенок соответственно, b – толщина ребра, l – ширина пролета между ребрами, h – высота ребер;

3) параметры функционирования ЖРД: P – тяга ЖРД, $\dot{m}$ – массовый расход компонентов, $p_{кс}$ – давление в камере сгорания, $K_м$ – соотношения компонентов в камере сгорания, количество и продолжительность включений ЖРД, β – расходный комплекс, $I_{уд}$ – удельный импульс;

4) теплофизические параметры ПС и охлаждающей жидкости: λ_j – теплопроводность, ρ_j – плотность, c_{pj} – теплоемкость, μ_j – динамическая вязкость, ε – степень черноты (только для ПС);

5) свойства материалов внутренней и внешней стенок камеры: $\sigma_в^T$ – предел прочности, при температуре T, $\sigma_т^T$ – условный предел текучести при температуре T, E – модуль упругости, $e_т$ – относительная деформация, соответствующая пределу текучести, $\alpha_{т.р}$ – коэффициент теплового расширения;

6) параметры РБ на этапе спасения: $M_{вкл}$ – масса ракетного блока на момент начала выполнения тормозного импульса, Δv – требуемое снижение скорости РБ после выполнения тормозного импульса, $\cos\gamma(t)$ – зависимость угла тангажа от времени;

7) параметры для расчета состава и температуры ПС: K_1.....K_7 – константы равновесия реакций образования ПС, $I_{крт\ i}$ – энтальпия компонентов ракетного топлива, $I_{пс\ i}$ – энтальпия ПС.

Найти:

$$N_0 = f(k_{др}).$$

ВЗАИМОСВЯЗЬ КОЭФФИЦИЕНТА ДРОССЕЛИРОВАНИЯ И ТРЕБУЕМОГО ВРЕМЕНИ РАБОТЫ ЖРД ДЛЯ СОВЕРШЕНИЯ ТОРМОЗНЫХ ИМПУЛЬСОВ

Примем допущение, что при совершении тормозных импульсов на этапе спасения многоразового ракетного блока система управления поддерживает угол атаки равным нулю. Тогда уравнение баланса сил, действующих на многоразовый ракетный блок, в проекции на направление вектора скорости имеет вид

$$ma = mg\cos\gamma - P\cdot k_{др} - R_a, \qquad (2)$$

где m – масса ракетного блока;

a – ускорение ракетного блока;
g – среднетраекторное значение ускорения свободного падения;
γ – угол между вектором скорости и вектором силы тяжести;
P – тяга ЖРД на номинальном режиме;
$k_{др}$ – коэффициент дросселирования ЖРД;
R_a – аэродинамическая сила.

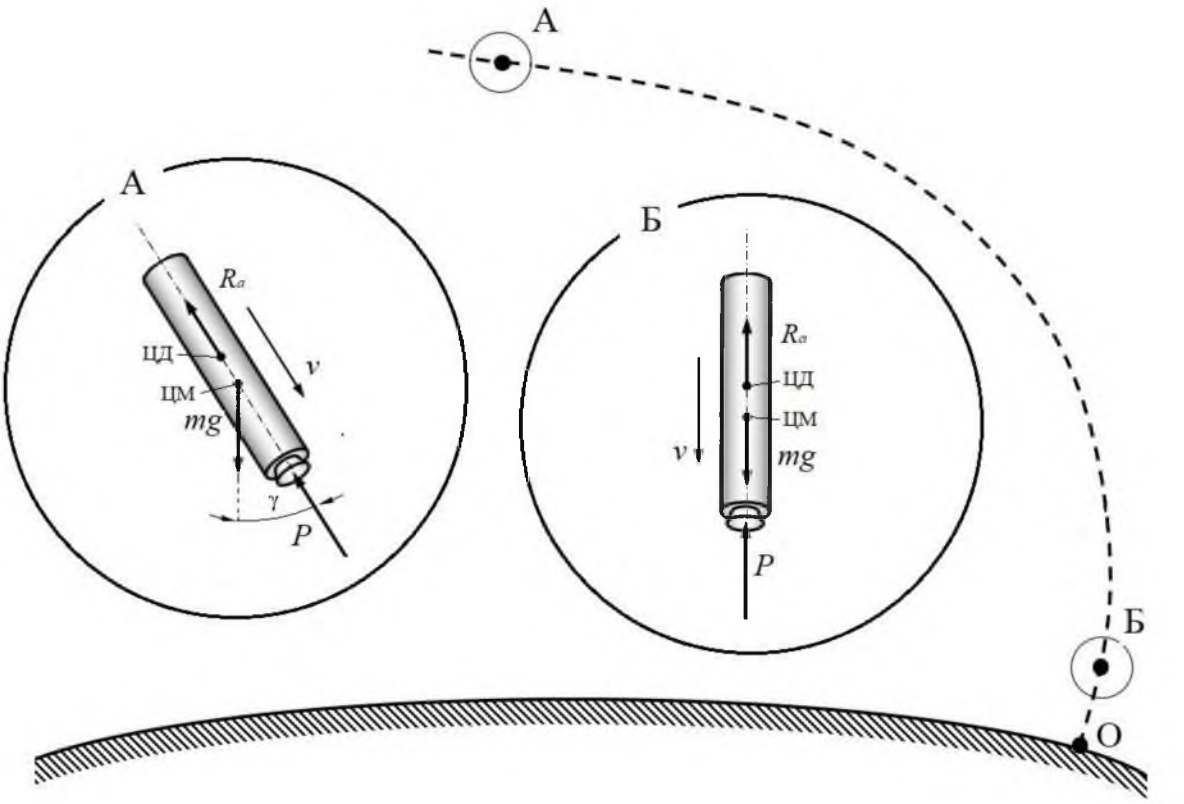


Рис. 1. Расчетная схема сил, действующих на ракетный блок при совершении тормозных импульсов

В то же время при условии постоянства во времени значений тяги и расхода ЖРД $P_{ЖРД} = \text{const}, \dot{m}_н = \text{const}$ выражение для ускорения как функции времени имеет вид

$$a(t) = \frac{P_{ЖРД} \cdot k_{др} - R_a(t)}{M_{вкл} - k_{др} \cdot \dot{m}_н \cdot t} - g \cdot \cos\gamma(t), \qquad (3)$$

где $M_{вкл}$ – масса РБ в момент включения ЖРД при совершении тормозного импульса,

t – текущее значение времени от момента включения ЖРД.

Значение полной аэродинамической силы при оптимальной высоте включения ЖРД для выполнения тормозного импульса перед входом в плотные слои атмосферы не превышает 1-2% от суммы равнодействующих всех сил, действующих на ракетный блок, в связи с чем можно принять допущение, что $R_a = 0$.

Тогда проинтегрировав выражение (3) по времени, получим

$$\Delta v = -\frac{P_{ЖРД}}{\dot{m}_н} \cdot \ln\left|M_{вкл} - k_{др}\dot{m}_н \cdot t\right| + \frac{P_{ЖРД}}{\dot{m}_н} \cdot \ln\left|M_{вкл}\right| - g \cdot \int_0^t \cos\gamma\,. \qquad (4)$$

Учитывая выражения для расчета удельного импульса и свойство разности логарифмов, преобразуем выражение (4) к следующему виду:

$$\frac{\Delta v + g\int_0^t \cos\beta}{I_{\text{уд}}} = \ln\left|\frac{M_{\text{вкл}}}{M_{\text{вкл}} - k_{\text{др}}\cdot \dot{m}_{\text{н}}\cdot t}\right|. \quad (5)$$

Из этой формулы получим выражение зависимости времени совершения тормозного импульса от коэффициента дросселирования ЖРД:

$$t = \frac{M_{\text{вкл}}}{\dot{m}_{\text{н}}}\cdot\left(1-\frac{1}{e^A}\right)\cdot\frac{1}{k_{\text{др}}}, \quad (6)$$

Степенной коэффициент A определяется выражением:

$$A = \frac{\Delta v + g\int_0^t \cos\gamma(t)dt}{I_{\text{уд}}}, \quad (7)$$

В этой формуле$\Delta v = v\text{-}v_{\text{тр}}$, где v – текущая скорость РБ, $v_{\text{тр}}$ – требуемая скорость РБ, исходя из выполнения требования (1), а $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс ЖРД,

ОСНОВНЫЕ МАТЕМАТИЧЕСКИЕ СООТНОШЕНИЯ И СТРУКТУРНАЯ СХЕМА МОДЕЛИ

На рис. 2 представлена структурная схема разработанной модели.

Для расчета ресурса применяется гипотеза линейного суммирования повреждений, согласно которой суммарная повреждаемость D_Σ равна сумме повреждаемости при длительном статическом нагружении D_τ и малоцикловом нагружении D_N :

$$D_\Sigma = D_\tau + D_N. \quad (8)$$

Для расчета отдельных видов повреждаемости используется деформационная трактовка, выражение для которой имеет вид

$$D = \sum_{j=1}^{n}\frac{e_j}{e_{fj}}, \quad (9)$$

где e_j – упругопластическая деформация или размах деформаций в зоне концентрации напряжений;

e_{fj} – предельная (разрушающая) деформация материала.

Выражение для расчета деформации при длительном статическом нагружении от сил давления, возникающих в рубашке охлаждения камеры, и от продуктов сгорания компонентов ракетного топлива имеет вид

$$e_i = e_{\text{тт}}\cdot\left[\frac{\sqrt{3}}{8}\cdot\frac{p\cdot l^2}{\sigma_{\text{тт}}\cdot\delta_{\text{ст}}^2}\sqrt{1+4\cdot\frac{\delta_{\text{ст}}^2}{l^2}}\right]^{1/m} \quad (10)$$

где $\sigma_{\text{тт}}$ – предел текучести материала;

$e_т$ – деформация материала при напряжении, равном пределу текучести;
p – разность давлений в рубашке охлаждения камеры;
l – ширина пролета между ребрами рубашки охлаждения;
$\delta_{ст}$ – толщина огневой стенки камеры;
m – коэффициент упрочнения материала.

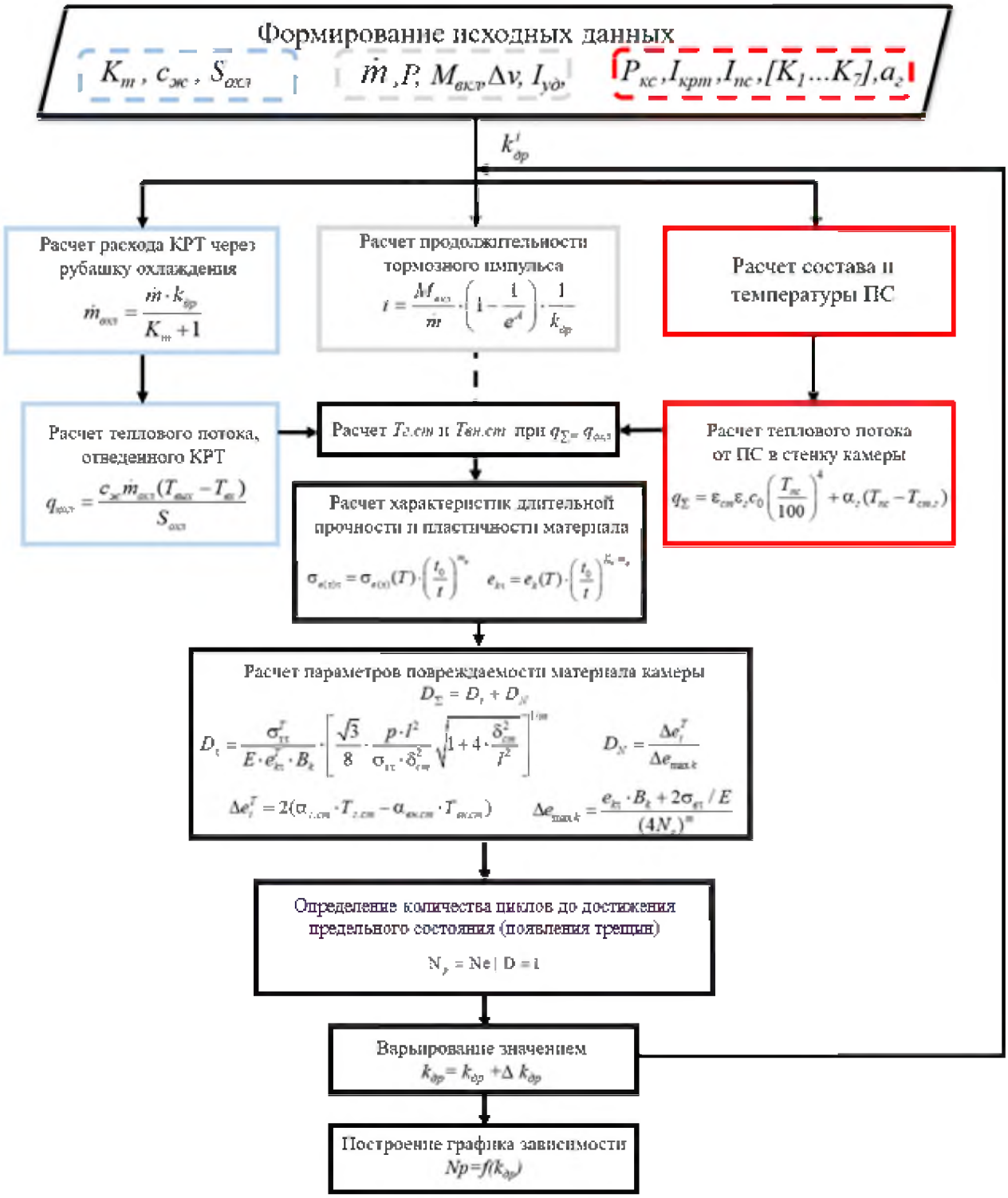


Рис. 2. Структурная схема разработанной модели

Предельная разрушающая деформация при статическом нагружении равна:

$$e_f = e_{k\tau} \cdot B_k . \tag{11}$$

где $e_{k\tau}$ – пластичность материала,

B_k – коэффициент снижения пластичности, зависящий от соотношения главных напряжений в материале.

Выражение для расчета размаха деформаций при малоцикловом температурном нагружении, возникающем при запуске и останове ЖРД, имеет вид

$$\Delta e_i^T = 2(\alpha_{\text{г. ст}} \cdot T_{\text{г. ст}} - \alpha_{\text{вн. ст}} \cdot T_{\text{вн. ст}}), \tag{12}$$

где $a_{\text{г. ст}}$, $a_{\text{вн. ст}}$ – коэффициент температурного расширения огневой и внешней стенки камеры соответственно;

$T_{\text{г. ст}}$, $T_{\text{вн. ст}}$ – температура огневой и внешней стенки камеры соответственно.

Предельное значение размаха деформаций для малоциклового температурного нагружения при числе циклов N_e находится при помощи выражения

$$\Delta e_{\max k} = \frac{e_{k\tau} \cdot B_k \cdot \left(\frac{\tau_0}{N_e \cdot \tau_1} \right)^{K_e \cdot m_\sigma}}{(4N_e)^m} + \frac{\left(\frac{2\sigma_{в\tau}}{E} \right) \cdot \left(\frac{\tau_0}{N_e \cdot \tau_1} \right)^{m_\sigma}}{(4N_e)^m + 1}, \tag{13}$$

где τ_0 – базовое время испытаний материала при кратковременном статическом нагружении до разрушения, $\tau_0 = 180$ с;

τ_1 – длительность одного цикла малоциклового нагружения;

$\sigma_{в\tau}$ – предел прочности материала;

E – модуль упругости материала;

K_e и m_σ эмпирические степенные коэффициенты.

При расчете параметров повреждаемости в качестве характеристик механических свойств материалов применяются такие параметры, как $\sigma_{в\tau}$ – предел прочности материала, $\sigma_{т\tau}$ – предел текучести материала, $e_{k\tau}$ – предел пластичности материала. Данные характеристики определяются при испытаниях на однократное статическое нагружение при заданной температуре. Зависимость этих величин от времени выдержки τ аппроксимируют степенными уравнениями:

$$\sigma_{в(т)\tau} = \sigma_{в(т)} \cdot \left(\frac{\tau_0}{\tau} \right)^{m_\sigma}, \tag{14}$$

$$e_{k\tau} = e_k \cdot \left(\frac{\tau_0}{\tau} \right)^{K_e \cdot m_\sigma}. \tag{15}$$

Проанализировав выражения (9)–(13), становится очевидно, что как и механические характеристики материалов, так и другие параметры, определяющие значения составляющих повреждаемости, которые входят в выражение (8), зависят от времени выдержки τ. При реализации РДСС время выдержки τ можно принять равным времени работы ЖРД t при совершении тормозного и посадочного импульса. Время работы ЖРД можно определить при помощи выражения (6).

В то же время изменение коэффициента дросселирования ЖРД существенно влияет на температуру огневой и внешней стенок камеры сгорания, что является ключевым фактором, определяющим деформации при термоциклическом нагружении (12). Это связано с тем, что температура стенок камеры в основном зависит от температуры продуктов сгорания – $T_\text{г}$ и массового расхода компонента топлива, используемого для охлаждения – $\dot{m}_{\text{охл}}$ [4].

Для определения температуры и состава продуктов сгорания необходимо решить систему уравнений, состоящую из уравнений констант равновесия, баланса элементов и энтальпий, подробно описанных в работе [4]. Для конкретных пар топлив с постоянным соотношением компонентов ключевую роль играет давление в камере сгорания, которое также зависит от коэффициента дросселирования:

$$p_{кс} = \frac{\dot{m}_{жрд} \cdot k_{др} \cdot \beta}{F_{кр}}, \qquad (16)$$

где β – расходный комплекс ЖРД;

$F_{кр}$ – площадь критического сечения камеры.

После определения температуры продуктов сгорания производится расчет теплообмена в камере, схема которого представлена на рис. 3,*а*. Выражение для расчета суммарного удельного теплового потока от продуктов сгорания к стенке камеры $q_{\sum}$ имеет вид

$$q_{\sum} = q_{л} + q_{к} = \varepsilon_{ст}\varepsilon_{г}c_0\left(\frac{T_{г}}{100}\right)^4 + \alpha_{г}(T_{г} - T_{ст.\,г}), \qquad (17)$$

где $q_{к}$ – удельный конвективный тепловой поток;

$q_{л}$ – удельный лучистый тепловой поток;

$T_{г}$ – температура продуктов сгорания;

$\varepsilon_{ст}$ и $\varepsilon_{г}$ – степень черноты стенки и продуктов сгорания соответственно;

c_0 – коэффициент излучения абсолютно черного тела;

$a_{г}$ – коэффициент теплоотдачи продуктов сгорания;

$T_{ст.\,г}$ – температура огневой стенки со стороны продуктов сгорания.

Удельный тепловой поток, отводимый охлаждающим компонентом, составит

$$q_{охл} = \alpha_{ж}(T_{ст.\,ж} - T_{ж}), \qquad (18)$$

где $a_{ж}$ – коэффициент теплоотдачи от огневой стенки к охлаждающему компоненту;

$T_{ст.\,ж}$ – температура огневой стенки со стороны охлаждающего компонента;

$T_{ж}$ – температура охлаждающего компонента.

При неизменных во времени геометрических параметрах рубашки охлаждения коэффициент теплоотдачи от огневой стенки к охлаждающему компоненту пропорционален массовому расходу охлаждающего компонента [5]:

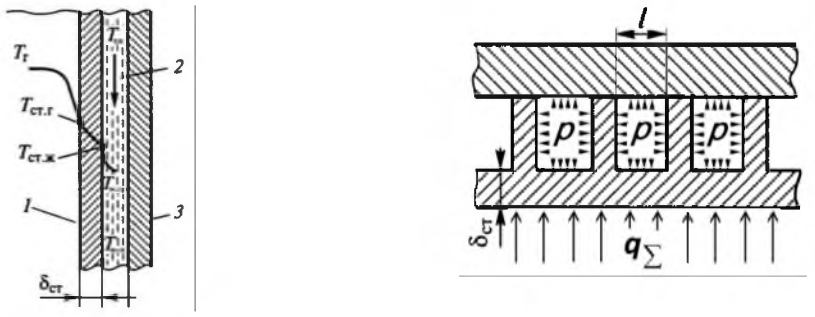
$$\alpha_{ж} \approx \dot{m}_{охл}^{0,8}. \qquad (19)$$

Выражения для расчета массового расхода охлаждающего компонента имеет вид

$$\dot{m}_{охл} = \dot{m}_{охл}^{ном} \cdot k_{др}, \qquad (20)$$

где $\dot{m}_{охл}^{ном}$ – массовый расход охлаждающего компонента на номинальном режиме.

На стационарном режиме охлаждения температуры огневой и внешней стенок определяются из равенства $q_{\sum} = q_{охл}$. Подробно расчет теплообмена в камере ЖРД изложен в работе [4].



а) б)

Рис. 3. Схема процесса теплообмена в камере ЖРД (а), где 1 – огневая стенка, 2 – охлаждающий компонент, 3 – внешняя стенка, и расчетная схема нагружения камеры в критическом сечении (б)

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

На основе приведенного выше математического аппарата в среде программирования *Matlab* была реализована программа расчета параметров повреждаемости многоразового жидкостного ракетного двигателя ракетного блока с ракетодинамической системой спасения [6] и проведен численный эксперимент. Расчетная схема нагружения камеры в критическом сечении представлена на рис. 3,*б*. Результатом численного эксперимента является график зависимости суммарной повреждаемости внутренней стенки камеры $D_{кс}$ от коэффициента дросселирования и количества циклов нагружения ЖРД РБ с РДСС при выполнении тормозных импульсов. (рис. 4). Одним циклом нагружения является последовательность запуска, работы в течение требуемого для совершения тормозного импульса времени t и останова ЖРД.

В случае, когда во внимание принимаются два вида повреждаемости, число циклов до разрушения N_0 находися из условия $D_{\Sigma}(N_0)=1$. Исходя из этого пересечением поверхности $D_{кс} = f(k_{др},N_e)$ с поверхностью $D_{кс} = 1$ будет являться кривая $N_0=f(k_{др})$, представленная в двухмерном виде на рис. 5.

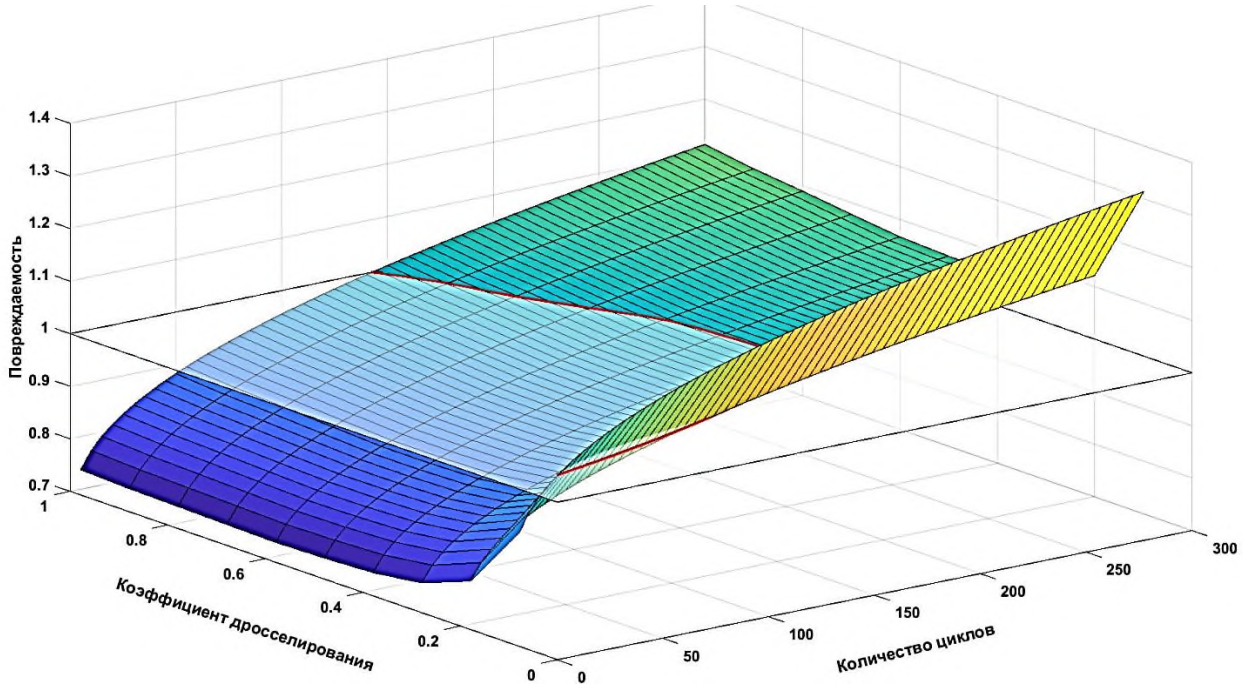


Рис. 4. Зависимость суммарной повреждаемости камеры от коэффициента дросселирования и количества циклов нагружения ЖРД РБ с РДСС при выполнении тормозных импульсов

Исходя из анализа графика зависимости $N_0 = f(k_{др})$, можно сделать вывод, что оптимальным диапазоном значений коэффициента дросселирования ЖРД РБ с РДСС при выполнении тормозных и посадочных импульсов для обеспечения максимального значения ресурса камеры является $\Delta k^{опт}_{др.\ жрд} = 0,4 \div 0,5$. С другой стороны, в работе [2] указывается, что для достижения оптимальных энергомассовых параметров ракеты-носителя с ракетодинамической системой спасения ракетного блока первой ступени значение коэффициента дросселирования двигательной установки должно находиться в диапазоне $\Delta k^{опт}_{др.\ ду} = 0,2 \div 0,3$. Взаимосвязь коэффициентов дросселирования ЖРД и ДУ можно представить в виде

$$k_{\text{др. ДУ}} = \frac{\sum_{i=1}^{n_{\text{ЖРД}}} k^{i}_{\text{др. ЖРД}}}{n_{\text{ЖРД}}}, \tag{21}$$

где $n_{\text{жрд}}$ – количество ЖРД, применяемое в РБ.

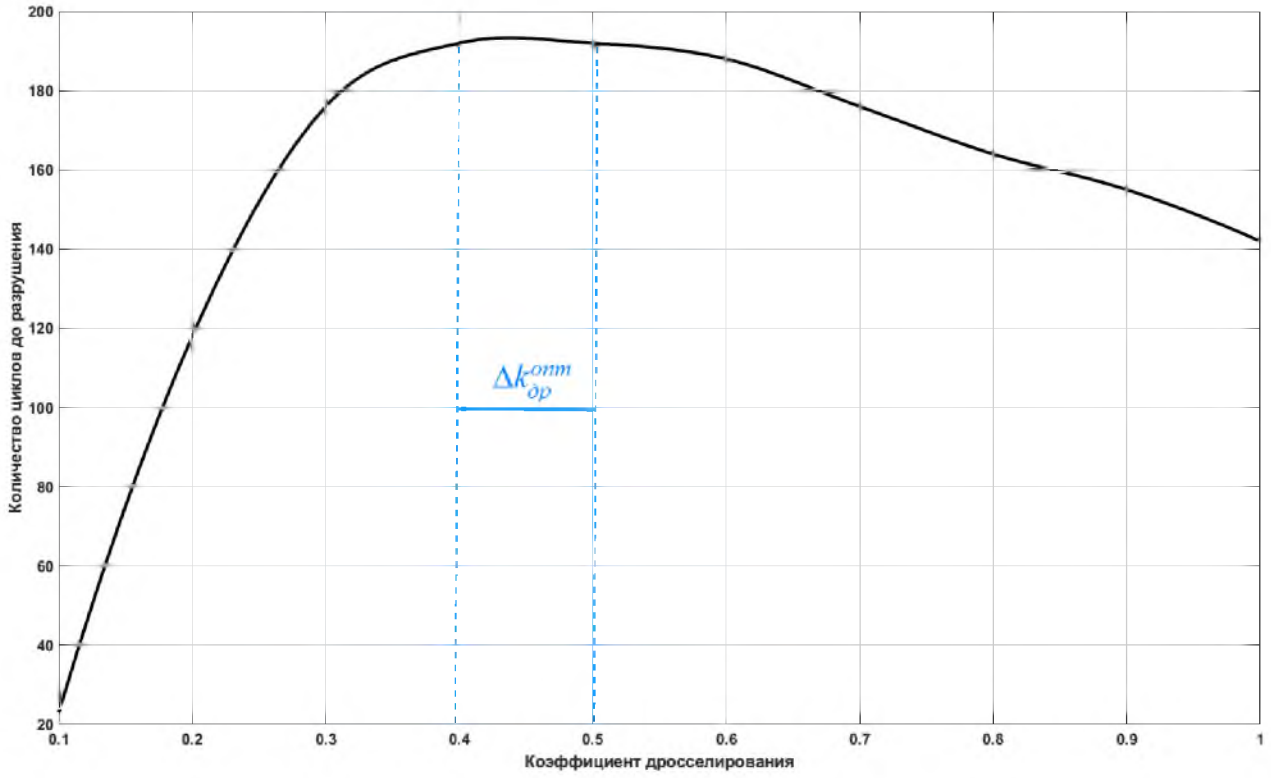


Рис. 5. Зависимость количества циклов до разрушения камеры от коэффициента дросселирования ЖРД РБ с РДСС при выполнении тормозных и посадочных импульсов

Таким образом, появляется возможность определить значения коэффициентов дросселирования ЖРД и ДУ, обеспечивающих максимальный ресурс камеры и оптимальные энергомассовые параметры РН с РБ с РДСС, путем подбора количества ЖРД в составе ДУ РБ и схемы их включения при реализации тормозного и посадочного импульсов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный в данной работе и реализованный в программной среде математический аппарат позволяет получить зависимости составляющих повреждаемости и ресурса камеры многоразового ЖРД РБ с РДСС от параметров его функционирования. На основе полученных результатов могут быть сформированы требования к параметрам функционирования ЖРД РБ с РДСС при совершении тормозного и посадочного импульса для обеспечения оптимального значения ресурса камеры.

Список использованных источников

1. Оценка технико-экономического эффекта применения многоразовых элементов конструкции ракет-носителей / Д. Г. Белянин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 138–145.

2. Методика определения оптимальных энергомассовых параметров ракеты-носителя с ракетодинамической системой спасения ракетного блока первой ступени / С. Ю. Пирогов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 157–166.

3. Прочность и ресурс ЖРД / Н. А. Махутов [и др.]. – М. : Наука, 2011. – 525 с.

4. *Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.* Теория ракетных двигателей. – М. : Машиностроение, 1980. – 535 с.

5. *Добровольский М. В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – 488 с.

6. Свид. о гос. регистрации программы ЭВМ № 2024664993. Программа расчета параметров повреждаемости камеры многоразового жидкостного ракетного двигателя / Д. С. Унрау. – Заявл. 15.06.2024; опубл. 26.06.2024. – 1 с.

С. В. Буриков,
кандидат технических наук, доцент;
И. Н. Кужекин,
кандидат технических наук

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ МОТИВАЦИИ И СТИМУЛИРОВАНИЯ ОФИЦЕРОВ КУРСОВОГО ЗВЕНА К ДОСТИЖЕНИЮ ВЫСОКИХ РЕЗУЛЬТАТОВ В ВОСПИТАНИИ И ОРГАНИЗАЦИИ ПОВСЕДНЕВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КУРСАНТСКИХ КОЛЛЕКТИВОВ

В статье рассматриваются пути повышения эффективности системы мотивации и стимулирования офицеров курсового звена за счет совершенствования методики отбора кандидатов на соответствующие должности, а также расширения существующих или внедрения новых форм стимулирования. Такой подход позволяет достигать более высоких результатов в воспитании и организации повседневной деятельности курсантских коллективов.

Ключевые слова: мотивация, стимулирование, курсантские коллективы, курсовые офицеры.

ВВЕДЕНИЕ

Достижение высоких результатов в военно-профессиональной подготовке курсантов академии невозможно без высокообразованных и глубоко мотивированных офицеров курсового звена, которые своим примером оказывают влияние на формирование личности будущего офицера.

С появлением в штатной структуре военных образовательных организаций высшего образования Министерства обороны Российской Федерации должности курсовых офицеров-преподавателей в академии регулярно обращались к вопросу совершенствования системы отбора и подготовки командиров курсантских подразделений [1, 2]. Однако совершенствованию системы мотивации офицеров курсового звена к достижению высоких результатов в воспитании и организации повседневной деятельности курсантских коллективов несправедливо уделено недостаточно внимания.

Исходя из направления служебной деятельности офицеров-преподавателей, представляющих собой по своей сути совокупность функционала офицера-командира и преподавателя вуза, выделяют три группы качеств, необходимых для выполнения обязанностей офицера курсового звена (рис. 1) [2].

К таким группам относятся:

1) идейно-нравственные (патриотизм, высокая мотивация, умение формировать и сплачивать воинский коллектив, наличие социологических навыков);

2) военно-профессиональные (наличие управленческих навыков, владение современными методами в управлении, методическими и педагогическими навыками);

3) особые личностные (наличие аналитического ума и развитого мышления, воли и настойчивости в решении поставленных задач, умение влиять на людей вообще и подчиненных в частности, наличие развитого чувства долга, работоспособность, умение работать в коллективе, высокая культура, умение излагать свои мысли).

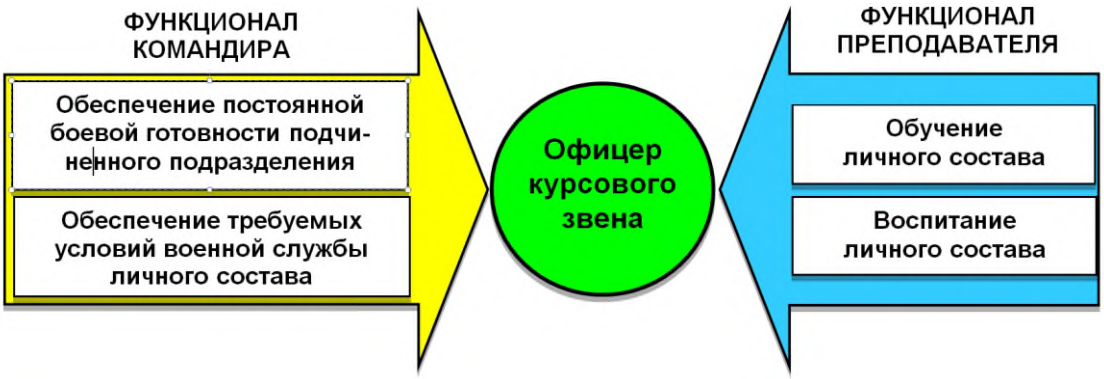


Рис. 1. Направления служебной деятельности офицера курсового звена

ПОРЯДОК ОТБОРА КАНДИДАТОВ НА ЗАМЕЩЕНИЕ ДОЛЖНОСТЕЙ ОФИЦЕРОВ КУРСОВОГО ЗВЕНА

Исходя из требований к компетенциям офицеров курсового звена, с учетом перечисленных качеств, предложена система отбора кандидатов на замещение должностей офицеров курсового звена (начальников курса – штатная категория «майор», 16-тарифный разряд и курсовых офицеров-преподавателей – штатная категория «капитан», 11-тарифный разряд), которая определяет порядок работы по отбору офицеров на должности курсовых офицеров-преподавателей. Система прошла апробацию при подборе и назначении на должности офицеров курсового звена 3-го факультета.

Порядок подбора кандидатов на должность начальников курсов предполагает назначение офицеров, получивших практический опыт управления курсантскими подразделениями в должности курсового офицера-преподавателя.

На сегодняшний день должности начальников курсов и курсовых офицеров-преподавателей на факультете укомплектованы на 100%.

Система отбора кандидатов функционирует согласно следующему алгоритму (рис. 2).

1. Определение кадрового резерва из числа выпускников, проявивших свои командно-методические навыки при обучении в академии и достигших хороших показателей в учебе. Отбор производится по следующим критериям:

– командно-методическим навыкам;

– морально-деловым качествам;

– материалам личного дела;

– среднему баллу обучения в вузе (не ниже 4,5);

– мотивации;

– рекомендациям (начальника курса, начальника выпускающей кафедры и наставника учебной группы).

На первом этапе с выпускниками проводится беседа начальника курса, составляется список кандидатов, который представляется для согласования с заместителями начальника факультета по направлениям деятельности и начальниками выпускающих кафедр факультета. После составления и согласования списка кандидатов, под руководством начальника факультета проводится индивидуальное собеседование с каждым кандидатом. Прошедшие собеседование курсанты остаются в списке кадрового резерва для последующего рассмотрения на должности курсовых офицеров-преподавателей.

2. Распределение отобранных выпускников на первичные офицерские должности в войсковые части, являющиеся основным заказчиком подготовки специалистов факультета, с командованием которого должно быть налажено тесное взаимодействие по широкому спектру вопросов в целях возможности последующего перевода в ВКА имени А. Ф. Можайского по-

сле получения необходимого опыта в войсках (2-3 года службы) на командных и инженерных должностях.

3. Сопровождение командованием факультета карьерной траектории и результатов деятельности кандидатов при прохождении ими службы на первичных офицерских должностях путем изучения отзывов на выпускников, поступивших в академию (по результатам первого года службы), а также на основе заключения командования части, высказываемого при личном общении с командованием факультета.

4. Проведение личной беседы с кандидатами (при посещении ими факультета в очередном отпуске), в ходе которой до него доводятся особенности прохождения службы и обязанности офицера курсового звена, возможная карьерная траектория в академии; получение его личного согласия на перевод; выдача образца портфолио, которое необходимо подготовить соискателю должности курсового офицера-преподавателя.



Рис. 2. Алгоритм функционирования системы отбора кандидатов на замещение должностей офицеров курсового звена

Портфолио включает:

1) служебную характеристику, подписанную командиром воинской части и заверенную печатью. В служебной характеристике должны быть отражены: личные достижения офицера в служебной деятельности; стремление к овладению и совершенствованию знаний и навыков; отношение к своим функциональным обязанностям и качество выполнения этих обязанностей; наличие опыта работы по руководству личным составом; исполнение специальных обязанностей в суточных нарядах, в том числе с оружием; результаты по предметам боевой

подготовки; характеристика личных качеств офицера, поведения в быту. В выводах отражается ходатайство о рассмотрении вопроса о представлении к назначению на должность;

2) справку на офицера, подписанную лично. В справке отражаются сведения, необходимые для формирования отношения на перевод офицера, а также данные, характеризующие семью офицера;

3) копию служебной карточки с заверительной подписью командования части;

5. Согласование с командованием части вопроса перевода кандидата на должность офицера курсового звена (с учетом подготовки для назначения на освобождаемую им должность отобранного выпускника факультета, обладающего необходимыми компетенциями и морально-деловыми качествами).

6. При соответствии кандидата всем требованиям и его личном согласии оформляется представление на его назначение на соответствующую должность и перевод в академию.

7. Подбор выпускника для назначения на освобождаемую должность кандидатом.

В виде исключения еще одной категорией для отбора на замещение должностей курсовых офицеров-преподавателей являются выпускники, соответствующие предъявляемым к ним требованиям.

АНАЛИЗ СИСТЕМЫ МОТИВАЦИИ И СТИМУЛИРОВАНИЯ ОФИЦЕРОВ КУРСОВОГО ЗВЕНА К ДОСТИЖЕНИЮ ВЫСОКИХ РЕЗУЛЬТАТОВ В ВОСПИТАНИИ И ОРГАНИЗАЦИИ ПОВСЕДНЕВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КУРСАНТСКИХ КОЛЛЕКТИВОВ

Кроме налаженной системы отбора кандидатов на замещение должностей офицеров курсового звена для достижения высоких результатов в воспитании и организации повседневной деятельности курсантских коллективов необходима эффективная система их мотивации и стимулирования.

В настоящее время в академии функционирует система мотивации и стимулирования офицеров курсового звена к воспитанию и организации повседневной деятельности курсантских коллективов (рис. 3), которая нуждается в совершенствовании.

Процесс формирования мотивации является важнейшей функцией управления.

В основе мотивации лежат ценностные ориентации, установки, интересы, желания, потребности, ожидания.

Мотивацию, как процесс воздействия на офицера для побуждения его к конкретным действиям, можно разделить на две взаимосвязанные составляющие – психологическую мотивацию и воспитательную мотивацию.

Структура и механизм реализации психологической и воспитательной мотиваций подробно рассматриваются в соответствующих работах [6–8].

Стимулирование, как процесс использования различных стимулов для мотивирования офицеров, можно разделить на три составные части:

– моральное стимулирование;

– материальное стимулирование;

– стимулирование карьерного роста.

К основным моральным стимулам для офицеров курсового звена следует отнести: поощрения и взыскания, ведомственные и государственные награды, грамоты, ценные подарки и др.

К основным материальным стимулам для офицеров курсового звена следует отнести: премии, повышение окладов по воинскому званию и (или) должности.



Рис. 3. Структура системы мотивации и стимулирования офицеров курсового звена

К стимулам карьерного роста для офицеров курсового звена следует отнести: досрочное присвоение воинского звания, присвоение воинского звания на ступень выше занимаемой должности, выдвижение на высшую должность.

Более подробно механизм реализации различных видов стимулирования рассматривается в работах [10, 11].

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ МОТИВАЦИИ И СТИМУЛИРОВАНИЯ ОФИЦЕРОВ КУРСОВОГО ЗВЕНА

Эффективность функционирования существующей в настоящее время системы мотивации и стимулирования офицеров курсового звена, по мнению командования 3-го факультета, можно повысить. Это можно осуществить путем расширения использования существующих форм стимулирования или внедрения новых форм (рис. 4).

Например, в качестве элементов морального стимулирования кроме существующих (поощрение, награда, грамота, ценный подарок, статья в академическую газету, выступление на сборах офицеров курсового звена) можно использовать следующие:

– награждение вымпелом;

– помещение фотографии офицера на доску почета;

– съемку видеофильма об офицере курсового звена и трансляцию этого фильма с использованием локальной сети академии (не только офицерский состав, но и все сотрудники академии увидят данный фильм);

– отправку информационного письма об офицере в военкомат по месту его призыва (данное поощрение несет в себе еще и элемент агитационно-пропагандистской работы по привлечению кандидатов на поступление в академию);

– благодарственное письмо от имени командования академии родителям офицера (родители будут гордиться таким сыном, а у офицера повысится внутренняя мотивация);

– сопровождение офицером выпускников-отличников академии в Кремль на прием к Президенту Российской Федерации (далеко не каждый офицер в процессе своей службы попадает на прием к Президенту).

В качестве элементов материального стимулирования можно рассмотреть введение в Положение о дополнительном материальном стимулировании военнослужащих повышенных или дополнительных коэффициентов за образцовое выполнение своих должностных обязанностей.



Рис. 4. Формы морального стимулирования офицеров курсового звена лучшего курса академии

В академии возможна реализация различных вариантов траектории карьерного роста для офицера курсового звена (рис. 5).

Траектории предполагают возможности карьерного роста и самореализации на командных, преподавательских и научных должностях. К основным вариантам реализации карьерного роста можно отнести следующие:

1) курсовой офицер-преподаватель – начальник курса (2-го или 3-го выпуска) – преподаватель 102-й кафедры – назначение на высшие должности;

2) курсовой офицер-преподаватель (начальник курса) – адъюнкт – преподаватель или научный работник (при успешном окончании адъюнктуры) – назначение на высшие должности;

3) курсовой офицер-преподаватель – начальник курса – магистр – назначение на высшие должности (является примером реализации данной траектории).

Возможным вариантом реализации карьерной траектории может стать и продвижение по должностям: курсовой офицер-преподаватель – начальник учебной лаборатории – адъюнкт – преподаватель или научный работник (при успешном окончании адъюнктуры) – назначение на высшие должности.

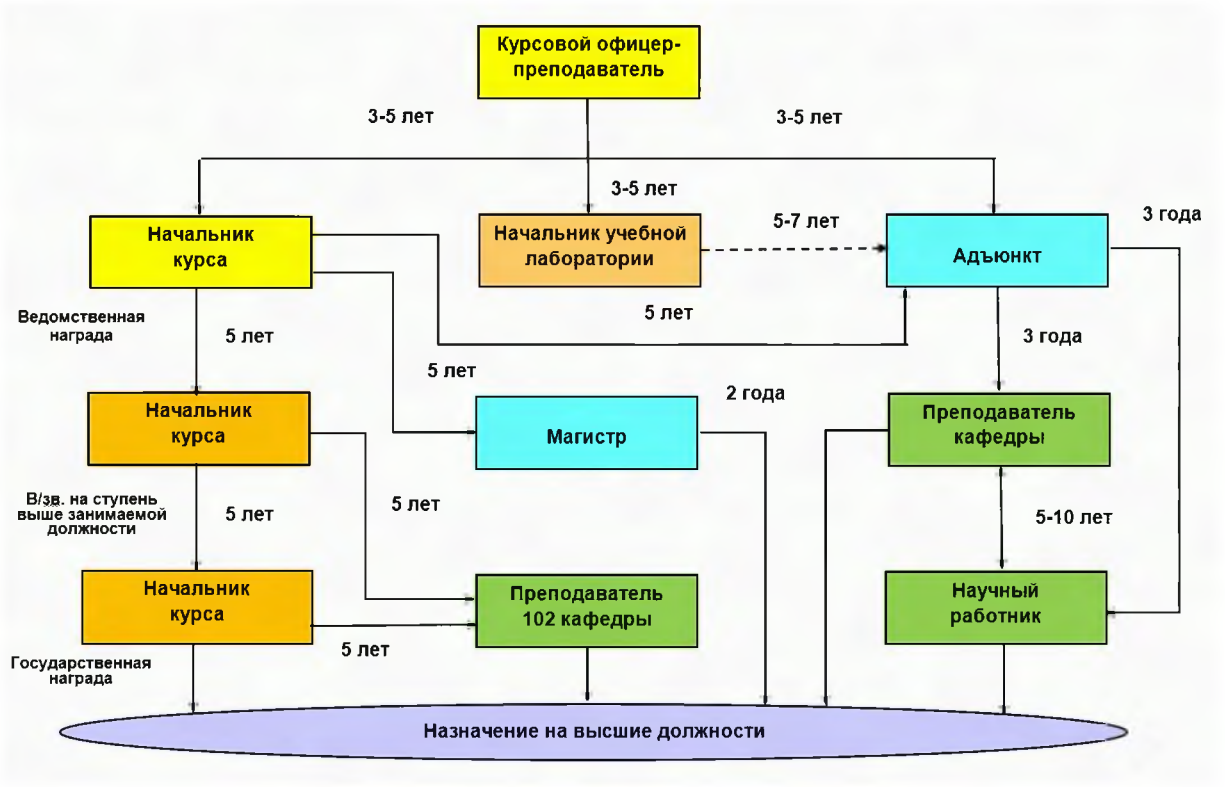


Рис. 5. Возможные траектории карьерного роста офицеров курсового звена

При этом карьерный рост непосредственно связан с элементами морального и материального стимулирования (например, представление к воинским званиям на ступень выше занимаемой должности; присвоение воинского звания досрочно; представление к ведомственным и государственным наградам).

ВЫВОД

Разработанная и апробированная на 3-м факультете ВКА имени А. Ф. Можайского методика отбора кандидатов на замещение должностей офицеров курсового звена и предложения по совершенствованию системы повышения мотивации показали, что предлагаемый подход позволяет достигать более высоких результатов в воспитании и организации повседневной деятельности курсантских коллективов.

Список использованных источников

1. *Чистяков С. В., Пауков А. Б., Федоров Д. А.* О совершенствовании системы подготовки командиров курсантских подразделений // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2015. – Вып. 646. – С. 193–196.

2. *Курдай Н. В., Пауков А. Б., Фаттахов Р. Ф.* Система подготовки курсового офицера-преподавателя к образовательной деятельности // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 657. – С. 185–190.

3. Дисциплинарный устав Вооруженных Сил Российской Федерации : утв. Указом Президента Российской Федерации от 10 ноября 2007 года № 1495 (в ред. Указа Президента Российской Федерации от 26 января 2019 г. № 18) // ГАРАНТ.РУ : [информационно-правовой портал]. – URL: https:// www.garant/ru>prime>doc (дата обращения: 20.04.2025).

4. Устав Федерального государственного бюджетного военного образовательного учреждения высшего образования «Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского» Министерства обороны Российской Федерации. – СПб., 2022. – 25 с.

5. *Андреев В. В*. Проблемы стимулирования руководителей и специалистов на промышленных предприятиях // Управление персоналом. – 2005. – № 10. – С.21–23.

6. *Ильин Е. П*. Мотивация и мотивы. – СПб. : Питер, 2002. – 512 с.

7. *Маслоу А*. Мотивация и личность. – СПб. : Питер, 2022. – 400 с.

8. Управление факультетом : учебник / под ред. С. Д. Резника. – М. : ИНФРА-М, 2012. – 695 с.

9. *Уткин Э., Бутова Т*. Мотивационный менеджмент. – М. : Теис, 2014. –56 с.

10. Основные направления эффективного стимулирования работников. – URL: http://kmt.stu.ru/cevelevw/v31.htm (дата обращения: 20.04.2025).

11. Сущность и виды стимулирования. – URL: http://www.pragmatist.ru/motivaciya-truda/sushhnost-i-vidy-stimulirovaniya.html (дата обращения: 20.04.2025).

12. Порядок прохождения военной службы различными категориями военнослужащих: учебное пособие / С.Г. Лабазанов [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – 80 с.

13. Об организации образовательной деятельности в федеральных государственных организациях, осуществляющих образовательную деятельность и находящихся в ведении Министерства обороны Российской Федерации : приказ Министра обороны Российской Федерации от 30.05.2022No 308 // ГАРАНТ.РУ : [информационно-правовой портал]. – URL: https://www.garant/ru>prime>doc (дата обращения: 20.04.2025).

В. В. Гришин,
кандидат технических наук, доцент;
М. С. Коновальчик;
Л. В. Мержвинская,
кандидат военных наук

ЛИЧНОСТНО-КОМПЕТЕНТНОСТНЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ И АНАЛИЗУ СЛУЖЕБНЫХ ОТЗЫВОВ НА ВЫПУСКНИКОВ ВУЗОВ МИНОБОРОНЫ РОССИИ

В статье предложен личностно-компетентностный подход к формированию структуры служебных отзывов на выпускников вузов Минобороны России по итогам первого года службы, обоснованию показателей и критериев оценивания офицеров по результатам их служебной деятельности в войсках, а также к анализу отзывов в вузах и определению необходимости коррекции образовательного процесса.

Ключевые слова: служебный отзыв, личностно-компетентностный подход, компетенции выпускника, качества офицера.

ВВЕДЕНИЕ

Индикатором качества подготовки выпускников вузов Минобороны России к профессиональной деятельности в воинских частях является служебный отзыв, составляемый по итогам первого года исполнения офицерами обязанностей по замещаемым воинским должностям. Служебные отзывы направляются в соответствующие вузы Минобороны России для проведения анализа и определения качества подготовленности выпускников, для выявления причин недостатков (при их наличии) и необходимости корректировки процесса подготовки военных специалистов в вузах [1].

Очевидно, что для успешной служебной деятельности выпускник вуза должен обладать профессиональной компетентностью, которая является совокупностью сформированных у него компетенций (универсальных, общепрофессиональных, профессиональных, профессионально-специализированных, военно-профессиональных) и личностных качеств. Однако действующий служебный отзыв не позволяет в полной мере отразить профессиональную компетентность офицера, так как структура отзыва построена на основе оценивания его подготовленности, социально-психологических качеств и особенностей поведения в коллективе. Как следствие, затруднен анализ оценки качества подготовки специалистов, проводимый в вузах на основе служебных отзывов.

Для решения указанной проблемы предлагается личностно-компетентностный подход к формированию и анализу служебных отзывов на выпускников вузов Минобороны России, который состоит в оценивании различных качеств офицера по показателям, сформированным на основе установленных заказчиком подготовки индикаторов достижения компетенций выпускниками вузов.

ЛИЧНОСТНО-КОМПЕТЕНТНОСТНЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ СЛУЖЕБНЫХ ОТЗЫВОВ НА ВЫПУСКНИКОВ

На взаимное несоответствие систем оценивания выпускников в вузе и в войсках обращалось внимание в ряде научных публикаций.

Так, в статье «Проблемные вопросы повышения качества составления служебных отзывов на выпускников академии» [2] отмечено, что оценка качества подготовки выпускника в вузе значительно отличается от оценки качества его служебной деятельности в воинской части. В статье была предложена компетентностная модель военного специалиста и выпускника военной образовательной организации, которая позволяет оценивать военно-профессиональные и личностные качества офицера и выпускника. При этом военно-профессиональное качество рассматривается как совокупность определенных знаний, умений, навыков и профессионально важных качеств (физических, сенсомоторных, психодинамических и др.) в определенной области военно-профессиональной деятельности.

Военно-профессиональные качества предложено группировать по видам деятельности: служебная, эксплуатационная, военно-педагогическая и др. Формулировать же их следует, как и компетенции, в виде способностей военного специалиста к выполнению служебных обязанностей. Таким образом, применяется единый механизм оценивания военного специалиста и выпускника вуза.

При рассмотрении систем оценивания выпускников в вузах и в войсках авторами статьи «Единый квалификационный отзыв» [3] сделан вывод, что компетентностный подход замыкается в рамках вуза, а оценка работы выпускников в войсках не несет в себе компетентностной составляющей. В статье предложено оценивать в отзыве когнитивные и деятельностные компоненты компетенций (знания, умения, владение) в зависимости от специальности. При этом компоненты следует группировать по направлениям деятельности: общепрофессиональной, организационно-управленческой, служебной, военно-педагогической и др. А уже на основе оценок компонент в вузе возможно определить уровень сформированности компетенций.

На наш взгляд, и в одном, и в другом подходе есть как положительное «зерно», так и недостатки. В качестве положительной стороны, безусловно, следует отметить опору на компетентностный подход, т. е. в основе оценки выпускника должны лежать компетенции, определенные заказчиком подготовки.

А что же вызывает сомнение? В статье [2] военно-профессиональные качества предлагается формулировать как компетенции, а это значит, что оценка таких качеств включает в себя и оценку личностных качеств (пусть и частично). Но личностные качества оцениваются еще и отдельно. Получается частичное дублирование оценки личностных качеств. В статье [3] можно заметить механический перенос в воинские части системы оценивания выпускника в вузе, что в условиях военно-профессиональной деятельности офицера реализовать сложно. Кроме того, становятся очевидными сложность и неоднозначность в определении когнитивных и деятельностных компонент для каждой компетенции.

Поэтому предлагается использовать личностно-компетентностный подход, в основе которого при формировании служебных отзывов лежат компетенции выпускников, определенные заказчиком подготовки, а также их социальные и личностные качества. Но оцениваются не сами компетенции, распределенные по различным видам деятельности, а индикаторы их достижения в виде соответствующих качеств офицера. То есть в отзывах по-прежнему оцениваются качества выпускника, но показатели этих качеств являются индикаторами достижения компетенций. Таким образом, проявляется связь между оцениванием качеств выпускника в воинской части и оцениванием компетенций в вузе. Кроме того, для более объективной оценки личности выпускника в отзыве целесообразно предусмотреть краткую служебную характеристику выпускника, представленную на качественном уровне (без количественных оценок), а также пожелания и предложения самого выпускника.

Остановимся более подробно на реализации личностно-компетентностного подхода. При формировании служебного отзыва в первую очередь необходимо определить профессио-

нальные качества (ПК) выпускника. В рамках предлагаемого подхода перечень формируемых ПК по каждой специальности должен быть связан с компетенциями, определенными федеральными государственными образовательными стандартами (ФГОС) и квалификационными требованиями (КТ) к военно-профессиональной подготовке выпускников. При этом ПК будут сгруппированы по типам задач профессиональной деятельности. В соответствии с классическим определением качества под ПК будем понимать совокупность способностей, которыми должен обладать выпускник для решения профессиональных задач. Эти способности целесообразно описать характеристиками и оценить количественными или качественными (неколичественными) показателями.

Очевидно, что кроме профессиональных необходимо оценить и другие качества выпускника, как личностные, так и социальные, а краткая служебная характеристика выпускника должна содержать информацию об особых успехах и недостатках в его подготовке, включая дисциплинарную практику.

В заключительной части служебного отзыва предлагается привести общий вывод командира о служебной деятельности выпускника, предложения и рекомендации по совершенствованию подготовки выпускников в вузе, а также пожелания и предложения выпускника командованию вуза.

Таким образом, структура предлагаемого отзыва будет содержать следующие блоки:

– профессиональные качества;

– личностные качества;

– социальные качества;

– краткую служебную характеристику выпускника;

– общий вывод, предложения и рекомендации командиров по совершенствованию подготовки офицеров в вузе;

– пожелания и предложения выпускника командованию вуза.

Для оценивания любого показателя качества, в отличие от трехуровневой шкалы (высокий, средний и низкий уровень), используемой в работе [4], предлагается взять стандартную и всем понятную четырехбалльную шкалу: 5, 4, 3, 2.

Для определения критериев оценивания показателей качеств выпускника в рамках личностно-компетентностного подхода целесообразно применение экспертного метода с привлечением наиболее квалифицированных специалистов вузов и заказчиков подготовки выпускников по соответствующим специальностям.

ЛИЧНОСТНО-КОМПЕТЕНТНОСТНЫЙ ПОДХОД К АНАЛИЗУ СЛУЖЕБНЫХ ОТЗЫВОВ НА ВЫПУСКНИКОВ

Основная задача анализа служебных отзывов заключается в установлении качества подготовки выпускников в вузе и определении необходимости корректировки этой подготовки.

Особенностью применения личностно-компетентностного подхода является то, что он позволяет оценить уровень качества подготовки офицеров по результатам выполнения ими должностных обязанностей в течение года после окончания вуза и на основе сравнения этого уровня с оценкой сформированности компетенций при выпуске из вуза принять решение о необходимости внесения изменений в подготовку выпускников в вузе.

Механизм реализации личностно-компетентностного подхода к анализу служебных отзывов включает в себя:

– определение уровня сформированности компетенций у выпускника первого года службы на основе оценок показателей качеств, содержащихся в отзывах;

– вычисление (при необходимости) уровня сформированности компетенций у выпускника при окончании вуза на основе оценок за промежуточные и итоговую аттестации;

– принятие решения о необходимости корректировки образовательного процесса на основе сравнительного анализа уровня сформированности компетенций у выпускников вузов и офицеров первого года службы.

Оценка сформированности компетенции по показателям качества из отзыва $U^K_{\text{в/ч}}$ рассчитывается по формуле

$$U^K_{\text{в/ч}} = \sum_{j=1}^{n} O_j \cdot h_j , \quad (1)$$

где O_j – оценка j-го показателя качества, входящего в компетенцию;

h_j – коэффициент значимости j-го показателя качества;

n – количество показателей качества, входящих в компетенцию.

Коэффициент значимости показателя качества, т. е. уровень его влияния на сформированность компетенции, рассчитывается экспертным методом [5].

На *первом шаге* необходимо сформировать обратно симметричную матрицу из оценок экспертов:

$$Z = \left[z_{ij} \right]. \quad (2)$$

Здесь $z_{ij} = \frac{w_i}{w_j}$, где w_i, w_j – оценки экспертов, расположенные в строках и столбцах матрицы; $i, j = (1, \ldots, n)$, где n – количество оценок экспертов (соответствует количеству показателей качества).

На *втором шаге* следует определить «собственные векторы» матрицы (построчно):

$$d_i = \sqrt[n]{\prod_{j=1}^{n} z_{ij}} , \quad (3)$$

где i и j – номера строк и столбцов матрицы соответственно.

На *третьем шаге* нужно нормализовать «собственные векторы» матрицы, которые и будут коэффициентами значимости показателей качества:

$$l_i = \frac{d_i}{W} , \quad (4)$$

где W – сумма всех «собственных векторов» матрицы.

Для повышения объективности при определении коэффициентов значимости необходимо определить согласованность мнений экспертов, которая по «коэффициенту согласованности» должна быть не менее 0,8 [5]. В противном случае мнения экспертов необходимо уточнить.

Оценка сформированности компетенции по результатам обучения в вузе $U^K_{\text{вуз}}$ рассчитывается по формуле

$$U^K_{\text{вуз}} = \sum_{i=1}^{n} K_i \cdot l_i , \quad (5)$$

где K_i – оценка за аттестацию по i-й дисциплине (практике), участвующей в формировании компетенции;

l_i – коэффициент значимости *i*-й дисциплины (практики) в формировании компетенции;

n – количество дисциплин и практик, участвующих в формировании компетенции.

Коэффициент значимости дисциплины (практики), т. е. уровень ее влияния на сформированность компетенции, рассчитывается экспертным методом по описанному выше алгоритму с использованием матрицы компетенций [5].

Уровень сформированности компетенции предлагается определять по следующим критериям:

– *высокий*, если оценка сформированности компетенции выше 4,5;

– *продвинутый*, если оценка сформированности компетенции находится в пределах от 3,8 до 4,5;

– *пороговый*, если оценка сформированности компетенции больше либо равна 3,0, но меньше 3,8;

– *недостаточный*, если оценка сформированности компетенции ниже 3,0.

Принятие решений о необходимости корректировки образовательного процесса предлагается проводить в три этапа.

Первый этап. Статистический анализ.

Отзывы сначала распределяются по категориям соответствия занимаемой должности. Далее определяются отзывы, имеющие неудовлетворительные оценки по показателям, а также недостаточный уровень сформированности компетенций. Затем – отзывы, имеющие большой процент компетенций с пороговым уровнем их сформированности (более 50%).

Второй этап. Качественный анализ.

На этом этапе анализируются причины выявленных на первом этапе недостатков. При этом дополнительно используется информация из краткой служебной характеристики выпускника, из служебной характеристики при выпуске из вуза, а также информация об уровне сформированности компетенций при выпуске из вуза.

Третий этап. Коррекционный.

На данном этапе определяются необходимость коррекции образовательной деятельности и конкретные мероприятия, способствующие повышению профессиональных, личностных и социальных качеств выпускника вуза. При этом дополнительно используется информация из отзывов, содержащих предложения и рекомендации командиров по совершенствованию подготовки офицеров в вузе, а также пожелания и предложения выпускника командованию вуза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, взаимосвязанный процесс формирования, анализа отзывов и принятие решений по корректировке образовательного процесса с использованием личностно-компетентностного подхода можно представить в виде схемы (рис. 1).

В целом предлагаемый личностно-компетентностный подход к формированию и анализу служебных отзывов на выпускников вузов Минобороны России позволяет: во-первых, связать компетенции, сформированные у выпускников в процессе обучения, с показателями качеств, включенными в отзывы; во-вторых, провести сравнительный анализ уровня сформированности компетенций у выпускника вузов и офицеров первого года службы; в-третьих, обосновать необходимость корректировки образовательного процесса.

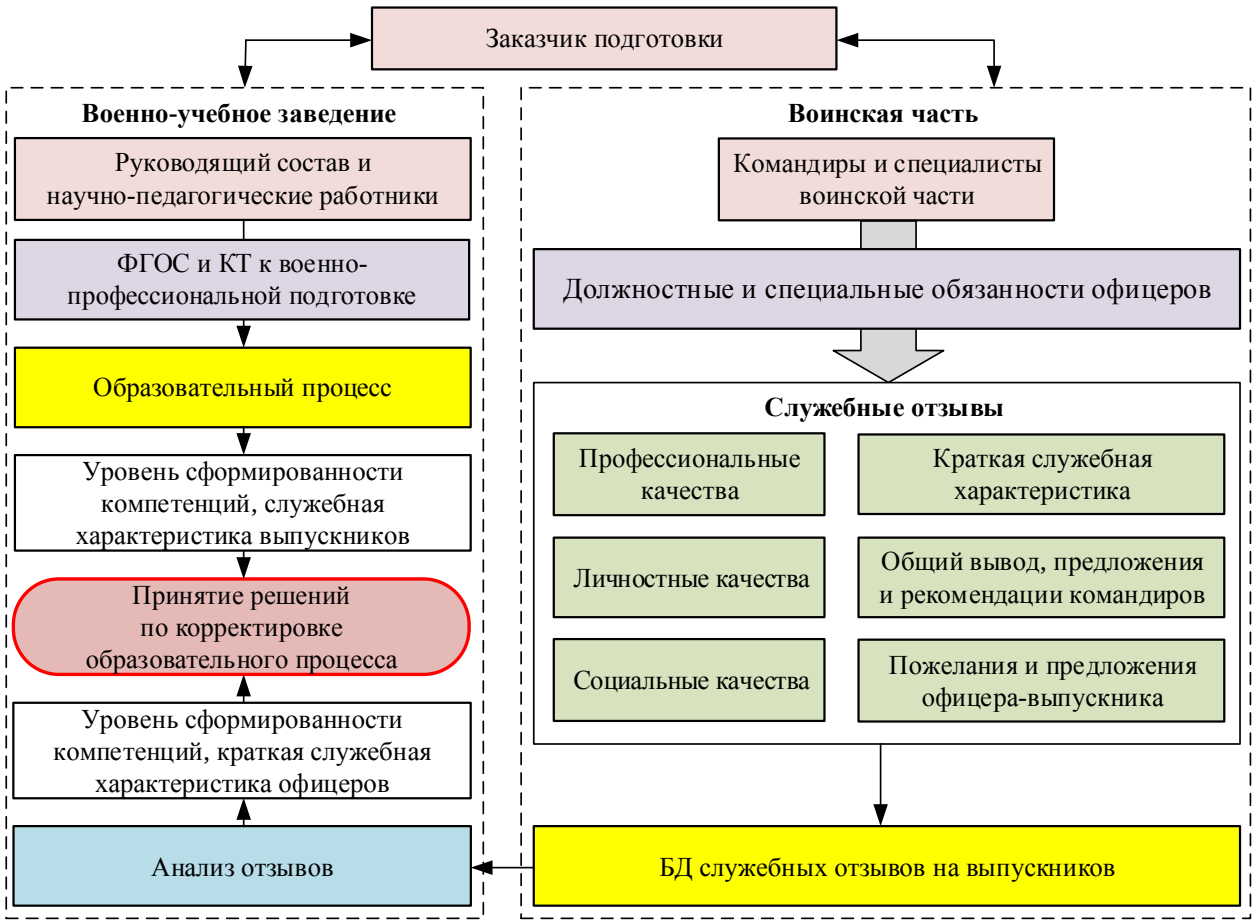


Рис. 1. Схема принятия решений по корректировке образовательного процесса на основе анализа отзывов с использованием личностно-компетентностного подхода

Список использованных источников

1. Об организации образовательной деятельности в федеральных государственных образовательных организациях, осуществляющих образовательную деятельность и находящихся в ведении Министерства обороны Российской Федерации : приказ Министра обороны Российской Федерации от 30 мая 2022 года № 308 // ГАРАНТ.РУ : [информационно-правовой портал]. – URL: https:// www.garant/ru>prime>doc (дата обращения: 20.05.2025).

1. Проблемные вопросы повышения качества составления служебных отзывов на выпускников академии / М. А. Голубев [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2015. – Вып. 649. – С. 213–219.

2. *Кочнев Д. В., Борисенко Л. О., Колеса Н. И.* Единый квалификационный отзыв // Вестник военного образования. – 2021. – № 5 (32). – С. 14–19.

3. *Голубев М. А., Коновальчик М. С.* Проблемные вопросы оценивания уровня сформированности военно-профессиональных качеств у выпускников военно-учебных заведений // Сборник трудов IX межвузовской научно-практической конференции «Развитие военной педагогики в XXI веке». – СПб. : ВАС им. С. М. Будённого, 2022. – С. 52–57.

4. *Саати Т.* Принятие решений. Метод анализа иерархий. – М. : Радио и связь, 1993. – 278 с.

И. Г. Кириллов,
А. В. Северенко,
кандидат технических наук;
П. А. Фалеев,
кандидат военных наук

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВООРУЖЕНИЯ ВОЕННО-ТАКТИЧЕСКИХ ИГР ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕНИРОВОК ПО ОГНЕВОЙ ПОДГОТОВКЕ

В статье рассматриваются возможности применения комплектов оружия и снаряжения командных военно-тактических игр для проведения тренировки упражнений армейской тактической стрельбы, позволяющих выполнять тактические приемы при условно огневом контакте, повысить психофизическую устойчивость обучаемых в условно огневом противодействии с противником, обосновывается критерий принятия решений при выборе вида оружия для проведения технической тренировки.

Ключевые слова: армейская тактическая стрельба, техническая тренировка, учебный процесс, страйкбол, файертаг, лазертаг.

ВВЕДЕНИЕ

Огневая подготовка как учебная дисциплина представляет собой технологию, которая строится на определенных законах и принципах, но и меняется с изменением характера современных войн, с развитием технического прогресса, средств вооружения, с совершенствованием средств индивидуальной бронезащиты и маскировки.

С 2019 года в целях дальнейшего совершенствования практических навыков и умений умелого и эффективного применения штатного оружия и ручных гранат личного/ым состава/ом подразделений Сухопутных войск, курсантов/ами высших военно-учебных заведений издано дополнение к Курсу стрельб из стрелкового оружия, боевых машин и танков Сухопутных войск, введенное в действие Приказом Главнокомандующего Сухопутными войсками от 26 мая 2020 г. № 125. Дополнение включает в себя раздел, посвященный новому направлению развития огневой подготовки – обучению выполнению упражнений армейской тактической стрельбы (АТС) [1].

Упражнения АТС моделируют действия военнослужащего в различных условиях (лес, горы, населенный пункт, объекты инфраструктуры, техника) на фоне резко меняющейся тактической обстановки и предназначены для обучения военнослужащих (курсантов учебных подразделений, вузов) первоначальным навыкам в стрельбе из стрелкового оружия различными способами по неподвижным, появляющимся и движущимся целям в любых условиях обстановки.

Раздел (дополнение к Курсу стрельб) определяет требования к организации подготовки и проведению практических занятий по выполнению упражнений АТС, позволяющие более эффективно развивать и совершенствовать необходимые практические навыки у военнослужащих учебных подразделений, воинских частей и соединений.

Практические занятия АТС позволяют динамично развиваться и совершенствоваться в огневой подготовке подразделений в целом, так как находятся в прямой зависимости от специфики задач, к выполнению которых необходимо готовить военнослужащих, дают возможность совершенствовать навыки обучаемых в условиях постоянно меняющейся обстановки, не вызывают привыкания к однообразию упражнений и способствуют более успешному освоению военнослужащими техники стрельбы.

На различных этапах обучения огневой подготовке в сочетании с общепринятыми методами применяются различные технические средства (тиры виртуальной реальности, оптико-

электронные тренажеры и т. д.), выполняются специальные физические упражнения и проводятся технические тренировки.

Техническая тренировка – форма обучения без использования боеприпасов, при которой путем многократного, целенаправленного и сознательного повторения выполнения упражнений у обучаемых вырабатываются и совершенствуются необходимые навыки и умения [3].

С помощью упражнений технической тренировки решаются следующие задачи:

– совершенствование устойчивости оружия;

– разучивание и тренировка управления спуском и дыханием;

– отработка согласованных действий в комплексном выполнении выстрела;

– развитие внимания и зрительной памяти;

– управление вниманием;

– развитие точной ориентации тела и отдельных его частей в пространстве;

– развитие навыков сохранения статического (балансирование) и динамического равновесия;

– развитие статической и силовой выносливости;

– развитие тактильной чувствительности;

– развитие зрительного аппарата, его тонкой координации (центрального и периферийного зрения);

– развитие вербальной, двигательной и суставно-мышечной памяти;

– развитие мышечного контроля;

– развитие навыков релаксации и расслабления определенных групп мышц;

– развитие ловкости;

– формирование и тренировка технически правильных действий.

Упражнения стрельб разрабатываются в соединениях (воинских частях, военных образовательных организациях) с учетом боевого предназначения и могут уточняться [3]. Приведенное обстоятельство позволяет изменять содержание технической тренировки при подготовке к выполнению упражнений АТС с тем, чтобы оптимизировать техническую тренировку, приблизить ее к реальности за счет ведения огневого контакта и тактических действий.

Технические тренировки проводятся на войсковом стрельбище, в огневом городке, тире, тренажерном классе (помещении с учебно-тренировочными тренажерами либо средствами) или на любых других объектах (участках местности), днем и ночью, в любых погодных условиях. Содержание тренировки и количество учебных мест на ней определяются руководителем занятия.

Требования по содержанию должны быть связаны между собой, но каждая последующая тренировка наряду с изучением новых вопросов должна обеспечивать наращивание и совершенствование ранее приобретенных обучающимися знаний, умений и навыков.

Правила выполнения подготовительной части упражнений АТС – технической тренировки – предусматривают использование препятствий, укрытий, макетов объектов и сооружений, имитацию стрельбы из штатного оружия, использование холостых боеприпасов, ведение стрельбы из оружия, не имеющего элементов поражения, – тактических огневых комплексов имитации стрельбы, изготовленных на базе охолощенного оружия с лазерными излучателями [4].

Однако подготовка военнослужащих в указанном случае является односторонней, даже если стрельба осуществляется с применением холостых боеприпасов, создающих реальный шумовой эффект. Все дело в том, что в условиях отсутствия даже имитации активного противодействия со стороны вероятного противника действия обучаемых остаются игровыми, не принуждая и не мотивируя применять весь возможный спектр тактических действий, обеспечивать скрытность, использовать тактическую маскировку и т. д. Вследствие этого противоречия возникает задача поиска низкобюджетного способа проведения технической тренировки выполнения упражнений АТС с противодействием как условно огневого контакта с противником при строгом соблюдении всех требований безопасности.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ШТАТНОГО И СПОРТИВНОГО ОРУЖИЯ В СИСТЕМЕ ТЕХНИЧЕСКОЙ ТРЕНИРОВКИ

В статье рассматривается возможность использования для проведения тренировки упражнений АТС различных видов оружия и снаряжения командных военно-тактических игр, позволяющих реализовывать наиболее эффективные методы и способы организации проведения тренировок в условиях, максимально приближенных к боевым.

Вопросы внедрения АТС в учебный процесс учебных подразделений, вузов рассматривались и ранее [5]. Предлагаемый подход к проведению технической тренировки при подготовке к выполнению упражнений по АТС также не является оригинальным и новым. В частности, некоторые подразделения Министерства внутренних дел при отработке штурма здания применяют так называемый хардбол – военно-спортивную игру, имитирующую боевые действия, где стрелковый контакт происходит с использованием пневматического оружия мощностью до 7,5 Дж и различных сертифицированных пиротехнических изделий, имитирующих ручные гранаты, мины, гранатометные выстрелы. В качестве защиты используются специальные балаклавы, армированные стальной сеткой, тактические очки и плотная многослойная одежда. Однако этот специфический вариант травмоопасен, так как поражающим элементом является стальной шарик диаметром 4,5 мм.

Одной из разновидностей командных военно-тактических игр является лазертаг, в котором участники действуют в специальном снаряжении с электронными инфракрасными датчиками и макетом оружия с лазерным маркером. Неоспоримым плюсом лазертага является абсолютная безопасность, возможность точной стрельбы, однако отсутствие реалистичных ощущений сводит на нет возможность применения оборудования лазертаг в проведении технических тренировок АТС.

Отдельные подразделения Федеральной службы исполнения наказаний используют в подготовке своих сотрудников снаряжение и вооружение командной военно-тактической игры файертаг, где имитация огневого контакта осуществляется инфракрасным импульсом, генерируемым при производстве холостого выстрела файертаг-маркером, установленным на штатном оружии. В качестве дополнительного снаряжения применяются специальные разгрузочные жилеты и шлемы, оборудованные датчиками поражения. При выстреле из оружия холостыми патронами посылается импульс по протоколу Российского военного стандарта, чтобы отличить его от излучений других источников. При попадании в условного противника срабатывает один из датчиков, что свидетельствует о поражении. Оборудование позволяет поражать цель на расстоянии до 1000 м. Однако стоимость одного комплекта из длинноствольного охолощенного оружия, файертаг-маркера и экипировки составляет около 100000 рублей. А стоимость расходного материала, одного холостого патрона – около 40 рублей.

В Российской Федерации довольно успешно развивается и направление страйкбол. Популярность страйкбола привела к тому, что в 2017 году Министерство спорта Российской Федерации включило страйкбол во Всероссийский реестр видов спорта. Это тоже вариант военно-тактической игры, где участники применяют специальное небоевое оружие, которое работает на электроприводе либо на специальном газе и стреляет пластиковыми шарами диаметром 6 мм. При этом само оружие и снаряжение практически неотличимы от реальных военных образцов. Основным преимуществом использования страйкбольного оружия при проведении занятий является его безопасность по сравнению с боевым, что дает возможность применять его не только на технической тренировке АТС, но и позволяет выполнять тактические приемы, связанные с уходом от огня противника, эффективным использованием укрытий при условно огневом контакте. Одним из преимуществ страйкбола является приемлемая стоимость оружия, например, страйкбольный автомат стоит около 24000 рублей, а стоимость одного «боеприпаса» (шара) составляет всего 20–30 копеек.

Использование оружия, гранатометов и гранат из составов военно-тактических игр, кроме того, позволяет повысить уверенность и точность действий, психологическую устойчивость участников при использовании различного вооружения.



а) б)

Рис. 1. Использование страйкбольной реактивной противотанковой гранаты РПГ-26 (а) и страйкбольной гранаты РГД-5 (б) на занятии по тактике

Для обоснования выбора оружия или имитаторов стрельбы рассмотрим табл. 1. В ней представлены варианты оружия, которое может быть использовано для технической тренировки, и их сравнительные характеристики по возможности применения при проведении занятий по психофизическому воздействию на обучаемого, баллистическому подобию производства выстрела и экономической эффективности применения в обучении. Рассмотрены возможности применения оружия на коротких и сверхкоротких дистанциях как условного огневого контакта с противником.

Таблица 1

Сравнительные характеристики оружия в системе технической тренировки

Вид оружия	Психофизическое подобие	Баллистическое подобие	Экономическая эффективность	Возможности применения оружия при выполнении упражнений разделов комплекса, %									
				1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Штатное оружие	+	+	-	58	59	44	86	37	92	100	67	47	17
Спортивное оружие (пулевой стрельбы)	+	+	-	38	41	31	43	33	75	50	67	11	17
Тактико-стрелковое (пневматическое) оружие	+	+	+	96	90	69	100	100	92	100	100	89	22
Тактико-стрелковое (страйкбольное) оружие	-	+	+	96	100	100	100	100	92	100	100	100	100
Тактико-электронное оружие (лазертаг)	-	-	+	69	77	100	79	93	92	86	100	100	100
Тактико-огневое оружие (файертаг)	+	-	-	69	68	100	86	80	83	86	100	95	70

Возможности применения видов оружия при выполнении упражнений различных разделов комплекса упражнений по тактической тренировке представлены в виде диаграммы

на рис. 2. Диаграмма построена на основе метода экспертного опроса по анкетам, представляющим собой таблицы возможностей применения видов оружия по выполнению комплекса упражнений по технической тренировке. Фрагмент таблицы показан на рис. 3.

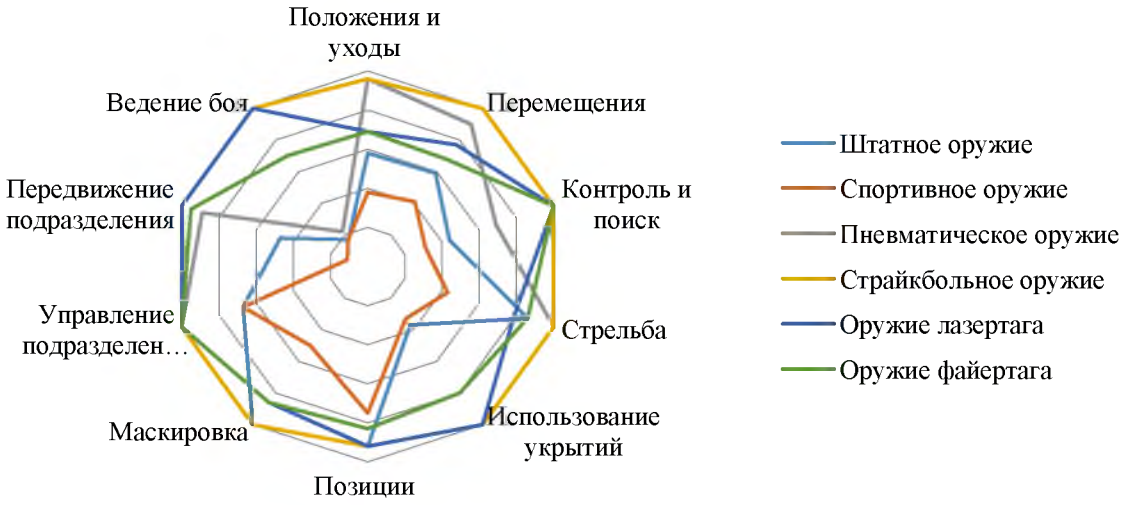


Рис. 2. Возможности применения оружия при выполнении упражнений разделов комплекса по технической тренировке

1. Положения и уходы

№ п/п	Вид упражнения	Штатное оружие	Спортивное оружие	Пневматическое оружие	Страйкбольное оружие	Оружие лазертага	Оружие файертага
1.	Базовое верхнее положение	+	+	+	+	+	+
2.	Базовое верхнее положение для удержания секторов	+	-	+	+	+	+
3.	Базовое нижнее положение	+	-	+	+	+	+
4.	Положение для стрельбы при выпаде	+	+	+	+	+	+
5.	Переход на колено через выпад	+	-	+	+	+	+
6.	Положение для стрельбы с колена	+	+	+	+	+	+
7.	Положение для стрельбы с колена низко	+	-	+	+	+	+
8.	Положение для стрельбы сидя	+	+	+	+	+	+
9.	Положение для стрельбы лежа на животе	+	+	+	+	+	+
10.	Принятие положения для стрельбы лежа	+	+	+	+	-	-
11.	Подъем перекатом	-	-	+	+	-	-
12.	Положение для стрельбы лежа на спине	-	-	+	+	-	-
13.	Подъем перекатом со спины	-	-	+	+	-	-
14.	Уход за укрытие при контакте	-	-	+	+	+	+
15.	Смещение при контакте в кустарнике	+	+	-	-	-	-

Рис. 3. Фрагмент таблицы возможностей видов оружия по выполнению комплекса упражнений по технической тренировке

На диаграмме видно, что наибольшую дисперсию возможности применения видов оружия по разделам комплекса упражнений по технической тренировке имеют разделы «Передвижение подразделения», «Ведение боя», чуть меньше – по разделу «Использование укрытий». Это очевидно, так как применение штатного оружия с боевыми патронами, малокалиберного спортивного оружия невозможно в случае огневого контакта подразделений на учебном занятии (значение возможности применения изменяется от 17% при использовании штатного

оружия до 100% при использовании страйкбольного оружия и лазертага). В других разделах – небезопасно в силу совмещения выполнения упражнений стрельбы с передвижением подразделений (когда в опасной зоне может оказаться личный состав), с использованием укрытий (создающих угрозу рикошета).

Введем показатель возможности применения вида оружия на технической тренировке по АТС с учетом всех разделов. Для этого в простейшем случае можно воспользоваться формулой арифметического среднего.

Тогда среднее по всем разделам значение возможности применения штатного оружия

$$Poss_{\text{шо}} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} x_i, \quad (1)$$

где n – количество разделов комплекса (n =10);

x_i – возможность применения вида оружия по i-му разделу комплекса упражнений.

Среднее значение возможности применения разных видов оружия:

– штатного оружия – $Poss_{\text{шо}} = 60{,}7$;

– спортивного оружия – $Poss_{\text{спо}} = 40{,}6$;

– пневматического оружия – $Poss_{\text{по}} = 85{,}8$;

– страйкбольного оружия – $Poss_{\text{сто}} = 98{,}8$;

– оружия лазертага – $Poss_{\text{ло}} = 89{,}6$;

– оружия файертага – $Poss_{\text{фо}} = 83{,}7$.

Однако в нашем случае при формировании различных уровней обученности – «знать», «уметь» и «владеть» – потребуется различное количество единиц учебного времени. Так, например, для того чтобы знать порядок выполнения упражнения стрельбы при совершении марша, может потребоваться всего одно занятие, а для того чтобы владеть техникой стрельбы или ухода от огня противника, потребуются многократные тренировки. В силу этого значимость каждого упражнения, а следовательно, и разделов, включающих эти упражнения, может повышаться. Таким образом, повышается вероятность выполнения некоторых упражнений по причине их многократного повторения.

С учетом рассмотренных особенностей выполнения упражнений по технической тренировке введем показатель возможности применения вида оружия с учетом всех разделов комплекса и вероятности задействования раздела. Введем допущение: будем полагать, что для формирования уровня обученности «знать» одной дидактической единицы потребуется 1 единица времени, для уровня обученности «владеть» – потребуется 6 единиц времени, для некоторых упражнений для уровня обученности «владеть» потребуется 18 единиц времени.

Воспользуемся формулой математического ожидания. Тогда показатель возможности применения вида оружия будет иметь вид

$$Poss = \sum_{i=1}^{n} x_i p_i, \quad (2)$$

где n – количество разделов комплекса (n =10);

x_i – возможность применения вида оружия по i-му разделу комплекса упражнений;

p_i – вероятность выполнения упражнения i-го раздела комплекса.

Для нахождения вероятности выполнения упражнения определим количество единиц времени, требуемое для изучения всего комплекса упражнений N:

$$N = \sum_{i=1}^{n} n_i = 264 + 198 + 108 + 162 + 312 + 96 + 78 + 54 + 180 + 270 = 1722. \quad (3)$$

Определим вероятности выполнения упражнений i-го раздела комплекса. Из 26 упражнений раздела 1 «Положения и уходы» на 8 упражнений для уровня обученности «владеть» потребуется 6 единиц времени, а для 18 упражнений – 12 единиц времени. Тогда вероятность выполнения упражнения i-го раздела комплекса составит

$$p_i = \frac{1}{N}\sum_{j=1}^{n_i} k_j, \tag{4}$$

где N – количество единиц времени, требуемое для изучения всего комплекса упражнений;

n_i количество упражнений i-го раздела комплекса;

k_j – количество единиц времени, требуемое для уровня обученности «владеть» j-го упражнения i-го раздела комплекса.

Например, вероятность выполнения упражнения первого раздела комплекса составляет

$$p_1 = \frac{1}{1722}\sum_{j=1}^{26} k_j = \frac{1}{N}(8 \cdot 6 + 18 \cdot 12) = \frac{264}{1722} \approx 0{,}15. \tag{5}$$

Для всех разделов комплекса вероятности выполнения упражнений приведены в табл. 2.

Таблица 2

Вероятности выполнения упражнений разделов комплекса

p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6	p_7	p_8	p_9	p_{10}
0,15	0,11	0,06	0,09	0,18	0,06	0,05	0,03	0,1	0,17

Тогда средние значения возможности применения вида оружия с учетом вероятностей выполнения упражнений комплекса будут следующие :

– штатного оружия – $Poss_{\text{шо}} = 52{,}4\%$;

– спортивного оружия – $Poss_{\text{спо}} = 34{,}9\%$;

– пневматического оружия – $Poss_{\text{по}} = 81{,}6\%$;

– страйкбольного оружия – $Poss_{\text{сто}} = 98{,}9\%$;

– оружия лазертага – $Poss_{\text{ло}} = 88{,}5\%$;

– оружия файертага – $Poss_{\text{фо}} = 79{,}7\%$.

Сравнение полученных значений возможности применения вида оружия с учетом вероятностей выполнения упражнений показывает, что страйкбольное оружие имеет наибольшие возможности применения – в 98,9% технических тренировок.

В различных соединениях (воинских частях, военных образовательных организациях) с учетом боевого предназначения может изменяться значимость показателей психофизического подобия, баллистического подобия, экономической эффективности, масштаба применения, дальности стрельбы и возможности применения оружия при выполнении упражнений комплекса. При отсутствии априорной информации о величине предпочтения какого-либо из показателей будем считать все показатели равнозначными. В противном случае можно ввести свертку показателей для определения критерия принятия решений при выборе вида оружия для проведения технической тренировки. Таким критерием может быть максимум эффективности

$$\max_k E_k = \max_k \sum_{i=1}^{m} \alpha_{ik}\, y_{ik}\,, \tag{6}$$

где E_k – эффективность применения k-го вида оружия для проведения технической тренировки;

m – количество показателей, учитываемых при принятии решения (психофизического подобия, баллистического подобия, экономической эффективности и возможности применения оружия при выполнении упражнений комплекса и др.);

α_{ik} – значимость *i*-го показателя применения *k*-го вида оружия;

y_{ik} – значение *i*-го показателя применения *k*-го вида оружия.

При целочисленном или вещественном задании показателя «Экономическая эффективность» можно использовать нормированную экономическую эффективность *k*-го вида оружия – величину, обратно пропорциональную стоимости единицы поражающего элемента (при допущениях: а) равных стоимостей комплектов оружия при условии длительного использования, б) ненулевой стоимости единицы поражающего элемента, $Price_i \neq 0$):

$$\|y_{ei}\| = \frac{\min\limits_i Price_i}{Price_i}. \quad (7)$$

В данном случае преимущество страйкбольного оружия перед штатным или охолощенным будет очевидно (с лазертагом не сравниваем, так как $Price_{ЛО} = 0$):

$$\|y_{e\text{шо}}\| = \frac{\min\limits_k Price_k}{Price_{\text{шо}}} = \frac{0{,}25}{22} = 0{,}01; \quad (8)$$

$$\|y_{e\text{по}}\| = \frac{\min\limits_k Price_k}{Price_{\text{охо}}} = \frac{0{,}25}{0{,}4} = 0{,}63; \quad (9)$$

$$\|y_{e\text{охо}}\| = \frac{\min\limits_k Price_k}{Price_{\text{охо}}} = \frac{0{,}25}{40} = 0{,}006; \quad (10)$$

$$\|y_{e\text{сто}}\| = \frac{\min\limits_k Price_k}{Price_{\text{сто}}} = \frac{0{,}25}{0{,}25} = 1, \quad (11)$$

т. е. экономическая эффективность применения страйкбольного оружия для проведения технической тренировки выше экономической эффективности применения штатного оружия в 100 раз, охолощенного оружия – более чем в 160 раз. Сравнительная характеристика стоимостей комплектов видов оружия и поражающих элементов представлена на рис. 4.

Штатное оружие является лучшим (оригинальным) как по психофизическому воздействию, баллистическому подобию, так и по использованию в разделе «Стрельба». Стоимость патрона – 22 рубля. Всё снаряжение является штатным, поэтому отсутствуют затраты на снаряжение, используемое только для технической тренировки. Однако в табл. 1 не представлены вариант использования стрельбы с уходами и другие случаи, когда применение штатного оружия небезопасно. Конечно, его нельзя использовать в огневом контакте на учебных занятиях, как это делали ранее в SAS ВС Великобритании, что обернулось для них потерями на учебных занятиях.

Спортивное оружие для пулевой стрельбы точно соответствует штатному оружию по баллистическому подобию производства выстрела, частично – по психофизическому воздействию на обучающегося и может быть использовано для изучения техники и выработки навыка производства выстрела. Вместе с тем для большинства разделов комплекса упражнений по технической тренировке – там, где требуется навык применения боевого оружия (например, взятие и удержание сектора, ведение боя и многое другое) – не пригодно. Стоимость патрона – 40 рублей. В силу ограниченности использования спортивного оружия, дополнительного снаряжения не требуется. Стоимость мелкокалиберной винтовки – от 43000 рублей.

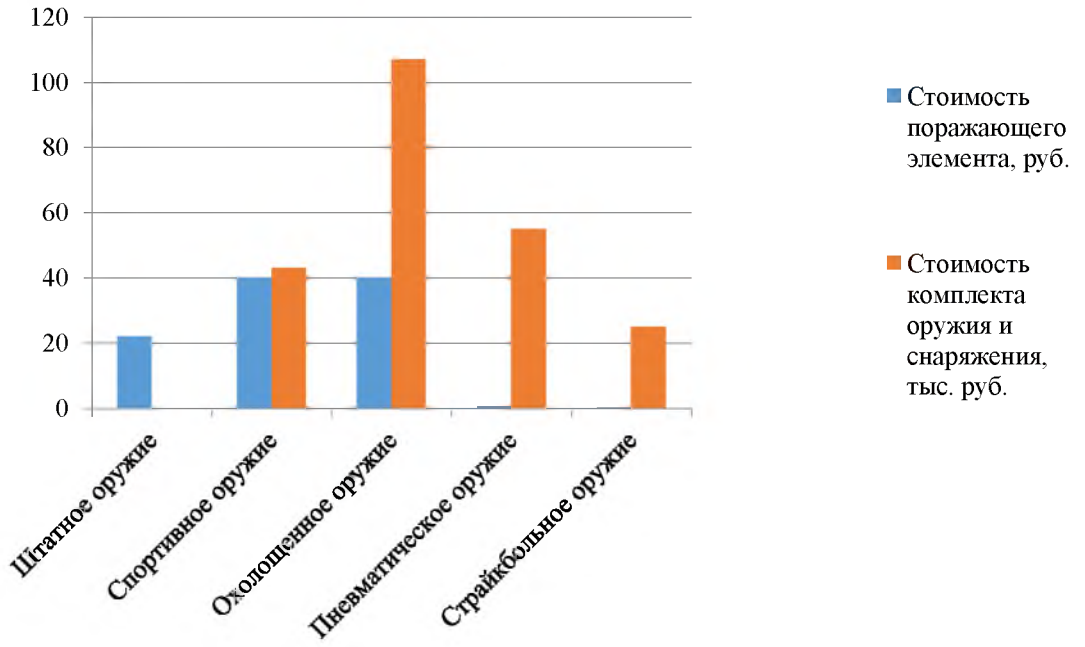


Рис. 4. Сравнительная характеристика стоимостей комплектов видов оружия и поражающих элементов

Аналогично можно рассмотреть пневматическое оружие типа «Юнкер-4». Однако психофизическое воздействие на обучающего и баллистическое подобие производства выстрела отличаются от штатного. Низкая дальность прямого выстрела делает пневматическое оружие слабо пригодным для формирования навыка точной стрельбы. Как уже упоминалось выше, его использовали в условно огневом контакте, т. е. его применение теоретически возможно во всех разделах учебной программы, но это небезопасно. Следовательно, оно не подходит для проведения занятий по одной трети разделов комплекса упражнений. Стоимость шарика (пули) – 40 копеек. Стоимость пневматического оружия типа АК-74 составляет 55000 рублей.

Лучшим по психофизическому воздействию на обучающегося и возможностям использования во всех разделах учебной программы является тактико-огневое оружие, применяемое в игре файертаг. Однако стоимость холостых патронов очень высока: в настоящее время 40 рублей за единицу. Стоимость файертаг-маркера, головной повязки с датчиками поражения, корпусной системы с датчиками поражения составляет 107000 рублей. К тому же полностью отсутствует восприятие баллистического подобия производства выстрела. Ширина и рассеяние лазерного луча делает попадание в цель на различной дистанции не однозначным, что слабо пригодно для формирования навыка точной стрельбы.

Страйкбольное оружие пригодно для использования на занятиях по всем разделам комплекса упражнений по технической тренировке: оно заставляет думать о баллистике выстрела при прицеливании. При этом хорошо осязаемо попадание. Стоимость шарика – всего 25 копеек. Стоимость страйкбольного оружия типа АК-74 составляет 24000 рублей, стоимость маски – 1000 рублей. К числу его недостатков можно отнести:

– слабую пригодность для формирования навыка точной стрельбы из-за низкой точности стрельбы из страйкбольного оружия;

– электрический звук привода, что не формирует боевого духа, в силу чего для страйкболистов война кажется игрой;

– низкая дальность прямого выстрела.

Перечисленные недостатки являются лишь ограничениями возможностей страйкбола по проведению занятий всех разделов комплекса упражнений.

Лазертаг имеет одно большое преимущество в экономической эффективности: стоимость поражающего элемента равна нулю. Однако лазертаг является, в основном, игрой в силу его электронности, отсутствия психофизического воздействия на обучающегося, отсутствия формирования понимания баллистики выстрела, размывания светового пятна с увеличением расстояния, чувствительности к ударам оптики. Вместе с этими ограничениями на начальном этапе при формировании первых тактических навыков его использование возможно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенный анализ возможностей применения видов оружия для выполнения комплекса упражнений технической тренировки АТС показывает, что в формируемой системе технической тренировки возможно применять вооружение военно-тактических игр, комплексировать как виды подготовки, так и используемое оружие.

Технические тренировки АТС с использованием вооружения военно-тактических игр позволяют повысить психофизическую устойчивость обучаемых в действиях условного огневого противодействия с противником.

Страйкбольное оружие можно использовать в условно огневом контакте на малых и сверхмалых дистанциях. На большой дистанции вместо огневого контакта можно использовать стрельбу по мишеням из огнестрельного оружия. Для отработки точности выстрела – спортивное оружие. На заключительном этапе технической тренировки – файертаг.

Наиболее эффективным оружием для технической тренировки является страйкбольное оружие. Ему уступают комплекс имитации стрельбы с лазерным излучателем, пневматическое оружие и тактический огневой комплекс имитации стрельбы (охолощенное оружие с лазерным излучателем).

Стоимость использования страйкбольного оружия ниже в десятки раз по сравнению с подготовкой с боевым и охолощенным оружием. Кроме того, страйкбольное оружие и страйкбол стимулируют обучение в силу игровых форм некоторых тренировок, мотивируют личный состав к самообразованию и занятиям страйкболом как видом спорта.

Список использованных источников

1. Дополнение к Курсу стрельб из стрелкового оружия, боевых машин и танков Сухопутных войск (КС СО БМ и Т СВ) / под общ. ред. генерал-полковника А. И. Ленцова. – М. : Военная книга, 2019. – 222 с.

2. Методика организации занятий по огневой подготовке с использованием упражнений армейской тактической стрельбы, утвержденная начальником управления боевой подготовки Воздушно-космических сил 5 ноября 2019 г. / сост.: А. О. Леванов, А. В. Агафонов. – М., 2019. – 11 с.

3. *Хусаинов Р. Ф., Прохоренков С. В., Бандурин С. И.* Методика подготовки и выполнения упражнений с элементами практической стрельбы / под общ. ред. генерал-майора А.В. Перязева. – М. : ГУБП ВС РФ, 2018. – 78 с.

4. Об утверждении правил военно-прикладного вида спорта «армейское тактико-стрелковое многоборье». Правила военно-прикладного вида спорта «Армейское тактико-стрелковое многоборье» : приказ Министра спорта РФ от 22.02.22 №119. – URL: https://www.consultant.ru/document/ cons_doc_LAW_415445 (дата обращения: 05.05.2025 г.).

5. *Самойленко В. В., Гартунг А. Д.* Внедрение в учебный процесс военного авиационного вуза армейской тактической стрельбы: необходимость и эффективность // Материалы VI научно-практической конференции «Динамика развития системы военного образования». – Омск : Омский гос. техн. ун-т, 2024. – С. 380–384.

В. П. Огородников,
доктор философских наук, профессор

ДИАЛЕКТИКА НЕОБХОДИМОСТИ И СЛУЧАЙНОСТИ В ОБЪЕКТИВНОМ МИРЕ И ЕГО ПОЗНАНИИ

Рассмотрены мировоззренческие и методологические функции диалектического понимания связи необходимого и случайного в объективном мире. Показано, что познание этой диалектики затруднено в результате традиционного сведения всех типов детерминаций развития к необходимой причинной обусловленности (панкаузализм). Представлена система причинных и непричинных детерминаций процесса развития, позволяющая различать типы и формы детерминации.

Ключевые слова: типы и формы детерминации, причинные и непричинные детерминации, возможность и действительность, необходимость и случайность, панкаузализм.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность данной работы определяется тем, что, несмотря на практически повсеместное использование в современной науке и практике стохастических (вероятностных) методов, в обыденном и в научном мировоззрении по-прежнему доминируют представления о случайности как о чем-то беспричинном и существующем только в сознании людей, не знающих истинных причин. Подкрепляет эти взгляды идущая от древнегреческой философии традиция редуцировать все типы взаимодействий к причинно-следственному. Такой панкаузализм, с одной стороны, порождает, как будет показано в настоящей статье, формально-логические парадоксы в теоретической науке, а с другой – ведет к серьезным ошибкам в практической деятельности. В статье представлена концепция автора о системе причинных и непричинных детерминаций процесса развития, раскрывающая объективную диалектическую связь необходимости случайности.

ПРОБЛЕМА СВЯЗИ НЕОБХОДИМОСТИ И СЛУЧАЙНОСТИ В ФИЛОСОФИИ, ЕСТЕСТВОЗНАНИИ И ЭПИСТЕМОЛОГИИ

Проблема связи необходимости и случайности в мире волнует человечество с древнейших времен. Это касается как непосредственного бытия людей, так и всех видов деятельности – от художественного творчества до науки. Есть ли фатальная предопределенность в природе, в жизни общества и каждого человека или нами играет слепой случай? При этом люди изначально осознавали связь своей индивидуальной судьбы и истории общества с природными процессами, с общими законами мироздания, а также связь начала мира с началом человека. Древний человек, не успев еще понять объективные причины всего, что происходит в природе и с ним самим, склонен был приписывать всему действие сверхъестественных сил, намерения которых человеку никогда не будут известны. В соответствии с этим мир представлялся человеку как сплетение непредугадываемых и случайных событий. Практически всей мифологии, а затем и философии древности свойственно постулировать в качестве начала мира хаос – состояние бесформенности и неупорядоченности. Из хаоса поднимается и мир, и человек, в хаос они и уходят.

Главное отличие философии (около VIII–VII вв. до н. э.) от мифологии, зарождавшейся практически одновременно в древних Греции, Индии и Китае, – это попытка найти естественные основания и причины мира. В Древней Греции это были вода, воздух, огонь, в Китае – земля, дерево, металл, вода и огонь, в Индии – воздух, вода, огонь и земля.

Отцы «любомудрия» считали важнейшей задачей философии раскрытие причин происходящих в мире событий.

На протяжении тысячелетий, вплоть до нашего времени, всякое определение одного другим, всякая связь одного с другим трактуются как порождение одного другим, то есть как причинно-следственная связь. Одним из важнейших постулатов отношения «причина – следствие» неизменно признается необходимость. Но как тогда может существовать случайность: как то, что не имеет причины своего появления?

Некоторые античные философы провозгласили необходимость, рок, судьбу властителями мира. Указание на случайность было объявлено человеческим заблуждением, незнанием истинных причин. Основоположником такого взгляда стал древнегреческий философ Демокрит (460–370 гг. до н. э.). Прославившись своим учением об атомах – неизменных, неделимых и неуничтожимых частицах, из которых состоит всё в мире, Демокрит считал, что атомы соединяются, разъединяются и движутся, подчиняясь строго необходимым причинам. Причинно-следственные связи, соединяясь и пересекаясь, образуют всю Вселенную. Поэтому, если познать только одну причинно-следственную цепочку, можно по ней узнать всё будущее. Эти взгляды Демокрита лежат в основании существующего до сих пор мировоззрения – метафизического (антидиалектического) детерминизма.

Однако уже в Древней Греции у Демокрита нашлись оппоненты. Так, Эпикур (341–270 гг. до н. э.), развивая учение Демокрита об атомах, выразил несогласие с мнением о том, что движение атомов происходит по строго определенным прямым и в соответствии с необходимыми причинами. С точки зрения Эпикура, в этом движении существуют самопроизвольные, беспричинные отклонения, что предполагает существование объективной случайности. Это положение явилось предпосылкой для развития двух противоположных мировоззренческих и методологических концепций:

1) *индетерминизма*, «упраздняющего» из объективного мира не только необходимость, но и закономерность и провозглашающего абсолютную случайность всех процессов объективного мира и сознания. Индетерминизм и сегодня является основой любого рода антинаучных взглядов и установок;

2) концепции признания случайности формой бытия необходимости – важнейшей предпосылкой диалектического взгляда на мир и его познание.

Идею неразрывной связи необходимости и случайности впервые высказал выдающийся мыслитель античности Аристотель (384–322 гг. до н. э.). Он указал, что непризнание объективной случайности ведет к двум нелепым выводам:

1) у человека нет никаких оснований для свободы воли и действия, ибо всё необходимо;

2) бессмысленно всякое познание, ибо на основе его нельзя ничего изменить в фатально предустановленном мире.

Кроме того, Аристотелю принадлежит ряд гениальных догадок о случайности как форме существования необходимости, связанной с реальной возможностью.

Вместе с тем большинство философских и естественно-научных учений вплоть до новейшего времени придерживались концепции Демокрита, предполагая, что историю науки можно представить как развитие идеи необходимости и все большее попрание случайности как «удела невежд».

Вплотную подошел к решению проблемы выдающийся диалектик нового времени Г. Гегель (1770–1831). Впервые раскрыв необходимость как процесс, а не как связь исходного состояния с результатом, Гегель в своем учении обращал внимание на качественное различие детерминирующих факторов (причин, условий, оснований, повода и др.). Однако современное Гегелю естествознание, как и обществознание, прошло мимо его философских положений, продолжая широко использовать в своих теоретических построениях более простой и понятный механистический детерминизм демокритовского толка.

Законченную теоретическую форму метафизический детерминизм принял в концепции французского ученого Пьера-Симона Лапласа (1749–1827). Необходимую причинную связь

он представлял как связь состояний, в которой всякое настоящее состояние является следствием предшествующего и причиной последующего, будущего (например, смена положений планеты на своей орбите). Распространяя такую связь на всю Вселенную, П. Лаплас высказывал мысль, что некий сверхъестественный ум (в истории науки он обычно именуется «демоном Лапласа») мог бы охватить все взаимодействия, все причинные связи Вселенной в данный момент времени и на этой основе определить всё, что было, и предсказать все события, предстоящие в будущем. Человеку такое знание недоступно, но он должен стремиться приблизиться к абсолютному знанию. В работе «Аналитическая теория вероятностей» (первое издание вышло в 1812 г.) П. Лаплас замечает, что вся теория вероятностей, основанная на понятии «случайное событие», является только «поправкой незнания истинных причин». Отвергая Бога как «ненужную гипотезу», П. Лаплас делает Богом непререкаемую необходимость. Нетрудно заметить почти полное совпадение (через две тысячи лет!) посылок Демокрита и Лапласа.

Судьба теории детерминизма с XIX до начала XXI столетия оказалась тесно связана с естествознанием, прежде всего с физикой. Именно здесь была установлена несовместимость постулатов лапласовского детерминизма с вероятностными отношениями микромира, включающими случайность (например, известное положение квантовой механики о корпускулярно-волновом дуализме).

Все усилия, предпринятые крупнейшими физиками новейшего времени по установлению связи между необходимостью и случайностью в квантово-механических процессах, сводятся на нет исповедуемым ими панкаузализмом. А. Эйнштейн (1879–1955) в письме к М. Борну (1882–1970) высказал резко отрицательное отношение к постулируемой в физике микромира объективной случайности, связав ее с идеей свободы воли электрона [11].

Диалектическая концепция детерминизма, связанная с идей объективной неразрывной связи необходимости и случайности, до сих пор не до конца пробила себе дорогу в научном мировоззрении. В физике, биологии, математике, кибернетике и в целом ряде прикладных дисциплин термин «детерминированный» по-прежнему интерпретируется как «необходимо причинно-определенный», как нечто, означающее однозначную связь состояний. Например, в современных работах по синтетической теории эволюции не выделяются причинные и непричинные детерминанты, «факторы», действующие в эволюции. Они признаются практически однокачественными, и потому термины «причина», «условие», «движущая сила», «закон», «фактор» и т. п. очень часто используются как синонимы. «Случайный» ассоциируется в указанных случаях с «недетерминированным».

Таким образом, метафизический детерминизм и метафизический индетерминизм продолжают дополнять друг друга. Неразличение причинных и непричинных детерминант, постулирование однокачественности и «равноправности» факторов, воздействующих на процесс, – основа индетерминизма в его наиболее распространенной форме – форме плюрализма.

В то же время уже Ч. Дарвин (1809–1882) показал, что ярким фактом связи причинной и непричинной детерминации является процесс эволюция живых организмов, где мутации и естественный отбор, являясь случайными процессами, приводят к направленным изменениям, обусловленным необходимостью адаптации к среде [4]. Концепция Ч. Дарвина, отражая объективную диалектику процесса происхождения видов животных, не абсолютизировала ни необходимость, ни случайность в эволюции живого. В силу этого она не оставляла места никакой религиозной интерпретации этого процесса, что вызывает до сих пор ожесточенные нападки на дарвинизм религиозных деятелей всех мастей.

Однако объективную случайность изменчивости (мутаций) не признавали в XX веке и многие представители биологической науки. Так, печально известный академик АН СССР и ВАСХНИЛ Т. Д. Лысенко (1898–1976), прикрываясь постулируемым им положением «Наука – враг случайности» громил отечественную генетику, добился репрессирования всемирно известного генетика академика АН СССР (1929), президента ВАСХНИЛ, Н. И. Вави-

лова (1887–1943). Это же положение Т. Лысенко послужило основанием для закрытия целого ряда научных направлений, признающих роль объективной случайности. Были запрещены и закрыты как «антинаучные» вирусология, цитология, физиология, а также психология, психиатрия и кибернетика. Огромный урон был нанесен сельскому хозяйству и сельскохозяйственной науке.

Понятно, что настоящие причины таких репрессий крылись не в философской дискуссии о диалектике связи необходимости и случайности, а в безудержных амбициях рвавшегося к власти и «канонизации» полуграмотного агронома Т. Лысенко. Но его «аргументация» против науки имела философское основание, что показывает огромную мировоззренческую и методологическую роль философии. В рассматриваемом случае – явно негативно-разрушительную.

В XX веке появилась и диаметрально противоположная «лысенковщине» философская методология, связанная с абсолютизацией роли случайности как в развитии мира, так и в развитии науки.

В. Гейзенберг (1901–1976), обосновав в 1927 году принцип неопределенности, утвердил фундаментальную роль случайности на квантовом уровне, где невозможно одновременно точно определить координату и импульс частицы. Однако эта концепция не разрешила проблему объективной связи необходимости и случайности. Физик пытается противопоставить вероятностные отношения и причинную детерминацию, утверждая, что пространственно-временное описание атомных процессов является дополнением к их каузальному или детерминистскому описанию [2]. В этом утверждении ученый не только противопоставляет случайность и необходимость, но и исподволь отождествляет концептуальную схему (описание) и объективную реальность.

В дальнейшем многие представители квантовой механики утвердились в этом отождествлении и присоединили к нему перцептуальное отражение. Появилась идея, что редукция волнового пакета и даже поведение отдельного микрообъекта зависят от того, наблюдает ли некий исследователь за этим процессом или нет [8].

Развитие идеи диалектики необходимости и случайности в науке связано с концепцией диссипативных структур, предложенной лауреатом Нобелевской премии И. Пригожиным (1917–2003) и получившей дальнейшее развитие в трудах лауреата Нобелевской премии М. Эйгена (1927–2019). Эта концепция, благодаря Г. Хакену (1927–2024), вошла в научную терминологию под названием «синергетика». Суть ее в том, что в открытых нелинейных системах случайные флуктуации могут приводить к самоорганизации и возникновению новых устойчивых состояний. Таким образом, случайность выступает не только как деструктивный фактор, но и как источник инноваций и эволюционных изменений. Примером может служить формирование сложных органических молекул в условиях первобытной Земли, где случайные столкновения атомов приводили к образованию новых химических соединений, некоторые из которых оказались способны к самовоспроизводству и дальнейшей эволюции.

Синергетика вносит значительный вклад в борьбу с неовитализмом и приводит весьма веские аргументы естественно-научного характера в пользу идеи происхождения живого из неживого. В то же время авторы противопоставляют свой метод исследования как «стохастический» детерминистскому методу, отожествляемому ими с причинным. В связи с этим, несмотря на широкое использование ими математического аппарата, обрисовывающего общую форму взаимодействий в диссипативных структурах, содержание детерминационных отношений, приводящих к возникновению и эволюции диссипативных структур, остается в тени, за рамками концепции. Поэтому достаточно неясны и взгляды авторов на характер непроизвольных мутаций (здесь явно чувствуется противопоставление случайного и детерминированного): «...спонтанная флуктуация, или мутация, не может быть учтена заранее в детерминистском уравнении, которое получено в результате статистического усреднения по большому числу элементов. Скорее, такая мутация обусловлена каким-то стохастическим процессом, который можно изучать независимо» [7]. Вместе с тем необходимо отдать долж-

ное синергетике как попытке выяснить молекулярные основания эволюции физических и биологических систем на пути к эволюции социальных систем [9].

Отдельной проблемой является рассмотрение связи необходимости и случайности в познании, особенно – в научном познании. Здесь наиболее ярко проявляется методологическая роль философии.

Если абсолютизировавший объективную необходимость П. Лаплас считал необходимым и процесс научного познания, то известный философ и методолог науки XX века К. Поппер (1902–1994) попытался доказать, что познание и его результат – открытие являются чисто случайными. В работе «Логика научного исследования» (1982) К. Поппер, используя дедуктивный метод, приводит следующие аргументы в пользу этого тезиса. Все, что закономерно (необходимо), рассуждает философ, можно предсказать. Научное открытие нельзя предсказать, ибо в противном случае возникает парадокс открытия до открытия. Следовательно, заключает К. Поппер, всякое открытие – случайно. А так как будущее, вводит новый постулат философ, не определяется какой-либо необходимостью, а зависит от человека, от прогресса в познании мира, то человеческая история является нагромождением случайных событий [12].

Критически проанализируем приведенное умозаключение. Прежде всего, нельзя не заметить то, что Поппер отождествляет субъективный акт предсказания с объективным существованием закона. Тот факт, что физики не могут предсказать объективные законы, которые они откроют в будущем, не означает, что этих законов вообще не существует или что уже известные законы не обладают предсказательной, а следовательно, эвристической силой. С другой стороны, возможность что-то предсказать имеет два основания: 1) объективное существование закономерной связи каких-то явлений или событий; 2) адекватное отражение этой закономерной связи в сознании (познание). Выводить существование чего-либо из возможности познания этого – чистой воды субъективный идеализм.

Второе соображение заключается в следующем: все, что существует закономерно, то есть предшествующая фаза существования, закрепляется в «снятом» виде, как выражался Г. Гегель, в последующей фазе. Если в последующей фазе изменения чего-то конкретного не воспроизводится ничего существенного из предшествующей фазы, то это конкретное перестало существовать. Если мы сегодняшние ни в чем существенном не повторяем себя вчерашних, то это уже не мы…

В том, что познание вообще и научное познание в особенности – закономерный процесс, можно убедиться, изучая историю любой конкретной науки. Фазы развития науки, как и объективного развития природы, следуют от низших ступеней к все более высоким. При этом никакого «перепрыгивания» через ступеньку ни в объективном развитии, ни в его познании не наблюдается.

Каждый отдельный шаг эволюции, в отрыве от единого процесса, может восприниматься как случайный. Он и является случайностью – формой проявления необходимости, которая представлена мерой – пределами допустимых отклонений в ту или иную сторону. Так, любое образование нового вида связано со случайным популяционным мутагенезом и с закрепляющим действием окружающей среды, которая может быть более или менее благоприятна. Однако никакой мутагенез не может привести, например, к перерождению популяции мух в популяцию слонов или наоборот… Случайность и тут выполняет роль дополнения (изменения условий обитания в определенных пределах) и проявления некоторой относительной необходимости (появления нового вида).

Если абсолютизировать роль популяционного мутагенеза, мы получим метафизическую концепцию автогенеза. Абсолютизация детерминирующего воздействия внешних условий ведет в противоположной метафизике – теории эктогенеза, которую яростно поддерживал упомянутый Т. Лысенко. И в том и другом случае имеет место панкаузализм – неразличение причинных и непричинных детерминаций процесса развития, что не позволяет выяснить объективную диалектическую связь необходимости и случайности.

В появившейся во второй половине XX века концепции «нейтральной эволюции» японского биолога Мотоо Кимура (1924–1994) утверждается, что значительная часть генетических изменений в популяциях является результатом случайного дрейфа генов, а не естественного отбора. Эти случайные изменения могут приводить к возникновению новых генетических вариантов, которые могут быть полезными в будущем, что подчеркивает конструктивную роль случайности в эволюционном процессе [5]. При этом сама «конструирующая случайность» оказывается оторванной от необходимости и причинности, становится беспричинной.

Вместе с тем, несмотря на множество примеров противопоставления необходимости и случайности в естествознании и в теории познания, диалектический взгляд на их неразрывную связь, несомненно, присутствует и выполняет свою методологическую роль в современной науке и практике. Ведущую роль играет в этом процессе теория вероятностей.

В математике теория вероятностей предоставляет формальный аппарат для описания и анализа случайных явлений. Стохастические дифференциальные уравнения (SDE) используются для моделирования динамических систем, подверженных случайным воздействиям, и находят применение в финансах, биологии и инженерии.

В физике понятие «случайное событие» лежит в основе статистической механики, термодинамики и, как уже отмечалось, в квантовой механике.

В информатике и теории машинного обучения случайность лежит в основе многих алгоритмов и методов. Алгоритмы Монте-Карло, основанные на случайной выборке, используются для аппроксимации сложных интегралов и решения задач оптимизации.[16] Случайные леса (random forests) – это ансамблевый метод машинного обучения, который использует множество случайных деревьев решений для повышения точности прогнозирования [13].

В экономике объективная случайность проявляется в колебаниях рынка, непредсказуемых изменениях спроса и предложения, а также в поведении экономических агентов. Моделирование экономических процессов с учетом случайных факторов требует использования стохастических моделей и методов статистического анализа. Теория случайных блужданий, изначально разработанная для описания движения молекул, нашла применение в анализе финансовых рынков, где предполагается, что цены активов меняются случайным образом[6].

В материаловедении и химии случайность играет важную роль в формировании структуры и свойств материалов. Моделирование роста кристаллов и полимеризации часто включает случайные процессы, такие как случайное присоединение атомов или молекул к растущей поверхности [14]. Стохастические методы используются для изучения фазовых переходов и других явлений в сложных материалах.

В теории управления диалектика необходимости и случайности реализуется в виде стохастического управления, которое учитывает неопределенность и непредсказуемость внешней среды. Алгоритмы стохастического управления адаптируются к изменяющимся условиям и принимают решения на основе вероятностных моделей, что позволяет более эффективно управлять сложными системами в условиях неопределенности [12] .

В теории связи и обработке сигналов случайные процессы используются для моделирования шума и помех, которые неизбежно присутствуют в любой системе передачи данных. Методы фильтрации и оценки, такие как фильтр Калмана, позволяют минимизировать влияние шума и восстанавливать полезный сигнал [15].

В когнитивной науке случайные процессы играют роль в обучении и принятии решений. Исследования показывают, что добавление случайного шума в нейронные сети может улучшить их способность к генерализации и адаптации к новым ситуациям [17]. Это может быть связано с тем, что случайность позволяет системе исследовать различные варианты и избегать локальных оптимумов.

Наконец, в социальных науках до сих пор наблюдается мировоззренческие и методологические противопоставления необходимости и случайности, что выступает основанием для фатализма или волюнтаризма.

Произведенный анализ показывает, что объективная случайность де факто признана и учитывается в настоящее время практически во всех областях науки, техники и производства. Однако в теории связь случайности и необходимости остается не проясненной ввиду склонности ученых и практиков к традиционным концепциям, разделяющих детерминированные и недетерминированные процессы и относящих к последним все стохастические и вероятностные взаимодействия. Такое разделение приводит не только к многим недоумениям и заблуждениям в теории, но и является основанием ошибок в практической деятельности.

Диалектическая связь необходимого и случайного раскрывается в диалектико-материалистической концепции детерминизма. Эта концепция опирается на упомянутое положение Г. Гегеля о том, что необходимость не есть что-то «ставшее», она есть процесс развития, в котором участвуют разные детерминанты – причины, условия, основания. Эти разные детерминанты опосредствуют необходимость, в результате чего «ставшая» действительность является в форме случайности-проявления относительной необходимости. С другой стороны, диалектическая концепция детерминизма должна опираться на материализм, полагая, что вся система детерминаций принадлежит материальному миру, а не идеальному миру в виде человеческого сознания или «абсолютной идеи», «мировой воле», «промыслу Бога» и тому подобным началам мира, постулируемым субъективным и объективным идеализмом.

Вооружившись единством диалектики и материализма, мы прежде всего различаем типы и формы детерминации [10]. Типы детерминации определяются как многообразные *связи взаимодействия различных* систем, в которых происходит специфическое изменение системы, испытывающей детерминирующее воздействие другой системы. Формы детерминации определяются как многообразные воплощения типов детерминаций в «ставшей» действительности. Так, взаимодействие кия и биллиардного шара (как «борьба» противоположностей) приводит к движению шара в определенном направлении и с определенной скоростью. Скорость и направленность движения шара выступают формами детерминации. Так как конкретное направление и скорость движения шара не являются абсолютно необходимыми, то мы имеем здесь дело со случайностью – формой проявления относительной необходимости. Рассмотренный процесс, как и во всех других случаях, детерминируется не только причиной, но и различными непричинными типами детерминаций, что и определяет случайную форму результата. В рассматриваемом примере это в первую очередь такие кондициональные (от лат. *conditionalis* – условие) детерминации, как поверхность биллиардного стола, его наклон, поверхность и вес кия и множество других условий. При этом результат не может быть объявлен абсолютно случайным, ибо и направление, и скорость движения шара ограничены количественной мерой, то есть не могут быть больше или меньше определенных значений. Здесь «работает» всеобщий закон единства количественных и качественных изменений. Именно мера во всех случаях развития и движения представляет относительную необходимость развития, а всякий конкретный количественный момент внутри меры является случайностью-проявлением определенной необходимости – закона.

Наиболее полно становление относительной необходимости раскрывается в рассмотрении системы причинных и непричинных детерминаций процесса реализации возможности. Определим опорные понятия, отражающие элементы этой системы. Возможность – это объективная внутренняя тенденция к определенному изменению системы, существующая как противоречие между противоположными сторонами системы. Раскрывающееся противоречие – ***причина*** конкретного изменения системы. Она и есть центр системы детерминаций, определяющих реализацию возможности, превращение ее в некоторую новую действительность. Главный отличительный признак причины от всех непричинных детерминаций – то, что она порождает следствие как новую действительность. Причинно-следственное отношение несет в себе необходимость, сущность процесса перехода возможности в действительность. Однако никакая причина не может действовать независимо от ряда непричинных детерминирующих факторов. Среди последних наиболее известны условия в большей или меньшей мере благоприятствующие действию причины. *Условия* сопровождают процесс ре-

ализации возможности от начала и до конца, включаются в процесс реализации возможности. Но никакие самые благоприятные условия не могут породить этот процесс в отсутствие причинной детерминации. Хорошей иллюстрацией этому является строка известной басни: «А вы друзья, как ни садитесь, всё в музыканты не годитесь».

Нельзя забывать того, что никакая система не развивается изолированно от всех других, особенно однородных. Относительно симметричное взаимовоздействие двух или нескольких систем, развивающихся в одном пространстве и в одно и то же время, является *функциональной* детерминацией, которая как разновидность непричинной детерминации также участвует в опосредствовании порождающей процесс причины.

Наконец, *инспирация* – тип непричинной детерминации, который не выключается в «материал» становящейся действительности как условие, но, соединяя причину с непричинными детерминациями, запускает процесс, определяя конкретное время и место его прохождения.

Схематическое изображение описанной системы детерминации представлено на рис. 1.

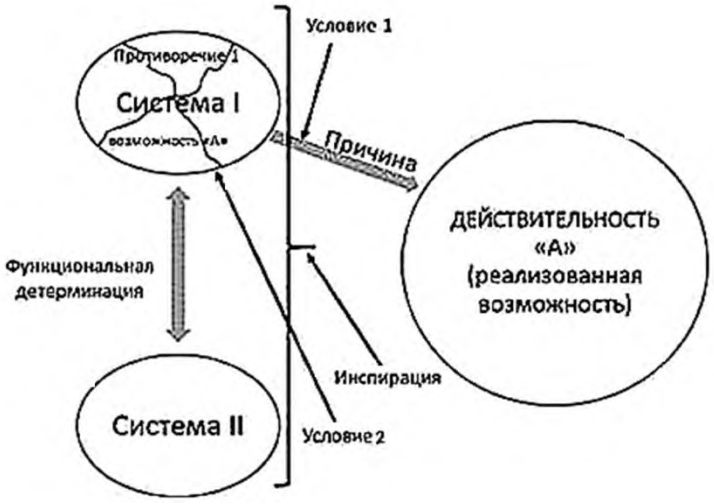


Рис. 1. Система причинных и непричинных детерминаций реализации возможности «А»

Попробуем наполнить конкретным содержанием в рассмотрении системы детерминаций происходящего в настоящее время военного столкновения между Украиной и Россией. Самый главный вопрос, ответ на который определяет и теорию, и практику сегодняшней мировой политики: что является причиной данного военного столкновения? Мы не будем рассматривать здесь многочисленные варианты причины войны вообще и конкретного военного противоборства, предлагаемые представителями субъективного и объективного идеализма. Это требует отдельного и очень большого исследования. Скажем только, что все эти варианты уводят от объективной реальности и, соответственно, от объективных причин. С точки зрения разделяемого автором диалектического материализма, причиной любого явления выступает внутреннее противоречие системы. С этих позиций общей причиной любой войны всегда была и будет борьба за собственность, принимающая формы владения землей, производством, рабочей силой, полезными ископаемыми, рынком сбыта продукции и тому подобными вполне материальными вещами. Противоположными сторонами при этом выступают различные социальные группы, классы, транснациональные олигархические группы (на уровне явления – страны). Все религиозные, цивилизационные, национальные, географические и тому подобные «причины» войны лишь намеренно камуфлируют эту причину. В контексте сказанного попытки некоторых политиков искать причины СВО в локальном пространственном и временном интервале – на уровне отношений Украины и России и только в XXI веке – не дают никакого реального понимания, а лишь уводят от истины.

Первая и Вторая мировые войны в главном имели причиной их возникновения борьбу за передел мира между Россией и Западом. То, что западные политики сегодня пытаются выдать за причины СВО – споры из-за Крыма и Донбасса и даже противоречия между украинской и русской национальностью – на самом деле, выступают именно инспирацией, то есть поводом для разжигания и развития конфликта.

Условием, способствующим продолжению и сохранению военного противоборства, является огромная материальная и военная помощь коллективного Запада милитаристской власти Украины. Без этой помощи конфликт мог и не начаться или закончился бы за считанные месяцы... Конкретное количество вооружений, поставляемых Украине, является случайностями-дополнениями процесса, оно не постоянно и бывает то большим, то меньшим. В том, что военное противостояние началось именно в начале 2022 года и происходит до сих пор, нет абсолютной необходимости – это случайность-проявление необходимости. Закон единства количественных и качественных изменений показывает, что противостояние не может проходить бесконечно и должно в достаточно близкой перспективе закончится...

Экономическое и политическое взаимодействие России с дружественными странами, такими как Китай или Северная Корея, представляет собой пример функциональной детерминации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали, что познание диалектической связи необходимости и случайности и использование данного знания в науке и практике могут осуществляться только в системном анализе взаимодействия причинных и непричинных типов детерминации процесса развития. Такой анализ позволяет рассмотреть относительную необходимость этого процесса как реализацию возможности изменения, связанной с внутренним противоречием – причиной. Причина опосредствуется целым рядом непричинных детерминаций: условиями, инспирацией, функциональной детерминацией, действие которых выступают как случайности-дополнения. В результате реализованная действительность является случайностью-проявлением необходимости.

Список использованных источников

1. *Гегель Г.* Философия религии : в 2 т. – М., 1977. – Т. 2. – С. 63.
2. *Гейзенберг В.* Физика и философия. Часть и целое : пер. с нем. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1989. – С. 22.
3. *Дарвин Ч.* Происхождение видов путем естественного отбора, или Сохранение благоприятных рас в борьбе за жизнь. – М. : АСТ, 2017. – 608 с.
4. *Кимура М.* Молекулярная эволюция: теория нейтральности : пер. с англ. – М. : Мир, 1985. – 394 с.
5. *Малкиел Б.* Случайное блуждание на Уолл-стрит: испытанная временем стратегия успешных инвестиций. – ООО «Попурри», 2021. – 560 с.
6. *Николис Г., Пригожин И.* Самоорганизация в неравновесных системах, от диссипативных структур к упорядоченности через флуктуации. – М., 1979. – С. 234, 453.
7. *Огородников В. П.* Актуальные проблемы философско-методологических оснований квантовой механики // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 692. – С. 259–267.
8. *Огородников В. П.* Философская трактовка пространства и времени и проблемы интерпретации парадоксов квантовой механики // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 696. – С. 450–457.

9. *Огородников В. П.* Познание необходимости : Детерминизм как принцип научного мировоззрения. – М. : Мысль, 1985. – С. 42–46.

10. Письмо А. Эйнштейна к М. Борну от 29 апреля 1924 года // Эйнштейновский сборник. – М. : Наука, 1972. – С. 47.

11. *Поппер К.* Логика научного исследования. – М. : Республика, 2005. С. 24–27, 83–86.

12. *Åström K.J., Wittenmark B.* Computer-Controlled Systems – Theory and Design. No description available for this book // Detailed Information. Author: Publication Year. – 1997. – 569 p.

13. *Breiman L.* Random Forests. Machine Learning. – 2001. – № 45(1). – P. 5–32.

14. *Chandrasekhar S.* Stochastic problems in physics and astronomy // Reviews of Modern Physics. – 1943. – № 15(1). – P. 1–89.

15. *Kalman R.E.* A new approach to linear filtering and prediction problems // Journal of Basic Engineering. – 1960. – № 82(1). – P. 35–45.

16. The Monte Carlo Method Author(s): Nicholas Metropolis and S. Ulam Source // Journal of the American Statistical Association. – 1949. – Vol. 44, № 247. – P. 335–341.

17. *Faisal A. A., Selen L. P. J., & Wolpert D. M.* Noise in the nervous sys-tem // Nature Reviews Neuroscience. – 2008. – № 9(4). – P. 292–303.

Volkov V. F., Kapitonov O. V., Mosin D. A. Methodology for calculating the probabilistic and temporal characteristics of information interaction processes between control points in multi-level hierarchical systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 7–15.

A methodology has been developed for estimating the probabilistic and temporal characteristics of the flow of command and program information in multi-level hierarchical control systems. When simulating the passage of signals, the limitations imposed by the cyclical movement of consumers of target information are taken into account. The developed methodology includes the implementation of simulation cycles and requirements for the probability of preventing unauthorized access to the ACS.

Key words: probabilistic-temporal characteristics, hierarchical control system, operator actions, rerouting, and first and second-class errors.

Galipanov R. N., Ikonnikov O. V. Methods of the shaping temporarily created management body on base of the system analysis and much criterions optimization // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 16–23.

In condition of the transformations approach to management modern organizing-technical system problem shaping temporarily created management body for decision complex, suddenly appearing and not trivial problems, executed organizing-technical system with required by quality of management them, under simultaneous minimization spent resource, time and amount of the attracted executives, gains all greater urgency.

Offered in article methods allows to get practically realized recommendations on shaping temporarily created management body, having minimized unbalance on the most important problem.

Key words: temporarily created management body, heuristic methods of the shaping temporarily created management body.

Bogachev S. A., Vlasov S. A., Gorlanov N. V. Optimization of orbital structures of systems of spacecraft for continuous coverage of the entire Earth′s surface using continuous coverage strips// Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 24–37.

A description of the differences in the planar configuration of satellite systems in the "chain" and kinematically correct system variants is provided. The conditions for continuous global coverage by these systems in polar orbits are clarified. A comparison of the characteristics of these systems in near-polar orbits is conducted, primarily focusing on the required minimum viewing angle.

Key words: satellite system, continuous coverage zone, viewing angle, synchronized chains, kinematically correct satellite systems.

Voznuk V. V., Maslik A. G., Sirotin I. N. Accuracy and Applicability Analysis of Satellite Relay Coordinate Determination Methods for Geospatial Location Problems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 38–51.

A comparative study of the accuracy characteristics of the Time Difference of Arrival (TDOA) and Time of Arrival (TOA) methods for determining the coordinates of satellite relays in geospatial location systems has been conducted. A mathematical model has been developed, accounting for the separation of measurement errors into correlated and uncorrelated components. For a star-shaped configuration of ground-based transmitters, an analysis of the spatial distribution of the Geometric Dilution of Precision (GDOP) has been performed.

It has been established that the TDOA method demonstrates lower sensitivity to an increase in the proportion of correlated measurement errors.

Criteria for selecting the optimal positioning method have been defined, depending on the characteristics of the measurement errors and the spatial location of the satellite relay. The research results allow for the optimization of geospatial location system design and improve the accuracy of determining the coordinates of radio emission sources.

Key words: satellite relays, geospatial location, geometric dilution of precision (GDOP), time difference of arrival (TDOA) method, time of arrival (TOA) method.

Erunov A. A., Kadukov E. P., Cherkashin A. P. Analytical signal model with modified ofdm modulation for implementing quasi-code channel separation of Frank signals // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 52–57.

The article presents an analytical model of a signal with modified OFDM modulation, which is being developed to implement quasi-code channel separation in order to increase the bandwidth of orthogonal frequency communication systems. The modification of OFDM modulation consists in replacing the block of the inverse discrete Fourier transform with orthogonal transformations on arbitrary bases. For the basis of the discrete Fourier transform, the paper defines a quasi-orthogonal (noise-like) Frank basis, the use of which will increase the bandwidth of a quasi-code channel separation communication system.

Key words: OFDM modulation, complex signals, quasi-orthogonal and orthogonal basis.

Zaitsev D. O., Legkov K. E., Fedonin V. V. A technique for complex construction of a digital twin of an object of complex geometric shape for calculating static radar characteristics // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 58–69.

Based on the results of electrodynamic numerical modeling of backscattering diagrams of objects of complex geometric shapes a comparative analysis of the calculated values of the effective scattering area in the form of scattering indicatrices with different polarizations was carried out, and an estimate of the computing resources consumed and the time spent on modeling was made. A technique is proposed for constructing digital counterparts of surveillance objects using various specialized tools at certain stages of modeling in the interests of rational use of hardware. The developed technique ensures high accuracy of calculations, as well as reduces the computational load, which makes it a preferred tool for synthesizing digital counterparts of surveillance objects in order to prepare initial data for modeling dynamic radar characteristics.

Key words: effective scattering surface, static radar characteristics, electrodynamic modeling, digital twin.

Kazantsev A. A., Samorodov B. A., Sytenko K. A. Method for determining the position of local scattering centers based on the estimation of their tracks on a radar sinogram using the generalized Hough transform // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 70–82.

A method for determining the coordinates of local scattering centers of radar targets based on the analysis of their trajectories on a radar sinogram is presented. The relevance of the work is determined by the limited effectiveness of classical radar imaging methods for the precise determination of an object's geometric shape. As a solution, the use of a Generalized Hough Transform (GHT) for processing sinograms is proposed, where the trajectories of local scattering centers (LSCs) are described by a sum of harmonic curves with different amplitudes. The methodology includes the stages of sinogram formation, detection of local maxima of the effective scattering length, application of the GHT to transform the data into a parametric space, and subsequent clustering of the data using the DBSCAN algorithm for the precise determination of LSC coordinates. Numerical experiments using the Monte Carlo method (N=1000) and semi-physical tests on the "Tsunami-4" radar measurement complex were conducted. The results demonstrate high accuracy: at a signal-to-noise

ratio of 25 dB, the Euclidean error was 0.0072 m against a required value of 0.0075 m. It is shown that the method remains operational over a wide range of signal-to-noise ratios (2.5-35 dB).

Key words: local scattering centers, radar sinogram, generalized Hough transform, DBSCAN clustering, radar target recognition, portrait coordinate system, effective scattering length, Monte-Carlo method.

A methodological approach to the analysis of the reliability of recognizing emergency situations on board a spacecraft using photometric information from remote observations / A. N. Kalyuta, I. P. Korobchenko, S. V. Logunov, G. N. Maltsev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 83–91.

Observing spacecraft using ground-based optoelectronic systems allows for obtaining information about the spacecraft's state when abnormal situations arise onboard based on their "visible" manifestations. A general approach to analyzing the reliability of spacecraft state recognition based on remote sensing data and its application to recognizing abnormal situations onboard spacecraft based on photometric information is presented. A generalized logic scheme for detecting abnormal situations based on photometric data processing, taking into account dynamic and spectral information features, is considered. Calculations are made of probabilistic indicators for the reliability of recognizing abnormal situations onboard spacecraft based on photometric information.

Key words: spacecraft, ground-based optical-electronic system, abnormal situation, photometric light curve, dynamic and spectral informative features.

Processing of non-coordinate information about spacecraft to assess their condition based on remote observations by ground-based optoelectronic systems / A. N. Kalyuta, S. V. Logunov, G. N. Maltsev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 92–98.

Ground-based optoelectronic systems make it possible to obtain coordinate and non-coordinate information about space objects during their remote observation. Non-coordinate information about space objects includes their photometric light curves and detailed images. The content of processing photometric light curves and detailed images of spacecraft in assessing their condition based on remote observations by ground-based optoelectronic systems is considered. It is supposed to use automated correlation processing of photometric light curves and visual decoding of detailed images. The main stages of monitoring data processing are highlighted and a description of the special software used in this process is given.

Key words: spacecraft observation, ground-based optoelectronic systems, non-coordinate information, photometric light curves, detailed images.

Kosyrev A. V. Methodology for diagnosing military communication equipment in the event of multiple failures caused by a short circuit in the power supply circuit // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 99–111.

In this article, military communication equipment (MCE) is considered within the framework of communication equipment, which in turn is a type of radio-electronic equipment (REE), and the development trend of modern samples is directly related to the element base based on SMD components.

Due to the fact that most failures are associated with short circuits (SC) on the power supply buses due to the breakdown of the dielectric of capacitors and, as a result, the failure of the power controller, solving this problem is an urgent research area.

The purpose of the research is to improve the efficiency of the technical support system for communication and automated control systems by improving the methods and techniques of diag-

nostics through the implementation of the thermographic control method and its application in the diagnostics of MCE systems with multiple failures in the power supply circuits.

A feature of this technique is a systematic approach to failure diagnostics, linking the defect typology (break and SC) with the physical and technological features of the SMD component and the nature of multiple failures. At the same time, the proposed technique allows to reduce the time of diagnostics, identify single and multiple failures within one measurement cycle, which allows to overcome the limitations of traditional methods based on sequential search. Also, the article presents a mathematical substantiation of the values of diagnostic impact parameters.

Key words: diagnostics, failures, non-destructive testing methods, thermal imaging diagnostics, thermography, and parameter optimization.

Maslik A. G., Semenyuk S. S., Sirotin I. N. A study of the influence of daily evolution of the spatial configuration of satellite repeaters in geostationary orbit on the accuracy of determining the location of sources of unintentional interference using the difference-range method // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 112–123.

The results of a study examining the influence of the spatial configuration of three satellite repeaters in geostationary orbit during their daily cycle on the accuracy of unintentional interference source location determination using the differential ranging method are presented. The accuracy of unintentional interference source location determination is examined over the daily cycle of satellite repeaters in geostationary orbit.

Simulation results showed that the dependence of the average error in determining the location of an unintentional interference source on the daily change in satellite repeater coordinates exhibits extremes. To determine the causes of these extremes, studies were conducted to examine the influence of various geometric parameters of the satellite repeater constellation on the accuracy of determining the location of the unintentional interference source.

Key words: electromagnetic compatibility, unintentional interference source, satellite repeater, geostationary orbit, differential ranging method.

Alekhin S. G., Kalmychkov I. E., Khudas A. I. Assessing the efficiency of forming multisatellite consistencies of small earth remote sensing spacecraft // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 124–135.

This article presents the results of evaluating the effectiveness of forming multi-satellite constellations of small Earth remote sensing satellites. For these purposes, a corresponding method was developed for solving the problem of forming an orbital constellation for continuous Earth observation.

Key words: Earth remote sensing, small spacecraft, multi-satellite orbital constellation, orbital constellation launch and formation methods.

Andreychenko M. I., Eremeev I. Yu., Semenyuk S. S. Method for determining the coordinates of satellite communication system subscriber terminals using two moving receivers based on the calculation of the spatial mutual uncertainty function // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 136–145.

This article describes a one-stage method for determining the coordinates of satellite communication system subscriber terminals based on the calculation of the spatial mutual uncertainty function. Its advantages over the two-stage method are demonstrated in conditions of low electromagnetic availability, which necessitates the accumulation of mutual energy of signals received by radio receivers onboard spacecraft by increasing the analysis interval.

Key words: determination of coordinates of subscriber terminals, one-stage method of determining location, mutual uncertainty function.

Biryukov D. M., Novikov A. V., Timoshchuk A. S. Application of data from hydrodynamic atmospheric models in ice forecasting // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 146–160.

This article presents the results of a study on the feasibility of using the COSMO-RU2 and GFS hydrodynamic atmospheric models in ice forecasting. The authors propose the use of forecast aerological diagrams from the COSMO-RU2 and GFS models and present the results of a study on the feasibility of using the COSMO-RU2 and GFS hydrodynamic atmospheric models for ice forecasting using R.A. Yagudin's methods.

Key words: icing, ice, drizzle, icy conditions, aerological diagram, COSMO-RU2 model, GFS model, aircraft, unmanned aerial vehicles.

Bogdanov A. V., Eremeev I. Y., Ovcharenko L. A. Detection of chu sequences in a group signal with orthogonal frequency division multiplexing under uncertainty of root index and cyclic shift // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 161–170.

The necessity of detecting and evaluating parameters of synchronizing sequences in the composition of group signals of radioelectronic equipment with orthogonal frequency division multiplexing of data, operating in the area of deployment of a new zonal communication network implementing the principles of cognitive radio for efficient use of frequency resources, is justified.

An analysis of the structural properties of Chu sequences, often used as synchronizing sequences, allowed us to justify the view of functional transformation of these sequences that ensures their detectability within group signals with orthogonal frequency division multiplexing of data invariantly relative to variable parameters of their formation rule.

The proposed approach to detecting Chu-sequences has a linear computational complexity, making it attractive in conditions of restrictions on the computational capabilities of radio monitoring subsystems in cognitive radio systems.

A check of the workability of the proposed scheme for detecting synchronizing sequences has been performed. It is shown that its application is possible with sufficiently small values of signal-to-noise ratio.

Key words: synchronizing sequences, Chu sequences, signals with orthogonal frequency division multiplexing.

Borisov A. A., Makov A. B., Chernyshev S. V. Assessment of hydrometeorological hazard in the vostochny cosmodrome area associated with lightning activities when resolving the problems of preparing and launching space rockets // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 171–178.

This article proposes a model for the hydrometeorological hazard index for a physical-geographical region, which allows for ranking the hazard to launch vehicles caused by hazardous weather events that pose a launch hazard. Estimates of the hydrometeorological hazard index for the Vostochny Cosmodrome basing area are provided.

Key words: thunderstorm activity, hydrometeorological hazard, lightning strike, launch of space rockets, weather phenomena hazardous to launch.

Doronin A. P., Kozlova N. A., Petrochenko V. M. On the unsuitability for modification of supercooled clouds of non-convective forms // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 179–187.

The article analyzes the reasons for the unsuitability for modification of clouds of non-convective forms of the lower and middle tiers, as well as the characteristics of such cloud layers,

based on statistical processing of materials from airborne atmospheric sensing over St. Petersburg, which makes it possible to expand the range of meteorological conditions for the suitability of clouds for exposure in a specific physical and geographical area.

Key words: supercooled clouds, clouds of non-convective forms, modification, physical and geographical area, cloud characteristics.

Theoretical justification of the problem of early detection and identification of arctic mesovordies based on Arktika-M satellite data in ensuring maritime navigation safety / N. G. Kozlov, A. B. Makov, V. V. Filippenok, I. A. Yaremenko // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 188–199.

This article presents a concept for solving the new problem of early detection and identification of Arctic mesovortices based on the integration of ERA5 reanalysis data and observations from the Arktika-M satellite system. The relevance of developing remote sensing methods for detecting and identifying the initial stages of cyclogenesis under conditions of intensified mesovortex activity in the Arctic region is substantiated. A methodological approach to the development of algorithms for the automatic identification of predictors of mesocyclonic structure formation is proposed. Potential applications of this methodology for improving the safety of maritime navigation at high latitudes are discussed.

Key words: Arctic mesovortices, early detection and identification, Arktika-M satellite system, ERA5 reanalysis, remote sensing, operational monitoring, extreme hydrometeorological events.

Shemelov V. A., Bulanov D. A. Method of optimal placement of atmospheric sounding stations in the problem of reconstructing average atmospheric parameters over an area not covered by upper-air observation data // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 200–208.

This article proposes a method for optimally locating atmospheric sounding stations for retrieving average atmospheric parameters over an area not covered by upper-air observations. The method is based on a model for the optimal interpolation error measure when using interpolation for two and three stations obtained for the first time. To minimize the interpolation error in the presence of station location constraints imposed by the GMO of troop operations, the Broyden, Fletcher, Goldfard, Shanno (BFGS) iterative numerical optimization method is used. An evaluation of the method's performance using real data demonstrated its advantage over the existing approach, which uses subjective station placement for interpolation.

Key words: optimal interpolation, optimal interpolation error measure, normalized autocorrelation function, Broyden, Fletcher, Goldfard, Shanno numerical optimization method.

Shemelov V. A., Efremenko A. N. Research on the impact of heat waves on functioning of high-potential radar stations in a changing climate // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 209–221.

The article presents the results of research that allowing to quantify the impact of climate change on the functioning of high-potential radar stations. Estimates of climate indixes are given CDD, 5TX5TN, HWD based on a series of observation on daily maximum temperature TX, daily minimum temperature TN, daily precipitation PR, obtained using software ClimPACT2.

Key words: high-potential radar stations, climate, climate indexes.

Andrushkevich S. S., Petrenko A. S. Application of optimized AQFT transformation for solving cryptoanalysis problems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 222–229.

The paper considers the methodological integration of the Approximate Quantum Fourier Transform (AQFT) into the Shor algorithm in order to reduce its hardware requirements for the cryptanalysis of RSA schemes (the approach can be extended to ECDLP-like schemes if necessary). It is shown that the truncation of controlled rotations with a phase below 2^- p reduces the complexity estimate of the quantum Fourier transform (QFT) from O(n^2) to O(n log n) in terms of the number of T-gates, which is critical for fault-tolerant implementations. An analytical criterion for selecting the optimal threshold p is proposed, which relates the accuracy of the decomposition to the error correction resources. The obtained asymptotic expressions for the T-count, CNOT-count, and depth of the developed scheme demonstrated a three-fold reduction in the required physical resources compared to classical QFT. The found improvement also leads to lowering the threshold of "quantum security" of traditional cryptosystems (according to the classification of NIST SP 800-57 Part 1 Rev. 5), thereby refining the horizons of their practical

Key words: Approximate Quantum Fourier Transform (AQFT), Shor's algorithm, cryptanalysis, RSA factorization, elliptic curves (ECDLP), T-count, magic states, fault-tolerant quantum computing, resource optimization, and quantum threat.

Bogdanov V. S., Lazarev A. A., Parshunin D. Y. Analysis of approaches to assessing the efficiency of the current structure of a system for detecting, preventing, and milidering the consequences of computer attacks and selecting its rational option // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 230–236.

The authors of this article conducted a study to improve the operational efficiency of the currently conceived structure of a system for detecting, preventing, and mitigating the consequences of computer attacks (SOPKA) and proposed an algorithm for selecting the optimal option from multiple alternatives under conditions of limited critical information infrastructure resources.

Key words: Data transmission network segments, criteria for assessing the effectiveness of SOPKA structure formation, multiple SOPKA structure options, SOPKA structure construction using machine learning.

Bukharov E. O., Lazarev A. A., Parshunin D. Y. A method for substituting a structure for the detection, warning, and eliminating of computer attacks on automation systems of troop (force) command centers in a military operations area // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 237–244.

This article proposes a methodology for constructing a structure for command centers of troop (force) groups in a military operations area that include automation systems and are susceptible to enemy cyberattacks. Building a control system using this methodology allows for increased resilience, security, stealth, and effectiveness during combat operations.

Key words: Network communications protection system, branched structure of geographically remote command centers, critical information infrastructure, evaluation of the effectiveness of the emerging SOPKA structure.

Neaskin S. R., Solovyov I. A. A mathematical model for managing the security configuration of an automated system under conditions of destructive influences // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 245–258.

The article presents a mathematical model of a risk-based process for managing the security configuration of an automated system in operation, which formalizes the solution to the problem of choosing its optimal option in relation to the current conditions of destructive impacts of various types. The destructive effects include physical failures in the operation (failures) of the equipment used, errors in the software used and its configuration settings, computer attacks, threats of mali-

cious software, the possibility of exploiting vulnerabilities in hardware, software and communication components, as well as other (natural) impacts., which have an impact on the stability (reliability) of the system and (or) lead to a decrease in its performance when solving target tasks for the intended purpose with the required efficiency.

The calculation apparatus of the model is used in assessing the risks of damage to the system that arise under conditions of destructive impacts on it, and is designed to find possible ways to minimize them, taking into account the necessary costs for maintaining its safe (stable) functioning, based on determining the optimal balance between them when using various available security configuration options. The main elements of the considered model are given with a description of their semantic and functional content, as well as the established dependencies of the values of the calculation being performed.

Key words: automated system, operating environment, destructive impacts, security configuration, security configuration management, the task of optimizing the security configuration.

Solovyov I .A., Stelmach S. F. Methodical approach to the assessment of a comprehensive indicator of the current state of information protection (ensuring security) of objects information infrastructure (informatization) // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 259–268.

The publication provides explanations of the regulator's methodological approach to assessing the complex indicator of the current state of information protection (ensuring security) of objects information infrastructure (informatization), defining the rules for formalizing a single procedure for its implementation based on an expanded list of calculation elements, the composition and content of the input parameters used. A special feature of these explanations is the application to them of a description of the semantic and functional load of the quantities and constants used in the assessment process in the proposed detail modes, as well as the practice of normalizing their values, including normalized ones with possible correction of the requirements of the basic safety level.

Key words: government agencies (organizations), information systems, automated control systems, information and telecommunication networks, objects information infrastructure (informatization), assessment of the state of information protection (security), private (group) security indicators, complex security indicator, minimum (basic) security level, security level information protection (ensuring security) of objects informatization.

Methodology dor selecting measures to promptly counteract malfunctions in the spacecraft’s thermal system during degradation of the thermoregulating coatings / A. A. Abdurahimov, D. V. Vilisov, G. A. Matveev, G. A. Soya // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 269–278.

The paper presents a list of measures for promptly countering malfunctions of the thermal regime support system of a pressurized spacecraft during degradation of the thermoregulating coatings, as well as a methodology for secting and applying these measures to ensure the spacecraft’s operational state before receiving control commands from the ground control complex.

Key words: pressurized spacecraft, thermoregulating coating, degradation, countering.

Arsenyev V. N., Kolosov E. V., Slatova E. V. Method of planning measurements of specific features of observed objects by an orbital space monitoring facility to ensure the given quality of target object selection // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 279–287.

In order to solve the problem of selecting a given (target) object from a set of objects observed by a spacecraft monitoring spacecraft, information obtained by onboard measuring instruments is used. Some particular (coordinate and non-coordinate) features characterizing the observed space objects are measured, and integral features of each object are formed on their basis. To solve the

problem of selection with the required probability, a certain amount of measurement information is required, which depends on many factors. An approach is proposed based on a targeted increase in the number of measurements of individual particular features of the observed objects, taking into account the priority of features from the point of view of their influence on the probability of the correct selection of the target object and the capabilities of the onboard measuring instruments under various observation conditions.

Key words: observed space objects, target object, particular and integral features, probability of correct choice.

Development and testing of an experimental model of a gas-dynamic pneumatic unit / A. M. Babin, M. V. Zhitny A. L., Kopeyka, V. V. Martynov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 288–294.

Based on the theoretical calculation, an experimental model of a gas-dynamic pneumatic unit was developed and tested. As a result of the unit tests, the viability of the idea of its implementation in the BS-3 ballistic complex was confirmed. The results obtained during the experiments allow us to conclude that the unit is in demand and to determine the main areas of its application. A number of positive operational properties of the gas-dynamic pneumatic unit were identified, contributing to its successful implementation in the experimental laboratory base. The main areas of improvement of the unit were determined, allowing to significantly expand the area of its application.

Key words: pneumatic unit, impact velocity, projectile throwing, experimental model, ballistic complex.

A model for operating a complex military-technical system in the face of progressive obsolescence of the component base / E. V. Basotin, R. M. Vivchar, A. V. Krivonosov, I. E. Saal // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 295–308.

The article discusses the problem of ensuring the reliability of complex military-technical systems, taking into account the limited availability of functional subsystems due to their obsolescence. A simulation model of the operation of a complex military-technical system is proposed, taking into account the possibilities and conditions of using alternative options for replenishing spare parts kits. The verification of the developed model's adequacy has demonstrated its practical applicability, particularly in the process of technical and economic justification of work volumes when formulating proposals for a state contract for the service maintenance of components of a complex military-technical system in order to optimize costs.

Key words: operation system, complex military-technical system, simulation modeling, obsolescence, circulating fund, service maintenance.

Belyankin A.V., Vasiliev G. S., Ukhanov I. G. Mathematical model of a power drive with memory effect for unlocking elements of space vehicles // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 677. – P. 309–318.

The paper presents a model and a method for calculating the main parameters of a power drive for opening the elements of spacecraft structures, based on a twisted cylindrical torsion spring with a circular cross-section made of shape-memory material (SMFM). The results of calculating the parameters of a torsion spring made of SMFM are presented.

Key words: spacecraft, shape-memory material, spring, torque.

Gnatiuk A. I., Krupskiy K. A., Shavin A. S. Model of onboard optoelectronic means of monitoring man-made space environment under microvibration conditions // Proceedings of the Military Space

academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 319–329.

The article presents a model for the operation of an onboard optoelectronic system for monitoring the technological environment under microvibration conditions. The developed model allows for estimating the ranges corresponding to specified probabilities of detection, recognition and identification under varying microvibration conditions. Detection, recognition and identification ranges are estimated using Johnson's criteria for determining object perception levels and image quality assessments.

Key words: image, detection, recognition, identification, optoelectronic system, vibration, stabilization.

Gogolevskii A. S., Trepkov R. E. Method of forming a system of indicators of the viability of a distributed power supply system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 330–336.

The article presents a methodology for the formation of a system of indicators of the survivability of a distributed energy supply system to substantiate the technical and economic requirements for it, taking into account all possible destructive impacts, as well as for the localization of vulnerable elements.

Key words: survivability, power supply system, technical and economic requirements, destructive influences.

Zagorny S. V., Kazimirov A. V., Lashko R. O. Probability model of explosion during operation of the complex of filling of rocket carriers with liquefied natural gas // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 337–346.

The article describes the construction of a probability model of explosion of a combustible cloud formed by the vapors of cryoproduct and air during operation of the complex of filling of rocket carriers with liquefied natural gas. Also, the combinations of events in the form of a scenario of occurrence of an explosion, which can lead to the release of liquefied natural gas beyond the limits of the elements of the hydraulic system of the filling complex, associated with their thermocyclic loads, are considered. The concept of a thermal cycle for a hydraulic element of a cryogenic system is introduced, the performance of which increases the failure rate of this element.

Key words: explosion, launch vehicle refueling complex, liquefied natural gas, thermal cycle, probability of occurrence, failure rate.

Zagorny S. V., Kazimirov A. V., Lashko R. O. Methodology of experimental study of the surface influence of conditions on the equilibrium temperature of the elements of the hydraulic environmental system of the complex of refueling lng launch vehicles and the stand for conducting the experement // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 347–358.

The article describes an experimental study of the influence of environ conditions on the equilibrium surface temperature of the hydraulic system elements of the launch vehicle refueling complex with liquefied natural gas. The cryostatting cavity of the cryogenic pipeline was chosen as the object of the experimental studies.

Key words: launch vehicle refueling complex, liquefied natural gas, heat and mass transfer, self-vacuuming thermal insulation, hydraulic system, laboratory autotransformer.

The concept of proactive monitoring of the condition of complex objects and restoration of their operational capacity in case of emergency situations in application to technical, social, and biological systems / S. V. Ivanov, A. Y. Ivanyu, A. S. Krasichkov, A. I. Loskutov, A. N. Shiyan // Pro-

ceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 359–368.

A promising approach to the restoration of complex objects in the event of emergencies has been developed. This approach involves proactive monitoring of the objects' condition, as well as the identification, control, and search for causes of abnormal situations, as well as the reconfiguration of complex objects of various types (technical, social, economic, etc.). From a unified perspective, a conceptual description of the restoration of the operational state of complex objects is presented in the form of interconnected processes aimed at achieving the maximum survivability of objects by reducing the time spent on the processes of detecting, localizing, and reconfiguring the subsystems of complex objects.

Key words: complex object, proactive monitoring, restoration of a working state, and emergency situations.

Methods of operating on-board equipment of spacecraft in autonomous task performance based on distributed analysis of the technical condition of subsystems in various modes / A. Y. Ivanyu, A. I. Loskutov, V. I. Mishchenko, A. V. Stolyarov, A. N. Shiyan // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 369–380.

A method of operation of onboard equipment of spacecraft of various purposes has been developed, the application of which will allow developers of onboard equipment to use distributed control with the function of decision-making on board about the type of technical condition of subsystems in various modes as a basis for autonomous execution of target tasks. All stages of formation of the system of operation of onboard equipment of spacecraft are presented – from the processes of substantiation of the operation model to the formation of the algorithm of functioning of the control system within the framework of the developed special mathematical software during its creation.

Key words: onboard equipment of spacecraft, operation model, distributed control, analysis of technical condition.

Karagodin V. V., Panfilov I. O., Khomich I. V. Nonlinear model of brushless synchronous generator in state variables // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 381–395.

The article substantiates the need of development of simplified brushless synchronous generator model. Based on the adopted assumptions, nonlinear models of the synchronous generator and brushless exciter in terms of state variables are obtained. Expressions of initial conditions for state variables when integrating the system of differential equations are also obtained.

The quality of the resulting model was assessed based on its comparison with the reference model.

Key words: brushless synchronous generator, mathematical model.

Kopkin E. V., Chikurov V. A. The optimal program for diagnosis of an object using interval diagnostic signs // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 396–413.

The paper addresses the problem of synthesizing a flexible diagnostic program for assessing the technical state of an object, optimized according to the criterion of maximum reliability. Diagnostic signs are specified in interval form, reflecting real-world operating conditions of onboard and ground-based measurement systems, including sensor inaccuracies and potential occurrence of anomalous measurements. Using dynamic programming, a recursive algorithm has been developed for selecting the most reliable diagnostic signs, taking into account the intersection structure of model intervals and the probabilistic characteristics of the measurement process. A numerical example is provided, illustrating the construction of an optimal diagnostic program and analyzing its robustness to variations in measurement errors. It is demonstrated that the structure of the synthe-

sized program remains stable over a wide range of measurement error variations, confirming its robustness and suitability for integration into diagnostic support systems of modern military equipment and weaponry.

Key words: diagnostic sign, technical state, diagnostic reliability, dynamic programming.

Unrau D. S. A model for the exhaustion of the service life of a liquid rocket engine chamber of the rocket block with rocket-dynamic recovery system// Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 414–423.

The article presents an analysis of new operating for liquid rocket engine a reusable rocket block that arise during the implementation of a rocket-dynamic recovery system. A mathematical model for calculating the resource consumption of a liquid rocket engine chamber of a rocket block with rocket-dynamic recovery system if described, taking into account the influence of the drosseling coefficient. The results of a numerical experiment obtained using the model are presented.

Key words: liquid rocket engine, rocket-dynamic recovery system, reusable rocket block, chamber resource.

Burikov S. V., Kuzhekin I. N. Ways to improve the effectiveness of the system of motivation and incentives for officers of the course level to achieve high results in the education and organization of the daily activities of cadet groups // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 424–431.

The article discusses ways to improve the efficiency of the system of motivation and incentives for officers of the course level by improving the system of selecting candidates for relevant positions, as well as expanding existing or introducing new forms of incentives. This approach allows for achieving better results in the education and organization of the daily activities of cadet groups.

Key words: motivation, incentives, cadet groups, cadet officers.

Grishin V.V., Konovalchik M.S., Merzhvinskaya L.V. A personal and competence-based approach to the formation and analysis of service rewires for graduates of Russian Defense Ministry universities// Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 432–437.

The article proposes an approach to the formation of the structure of service reviews for graduates of the Russian Defense Ministry universities based on the results of the first year of service, the justification of indicators and criteria for evaluating graduates based on their performance in the military, as well as the analysis of reviews in universities and the determination of the need to correct the educational process.

Key words: service review, personal competence approach, graduate competencies, graduate professional qualities.

Kirillov I. G., Severenko A. V., Faleev P. A. Analysis of the effectiveness of using weapons from military tactical games during technical training in fire training // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 438–447.

The article examines the possibilities of using sets of weapons and equipment for team military tactical games to conduct training exercises in army tactical shooting, allowing the implementation of tactical techniques during simulated fire contact, increasing the psychophysical stability of trainees in simulated fire counteraction with the enemy, and substantiates the criterion for making decisions when choosing the type of weapon for technical training.

Key words: Army tactical shooting, technical training, educational process, airsoft, firetag, laser tag.

Ogorodnikov V.P. The Dialectics of Necessity and Chance in the Objective World and in Its Knowledge // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 698. – P. 448–457.

The article examines the worldview and methodological functions of the dialectical understanding of the relationship between the necessary and the accidental in the objective world. It shows that the traditional reduction of all types of development determinations to necessary causal conditioning (pancausality) makes it difficult to understand this dialectic. The article presents a system of causal and non-causal determinations of the development process, which allows for the distinction between types and forms of determination.

Key words: types and forms of determination, causal and non-causal determinations, possibility and reality, necessity and chance, pankausalism.

Абдурахимов Алексей Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 758-93-63, e-mail: vka@mil.ru

Алёхин Сергей Григорьевич, доктор технических наук, доцент, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 327-96-56, e-mail: vka@mil.ru

Андрейченко Максим Игоревич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Андрушкевич Сергей Станиславович, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: email@vka.loc

Арсеньев Владимир Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Бабин Александр Михайлович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Басотин Евгений Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-87, e-mail: vka@mil.ru

Белянкин Александр Васильевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Бирюков Даниил Михайлович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Богачёв Сергей Алексеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 173-84-46.

Богданов Андрей Валерьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Богданов Виктор Сергеевич, кандидат технических наук; Восьмое управление ГШ ВС (Россия, Москва, Фрунзенская наб., 22/2); тел.: 8 (916) 867-22-23, e-mail: bogdanov88_882010@mail.ru

Борисов Алексей Анатольевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Буланов Даниил Александрович; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (953) 087-28-89, e-mail: 0203bulanov@gmail.com

Буриков Сергей Владимирович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Бухаров Евгений Олегович, кандидат технических наук; Восьмое управление ГШ ВС (Россия, Москва, Фрунзенская наб., 22/2); тел.: 8 (905) 500-76-87, e-mail: coster@list.ru

Васильев Глеб Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Вивчарь Роман Михайлович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-87, e-mail: vka@mil.ru

Вилисов Дмитрий Владимирович, 1-й Государственный испытательный космодром Министерства обороны Российской Федерации (164262, Россия, Архангельская обл., муниципальное образование Мирный); тел.: 8 (995) 448-51-94, e-mail: 1gikmo@mil.ru

Власов Сергей Александрович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 334-26-16.

Вознюк Валерий Васильевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-35.

Волков Валерий Фёдорович, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Галипанов Руслан Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-94-31, e-mail: vka@mil.ru

Гнатюк Алексей Игоревич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Гоголевский Анатолий Сергеевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Горланов Николай Викторович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 911-28-65.

Гришин Вячеслав Васильевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-31, e-mail: vka@mil.ru

Доронин Александр Павлович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 297-75-95.

Еремеев Игорь Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Ерунов Анатолий Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 798-61-50, e-mail: erun_to@mail.ru

Ефременко Александр Николаевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Житный Михаил Владимирович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Загорный Сергей Владимирович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Зайцев Дмитрий Олегович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Иванов Сергей Витальевич, кандидат медицинских наук; Федеральное государственное бюджетное учреждение «Национальный медицинский исследовательский центр имени В. А. Алмазова» Министерства здравоохранения Российской Федерации (197341, Россия, Санкт-Петербург, ул. Аккуратова, 2); тел.: 8 (905) 209-60-01, e-mail: ivanov.sv@mail.ru

Иваню Анна Юрьевна, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Иконников Олег Владимирович, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-94-31, e-mail: vka@mil.ru

Кадуков Евгений Петрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (951) 648-88-56, e-mail: gh3ka1@ya.ru

Казанцев Александр Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 393-95-72, e-mail: vka@mil.ru

Казимиров Артём Витальевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Калмычков Игорь Евгеньевич, кандидат технических наук; АО «НИИ «Вектор» (197342, Россия, Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, 10), тел.: 8 (812) 438-75-60, e-mail: nii@nii-vektor.ru

Калюта Андрей Николаевич, кандидат технических наук; 15 армия Воздушно-космических сил особого назначения.

Капитонов Олег Витальевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Карагодин Владимир Викторович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Кириллов Игорь Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-29, e-mail: vka@mil.ru

Козлов Николай Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-29, e-mail: vka@mil.ru

Козлова Наталья Александровна, кандидат географических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-74.

Колосов Егор Валерьевич, Главное командование ВКС, в/ч 25353д (г. Москва).

Коновальчик Максим Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-31, e-mail: vka@mil.ru

Копейка Александр Леонидович, кандидат технических наук, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Копкин Евгений Вениаминович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 961-13-38, e-mail: vka@mil.ru

Коробченко Игорь Павлович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Косырев Александр Вячеславович, Военная академия связи (194064, Россия, Санкт-Петербург, Тихорецкий пр-т, 3); тел.: 8 (930) 178-43-85, e-mail: sashka13rup@mail.ru

Красичков Александр Сергеевич, доктор технических наук, доцент; ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» имени В. И. Ульянова (Ленина)» (197022, Россия, Санкт-Петербург, ул. Профессора Попова, 5, лит. Ф); тел.: 8 (906) 265-74-79, e-mail: krass33@mail.ru

Кривоносов Алексей Викторович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-87, e-mail: vka@mil.ru

Крупский Кирилл Анатольевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Кужекин Игорь Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-41.

Лазарев Александр Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Лашко Руслан Олегович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Легков Константин Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Логунов Сергей Владимирович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-33.

Лоскутов Андрей Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Маков Александр Борисович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Мальцев Георгий Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-32.

Мартынов Виктор Васильевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Маслик Александр Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-35.

Матвеев Глеб Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 588-93-51, e-mail: vka@mil.ru

Мержвинская Людмила Васильевна, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-31, e-mail: vka@mil.ru

Мищенко Владимир Ильич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Мосин Дмитрий Александрович, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Неаскин Станислав Романович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21.

Новиков Александр Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Овчаренко Леонид Александрович, доктор технических наук, доцент; Центр системного анализа и моделирования – филиал АО «Научно-технический центр радиоэлектронной борьбы» (192029, Россия, Санкт-Петербург, Большой Смоленский пр., 2, оф. 518); тел.: 8 (926) 024-03-26, e-mail: csam@ntc-reb.ru

Огородников Владимир Петрович, доктор философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59, e-mail: vka@mil.ru

Панфилов Илья Олегович, электротехническое отделение отдела (эксплуатации систем электроснабжения позиционного района) технической базы в/ч 13991.

Паршунин Денис Юрьевич, автономная некоммерческая организация «Институт инженерной физики» (Россия, Серпухов, Большой ударный пер., 1); тел.: 8 (496) 712-80-00, e-mail: oniokr@iifmail.ru

Петренко Алексей Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: email@vka.loc

Петроченко Вячеслав Михайлович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 297-75-95.

Сааль Илья Евгеньевич, Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева (456313, Челябинская обл., Миасс, Тургоякское шоссе, 1); тел.: 8 (3513) 55-51-91, e-mail: src@makeyev.ru

Самородов Борис Аркадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 393-95-72, e-mail: vka@mil.ru

Северенко Александр Викторович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-93-08, e-mail: vka@mil.ru

Семенюк Сергей Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Сиротин Илья Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-35.

Слатова Екатерина Викторовна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Соловьев Игорь Александрович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21.

Соя Геннадий Андреевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 580-37-50, e-mail: vka@mil.ru

Стельмах Станислав Феликсович, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21.

Столяров Андрей Владимирович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Сытенко Кирилл Андреевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 393-95-72, e-mail: vka@mil.ru

Тимощук Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Трепков Роман Евгеньевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Унрау Дмитрий Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Уханов Игорь Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Фалеев Пётр Анатольевич, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-29, e-mail: vka@mil.ru

Федонин Василий Васильевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Филиппёнок Виктор Викторович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Хомич Иван Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Худас Андрей Иванович, АО «НИИ «Вектор» (197342, Россия, Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, 10), тел.: 8 (812) 438-75-60, e-mail: nii@nii-vektor.ru

Черкашин Алексей Петрович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (953) 151-11-09, e-mail: allchee@yandex.ru

Чернышев Сергей Викторович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Чикуров Виталий Александрович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-65, e-mail: vka@mil.ru

Шавин Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Шемелов Владимир Александрович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Шиян Александр Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Яременко Иван Андреевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Абдурахимов Алексей Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Авсеенко Александр Иванович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Авсюкевич Дмитрий Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-43, e-mail: vka@mil.ru

Алёшкин Андрей Петрович, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Басыров Александр Геннадьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Бирюков Денис Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Голяков Алексей Дмитриевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Гончаренко Владимир Анатольевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Горбулин Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-89.

Готюр Иван Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Грибакин Владимир Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (961) 801-76-75, e-mail: vka@mil.ru

Гуков Дмитрий Васильевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Девяткин Александр Михайлович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Доронин Александр Павлович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Еремеев Игорь Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Ерохин Владимир Иванович, доктор физико-математических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Казанцев Александр Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Каменев Анатолий Анатольевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Косырев Сергей Викторович, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-93-75, e-mail: vka@mil.ru

Котяшов Евгений Валериевич, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Кужекин Николай Сергеевич, кандидат философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Лоскутов Андрей Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д.13); e-mail: vka@mil.ru

Лохвицкий Владимир Александрович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Майбуров Дмитрий Генрихович, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-22, e-mail: vka@mil.ru

Маков Александр Борисович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Мальцев Георгий Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-93-75, e-mail: vka@mil.ru

Миронов Андрей Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-74.

Новиков Евгений Александрович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Онуфрей Андрей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Паршуткин Андрей Викторович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Пилькевич Сергей Владимирович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская 13); тел.: 8 (812) 237-96-54, e-mail: vka@mil.ru

Пирогов Сергей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Поспишенко Василий Иванович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Разумов Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Репях Николай Андреевич, кандидат философских наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 990-02-38.

Семенов Кирилл Владимирович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Тарасов Анатолий Геннадьевич, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-26, e-mail: vka_kaf26_1@mil.ru

Федулов Сергей Валентинович, доктор исторических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Фоминов Иван Вячеславович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

Харченко Александр Викторович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21, e-mail: vka@mil.ru

Чарушников Александр Валерьевич, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru