Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского

Выпуск 696

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. Н. Калинин, *доктор техн. 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.;*

Т. О. Мысливцев, *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. 26.06.2025.
Формат печатного листа 320 × 450/2.
Уч.-печ. л. 120,5. Уч.-изд. л. 60,25
Тираж 26 экз. Заказ 4246/139.
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А. Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

Багрецов С. А., Калуга В. М., Уточкин О. В. Применение концепции согласованного оптимума в организации совместной деятельности операторов сложных систем управления 7

Басыров А. Г., Кочуров Д. А. Модель параллельного вычислительного процесса в отказоустойчивой вычислительной системе с межмашинным обменом контрольными точками 16

Васнецов К. С., Косырев С. В. Построение моделей радиационной защиты организационно-технических систем военного назначения 24

Воротягин В. Н., Павлов А. Н. Подход к исследованию многорежимных бортовых систем перспективных малых космических аппаратов 34

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

Абрамов И. С., Лоскутов А. И., Перле В. Г., Селифанов А. В. Методика оценивания характеристик элементов при проектировании радиоэлектронной аппаратуры специального назначения с высоким уровнем унификации на основе иерархической нечеткой структуры логического вывода 49

Алёшкин А. П., Мысливцев Т. О., Никитин Р. Г. Определение местоположения морского потребителя в Арктическом регионе по сигналам радионавигационных систем наземного базирования при использовании системы ГЛОНАСС для оперативной коррекции модели трассы распространения радиоволн 61

Алёшкин А. П., Мысливцев Т. О., Сакулин А. Н., Соломянный И. В. Методика оценки рефракционной погрешности измерения задержки при реализации двухпутевого метода сличения шкал времени разнесенных стандартов с использованием инфраструктуры ГНСС ГЛОНАСС 73

Белихин Е. Н., Проценко П. А. Обоснование вариантов построения орбитальной группировки малых космических аппаратов-ретрансляторов данных дистанционного зондирования Земли для оперативной передачи информации на наземные пункты приема 84

Березовский С. Е., Колесник А. В., Латанова О. И., Сакулин Е. А. Методика оценки геометрического фактора точности глобальной навигационной спутниковой системы с учетом технической надежности космических аппаратов 94

Богданов М. Н., Ивашина А. В., Парамонов Г. Д., Паршин И. О. Методика оценки влияния качества навигационно-временного обеспечения полета космических аппаратов на решение ими целевых задач 104

Вознюк В. В., Сафаралеев В. А. Способ повышения помехоустойчивости радиолиний с *M*-позиционной квадратурной амплитудной модуляцией на основе рационального выбора параметров сигнальных созвездий 111

Копалов Ю. Н., Мальцев Г. Н., Нахов С. А. Исследование возможностей применения наземных широкопольных оптико-электронных систем наблюдения для контроля низкоорбитальных многоспутниковых космических систем 124

Косырев А. В. Модель возникновения отказов и боевых повреждений военной техники связи 132

Мальцев Г. Н., Нахов С. А. Информационные возможности и приоритетные направления применения наземных оптико-электронных систем наблюдения космических объектов 148

Парамонов Г. Д., Паршин И. О., Харченко А. В. Алгоритм контроля достоверности определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС на основе анализа скоростей изменения псевдодальностей 155

Филин А. В. Методика минимизации исходной размерности множества характеристик интегрированной инфотелекоммуникационной системы с управляемым уровнем результирующей информации 169

СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

Алтунин Р. И. Методика выбора пункта пространственно-распределенной геодезической сети для эталонирования гирокомпаса подвижного объекта в условиях дефицита временного ресурса 177

Алтунин Р. И., Колесников Д. Д., Яковлев А. И. Метод определения астрономического азимута с помощью спутниковой геодезической аппаратуры и уклонений отвесных линий по аномалии высоты квазигеоида 185

Астапович А. В., Прокофьев А. В. Модель приближения квазигеоида алгебраическими полиномами для решения задач инженерно-геодезических изысканий на территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны 191

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Балысов И. В., Горшков Р. Д., Данилов В. В., Чичко А. В. Механизм комбинированного анализа сетевого трафика для обнаружения DNS-туннелей на основе TLS-отпечатков 201

Подшибякин А. С., Трофимова Н. А. Система анализа сетевого трафика для контроля туннелирования информационных потоков 212

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

Абдурахимов А. А., Матвеев Г. А. Модель функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата в условиях деградации терморегулирующих покрытий внешних элементов 227

Арсеньев В. Н., Слатова Е. В. Методика выбора целевого объекта со стохастической неопределенностью селективных признаков на основе обработки бортовой измерительной информации космическим аппаратом мониторинга околоземного космического пространства 237

Базанов А. И., Карагодин В. В., Рыбаков Д. В. Агрегированная модель оценивания работоспособности системы электроснабжения наземного комплекса в различных режимах функционирования 247

Бубликов М. А., Лебедев Е. Л., Ляшевский А. В., Савчук П. Н. Модель напряженно-деформированного состояния внутренней оболочки камеры жидкостного ракетного двигателя 255

Володин Р. С., Игнатьев С. В., Плакса Ю. А., Седов А. Г., Серов Е. А. Методика определения среднего времени до восстановления в территориально-распределенной системе с мобильными мастерскими 266

Гладкий В. А., Дьяков А. Н., Решетников Д. В. Оценивание риска гибели эксплуатирующего персонала при проведении работ на объектах наземной космической инфраструктуры 276

Жарлыкасинова Т. Б., Иваню А. Ю., Лоскутов А. И, Семенюк Д. Б., Шиян А. Н. Метод создания распределенной системы контроля бортовой радиоэлектронной аппаратуры автономных космических аппаратов с учетом показателя готовности к выполнению целевых задач 283

Жильцов И. С., Кукушкин И. О., Ляшевский А. В. Анализ неисправностей элементов технологического оборудования космических ракетных комплексов 293

Карагодин В. В., Хомич И. В. Методика оптимального по быстродействию управления возбуждением бесщеточного синхронного генератора системы автономного электроснабжения наземного комплекса 299

Козлов В. В., Лагун А. В., Сыров А. Д. Методика применения двухфазных сред для обеспечения защищенности элементов ракетно-космического комплекса при его функционировании 312

Лагун А. В., Рожковский С. Л., Салов В. В., Хасанов А. Ю. Определение эффективности применения ракетно-космических комплексов космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов 321

Миронов А. Н., Солдатенко Т. Н. Моделирование технической эксплуатации комплекса зданий и сооружений на основе риск-ориентированного подхода 330

Мусиенко А. С., Тарасов А. Г., Чувиров А. А. Методика обнаружения и локализации отказа в бортовой аппаратуре космического аппарата с использованием агентной технологии 341

Петухов А. И., Пирогов С. Ю., Султанов А. Э. Подходы к выбору стратегий обеспечения вибропрочности в условиях расширения модернизационного потенциала ракет-носителей 355

Хисматов И.Ф. Идентификация систематических ошибок в данных летных экспериментов байесовским алгоритмом фильтрации в системе со случайной скачкообразной сменой структуры 363

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

Иноземцева Л. А., Кужекин Н. С. Организационно-педагогические проблемы формирования коммуникативной компетентности педагогических работников военно-учебного заведения методом социально-психологического тренинга 373

Какаев В. В., Колесник А. В., Сакулин Е. А., Топорков И. С. Учебно-исследовательские космические аппараты серии «Можаец»: история и перспективы создания 379

Колпин М. А., Маркина М. К. Методический подход к обоснованию рациональной структуры учебно-тренировочного средства для подготовки военных специалистов по эксплуатации техники космического назначения на основе использования лингвистических переменных 387

ВОЕННО-СТРОИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И КОНСТРУКЦИИ

Гусев Н. Н., Маслов В. О., Селиверстов Н. А., Эльцофон Д. А. О периодичности проведения обследований зданий и сооружений при динамических воздействиях на них 400

Гусев Н. Н., Маслов В. О., Эльцофон Д. А. О взаимосвязи амплитуды колебания струны струнного преобразователя и амплитуды наведенной этими колебаниями электродвижущей силы в его электромагнитной катушке возбуждения 408

ОПЕРАТИВНОЕ ИСКУССТВО И ТАКТИКА

Глебов А. В., Казахов Б. Д., Летучев Б. А. Предложения по совершенствованию понятийного аппарата теории управления войсками (силами) 419

Карпов В. В., Коченов Н. В., Майбуров Д. Г. Методический подход к определению рациональных вариантов оборудования астернальных позиций на основе таксономического анализа разнородных признаков 428

Хильченко Р. Г. О направлениях совершенствования способов боевого применения ударных авиационных групп армейской авиации в условиях комплексного противодействия со стороны противника 437

ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

Огородников В. П. Философская трактовка пространства и времени и проблемы интерпретации парадоксов квантовой механики 450

Рефераты статей 458

Сведения об авторах 472

Сведения о рецензентах 480

С. А. Багрецов,
доктор технических наук, профессор;
В. М. Калуга,
кандидат технических наук, доцент;
О. В. Уточкин

ПРИМЕНЕНИЕ КОНЦЕПЦИИ СОГЛАСОВАННОГО ОПТИМУМА В ОРГАНИЗАЦИИ СОВМЕСТНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРОВ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Рассматриваются методики оценки надежности работы групп операторов сложных систем управления в условиях детерминированных или случайных изменений структуры их взаимодействия. Методики могут быть применимы для оценки эффективности работы коллективов операторов технических систем широкого спектра назначения, которые функционируют в нестационарных условиях, определяемых влиянием случайных или детерминированных факторов.

Ключевые слова: концепция согласованного оптимума, надежность, деятельность, оператор, стратегия деятельности, психологические факторы сложности, коллективная динамика, полный факторный эксперимент, регрессионная модель, градиент.

ВВЕДЕНИЕ

Управление сложными современными техническими системами осуществляется, как правило, коллективом операторов, имеющих определенную иерархическую структуру взаимного подчинения их отдельных структурных подразделений, с одной стороны, предназначенных для решения общей целевой задачи коллектива в целом, а с другой – обеспечивающих достижение собственных целей управления их отдельными индивидуумами. Среди множества подобных технических систем в настоящее время в качестве примера можно отметить приобретающие все большее значение системы управления большим количеством (роем) беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Особенностью организации управления в таких системах является необходимость согласования деятельности как отдельных структурных подразделений, так и отдельных индивидуумов (операторов) в интересах решения общих целевых задач. Решение задач согласования предполагает определение оптимума в их структурном, функциональном, профессиональном, социально-психологическом и иных уровнях взаимодействия. Решение этих задач лежит в рамках концепции согласованного оптимума.

Ценность концепции согласованного оптимума [l] определяется ее вкладом в решение практических задач. Концепция согласованного оптимума успешно использована при анализе качественных аспектов процессов информационного взаимодействия операторов [2–4]. Вместе с тем, обсуждая перспективность этой концепции, следует рассматривать ее не только как средство качественного изучения процессов группового взаимодействия операторов, но и как эффективный инструмент анализа и синтеза их коллективной деятельности.

Основными понятиями концепции согласованного оптимума являются: коллективная и индивидуальная цели деятельности, конфликтная ситуация, индивидуальные стратегии решения функциональных задач, область согласования стратегии, функциональное равновесие.

Наличие общей значимой цели коллективной деятельности, осознанная подчиненность индивидуальных целей этой общей цели налагают ограничения на объект, к которому может быть применена концепция согласованного оптимума. Таким объектом может служить упомянутая выше группа операторов БПЛА с признаками коллектива или коллектив, находящийся на определенном уровне социального развития [4, 5].

Отсутствие антагонистического начала в коллективе не исключает возникновения в нем внутренних конфликтных ситуаций. Дело в том, что критерии, по которым оценивается качество индивидуальной деятельности членов коллектива, при некоторых условиях могут вступать в противоречия. И если в этих условиях каждый член коллектива будет ориентироваться лишь на свой индивидуальный критерий, то результаты совместной деятельности могут оказаться низкими [5]. Причина этих негативных конечных результатов заключается в том, что эгоцентрические устремления отдельного члена коллектива наносят ущерб качеству деятельности других его членов и, следовательно, снижают коллективный эффект.

Разрешение конфликта состоит в таком выборе индивидуальных стратегий решения функциональных задач, при котором наилучшие или приемлемые коллективные эффекты деятельности принадлежат некоторой области, так называемой области согласования. Точки этой области называются точками согласованного оптимума или точками равновесия. Координаты точки равновесия определяются конкретной совокупностью (системой) стратегий решения функциональных задач, выбранных каждым членом коллектива. Эти стратегии называются оптимальными стратегиями члена коллектива.

Попытки одного или нескольких членов коллектива изменить выбранные ими стратегии (даже в целях улучшения своих индивидуальных показателей) и вывести точку равновесия за пределы области согласования приводят к существенному снижению коллективного эффекта деятельности. Изменение же координат точки равновесия в пределах области согласования не приводит к значимому изменению коллективного эффекта. Выбор точки равновесия в области согласования не всегда однозначен и определяется факторами самой различной природы: социально-психологическими (стилем руководства деятельностью коллектива, личностными свойствами членов коллектива и т. д.), технико-экономическими (ограничениями на стоимость, временем, надежностью выполнения коллективных работ и др.), инженерно-психологическими (уровнем квалификации членов коллектива, численным составом коллектива, распределением обязанностей и др.). Область согласования может состоять из единственной точки равновесия, но лишь в качестве теоретической абстракции.

В технико-экономических исследованиях областью согласования индивидуальных стратегий является так называемая область Парето [6], обладающая таким свойством, что, применяя ту или иную стратегию, в ней невозможно получить лучшее решение [6]. Одним из существенных и отличительных моментов использования области Парето является решение задач о позиции единства общественной значимости цели коллективной деятельности, а не взаимной «приспособленности» индивидуальных интересов.

Именно эти моменты, характерные для коллектива, обеспечивают коллективной деятельности свойство устойчивого равновесия в данной точке согласования индивидуальных стратегий. Действительно, достижение цели коллективной деятельности ценой отказа от индивидуального выигрыша возможно лишь в том случае, когда общая цель коллективной деятельности осознанно воспринимается каждым членом коллектива операторов как своя собственная. Это и предопределяет стратегии поведения членов коллектива в процессе выполнения функциональных задач [5]. Наблюдается взаимообусловленность индивидуальной и коллективной деятельности, являющейся доминантой, которая позволяет исследовать коллективную деятельность как систему, представляющую вектор «мотив – цель».

Следует отметить, что, говоря о равновесии, необходимо иметь в виду свойство динамического, а не статического равновесия. Это означает, что при изменении условий коллективной деятельности могут изменяться координаты многомерной точки равновесия, в которой достигается согласование индивидуальных стратегий решения задачи. Однако в новой точке будут соблюдаться все требования концепции согласованного оптимума. Свойство динамического равновесия является обязательным моментом развития исследуемого объекта (коллективной деятельности операторов).

Исходными предпосылками и условиями применения концепции согласованного оптимума можно считать наличие у исследуемого контингента операторов признаков коллектива, находящегося на той иди иной стадии социального развития, а именно наличие [4]:

– единой значимой цели коллективной деятельности, осознанной и воспринятой каждым членом коллектива как своей собственной;

– интегрального и индивидуальных критериев качества деятельности, образующих иерархическую структуру, которая предопределяет взаимозависимость критериев в области их изменения;

– определенной свободы выбора той или иной индивидуальной стратегии решения своей функциональной задачи;

– выбираемых индивидуальных стратегий, обусловленных текущей обстановкой, личными характеристиками и целью деятельности коллектива;

– возможности возникновения конфликтной ситуации в результате эгоцентрических (как правило, неосознанных) действий отдельных членов коллектива, оказывающих негативное влияние на результаты деятельности остальных членов коллектива и на коллективный эффект;

– согласования индивидуальных стратегий в коллективной деятельности операторов;

– свойства устойчивого динамического равновесия в точке согласования индивидуальных стратегий решения задачи, обусловленного целеустремленностью и направленностью коллектива операторов.

В общем случае основными этапами исследования коллективной деятельности с позиций концепции согласованного оптимума являются:

– оценка коллективных качеств исследуемого контингента операторов (целеустремленности, направленности, уровня социального развития и др.);

– решение вопросов квалиметрического обеспечения исследуемой задачи коллективной деятельности (выбор критериев деятельности; факторов, значимых относительно этих критериев; стратегий управления факторами и т. д.) [5];

– поиск области согласованного оптимума;

– поиск точки согласованного оптимума или точки равновесия; определение величины коллективного эффекта в точке равновесия.

В частных случаях ряд этапов в исследовании может быть опущен.

Таким образом, с позиций концепции согласованного оптимума коллективная деятельность рассматривается как процесс совместного решения поставленных задач, в котором роль организующей силы выполняет единая значимая цель деятельности для всего боевого расчета, обеспечивающая непрерывное согласование элементов деятельности и направляющая процесс к состоянию динамического равновесия, нарушение которого отдельными лицами боевого расчета вызывает ухудшение коллективного эффекта.

Примеры использования концепции согласованного оптимума для решения отдельных типовых задач данного вида коллективной деятельности операторов приводятся ниже. Основное внимание уделено двум последним этапам реализации развиваемой концепции.

ЗАДАЧА ОПТИМИЗАЦИИ ПСИХОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ СЛОЖНОСТИ

Группа операторов из двух человек решает общую задачу управления объектом. Задача принципиально может быть выполнима (событие $Q = 1$), если скорости выполнения операций операторами 1 и 2 удовлетворяют следующим требованиям:

$$\begin{aligned} V_1 &\geq 5{,}25 \text{ операций в минуту;} \\ V_2 &\geq 6{,}5 \text{ операций в минуту.} \end{aligned} \qquad (1)$$

Взаимосвязь операций в совместной деятельности операторов приводит к тому, что скорость их выполнения определяется уровнем взаимопонимания между операторами, умением предвидеть действия партнера. При построении системы отображения информации в таких случаях необходимо найти те элементы, которые в большей мере формируют объективную концептуальную модель взаимодействия и в максимальной степени способствуют взаимопониманию между операторами (психологические факторы сложности (ПФС)) [3, 7].

Такими ПФС могут быть x_1 и x_2. Для окончательного решения этой задачи можно воспользоваться концепцией согласованного оптимума. Прежде всего, находятся зависимости между ПФС x_1 и x_2 и критериями сложности решения задач (в данном случае – скоростями выполнения операций V_1 и V_2). Они имеют вид:

$$V_1 = 5{,}25 + 2{,}25x_1' + 0{,}75x_2'x_1'; \tag{2}$$

$$V_2 = 5{,}75 - 0{,}25x_1' + 1{,}25x_2' - 0{,}75x_1'x_2'. \tag{3}$$

Линии равного выхода, построенные по моделям (2) и (3) для различных значений V_1 и V_2 изображены на рис. 1. Требуемый коллективный эффект:

$$\begin{aligned} Q_\Sigma &= 1 \text{ при } (V_1 \geq 5{,}25) \wedge (V_2 \geq 6{,}5); \\ Q_\Sigma &= 0 \text{ при } (V_1 < 5{,}25) \vee (V_2 < 6{,}5) \end{aligned} \tag{4}$$

наблюдается в области, ограниченной системой равенств:

$$\begin{aligned} 2{,}25x_1' + 0{,}75 - x_2'x_1' &= 0; \\ -0{,}25x_1' + 1{,}25x_2' - 0{,}75x_1'x_2' &= 0. \end{aligned} \tag{5}$$

Это и есть область согласования индивидуальных стратегий операторов.

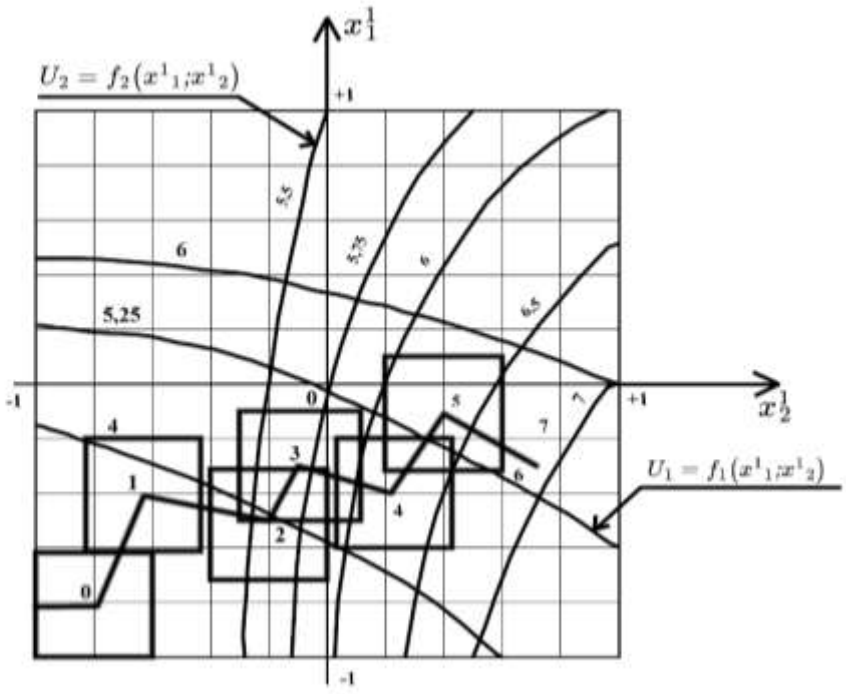


Рис. 1. К задачам оптимизации ПФС и коллективной динамики

Из рис. 1 следует, что максимальный диапазон изменения стратегий оператора 1 составляет: $\Delta x_1'^{(1)}$ = [(-0,3)+(-0,6)]; $\Delta x_1'^{(1)}$ = (4,3+1), а оператора 2 – $\Delta x_1'^{(2)}$ = [(-1)+(0,5)]; $\Delta x_2'^{(2)}$ = (0,3+1).

Если операторы будут выбирать стратегии, определяющие положение точки равновесия в области согласования, то оба фактора x_1 и x_2 можно считать психологическими факторами сложности, обеспечивающими слаженную работу коллектива операторов. В случае, когда выбор точки согласованного оптимума не оговаривается никакими дополнительными требованиями, т. е. все точки области согласования имеют одинаковую функцию полезности, то такая точка может иметь координаты (рис. 1), например, x'_{10} = - 0,2; x'_{20}= 0,8. При этом коллективный эффект:

$$Q_2\,[\,(V_1 = 5{,}5) \wedge (V_2 = 6{,}9)] = 1, \qquad (6)$$

т. е. задача управления объектом будет выполнена успешно.

Подобная задача есть ни что иное, как оптимизация значений психологических факторов сложности – одна из важнейших задач развития системной методологии в инженерной психологии [3, 4].

ЗАДАЧИ КОЛЛЕКТИВНОЙ ДИНАМИКИ

Концепция согласованного оптимума применяется при решении статических задач коллективной деятельности. Важность решения задач статики увеличивается с ростом сложности исследуемого объекта. Однако она раскрывает лишь одну сторону проблемы коллективной деятельности. Другая сторона проблемы связана с динамикой коллективного поведения, т. е. с изменением характеристик коллективной деятельности в непрерывном или дискретном времени.

С позиций концепции согласованного оптимума задачи коллективной динамики формируются в терминах теории исследования операций и, в частности, теорий игр. Пусть перед коллективом операторов из *N* человек стоит задача управления объектом. Каждый из операторов может воздействовать на одни и те же параметры управления x_β (для определенности можно допустить, что β = 1, 2, хотя на количество параметров ограничений не налагается), т. е. деятельность операторов характеризуется полной, максимальной взаимозависимостью. Текущее состояние системы «коллектив операторов – объект» определяется набором конкретных значений $x_1(t),\ x_2(t)$.

В условиях максимальной функциональной взаимозависимости операторов выбор каждым оператором тех или иных значений $x_1(t),\ x_2(t)$ может осуществляться лишь последовательно, в дискретные моменты времени (случай дискретного управления). Набор конкретных значений $\mathrm{X}_1^{(i)}(t),\ \mathrm{X}_2^{(i)}(t)$, выбираемых *i*-м оператором в момент времени *t*, представляет собой его текущую индивидуальную стратегию.

Переход к непрерывному управлению для условий максимальной взаимозависимости операторов можно осуществить между двумя последовательными выборами стратегий, если рассматривать промежутки времени как бесконечно малые величины [6]. Для случая неполной взаимозависимости операторов (т. е. случая, когда операторы могут воздействовать на параметры управления X_1 и X_2 одновременно с некоторыми коэффициентами влияния $aij < 1$) оценка параметров непрерывного управления осуществляется при работе группы на гомеостате [8]. Задача управления может быть решена, т. е. цель коллективной деятельности достигнута, если значения показателя Q_Σ коллективной деятельности по управлению объектом удовлетворяют некоторым требованиям (принадлежат некоторой области значений или области согласования индивидуальных стратегий). Каждый из операторов имеет свою индивидуальную цель q_i, которая увязана с общей целью Q_Σ (т. е. $Q_\Sigma = F(q\gamma)\colon \gamma = \overline{1,N}^{qi}$) осознанной и воспринимаемой всеми членами коллектива как собственной.

Пусть управление объектом начинается в момент времени t_0 с выбора *i*-м ($i = \overline{1,N}$) оператором стратегии $S_i(t_0) = \left[x_1^{(i)}(t_0);\ x_2^{(i)}(t_0)\right]$. Соответствующие этому состоянию системы

значения индивидуальных показателей качества деятельности операторов равны $q_i(t_0)$. Эти значения как для всякой реальной системы управления могут быть измерены операторами или сообщены им вышестоящим органом управления. Если функционал $Q_\Sigma(t_0) = F[q_\gamma(t_0)]$; $\gamma = \overline{1,N}$ не удовлетворяет требованиям цели коллективной деятельности, то процесс управления продолжается.

Оператор, владеющий инициативой управления в момент t_0, т. е. i-й оператор, стремится получить локальную информацию об изменении индивидуального показателя в окрестности точки, соответствующей состоянию системы $[x_1^{(i)}(t_0);\ x_2^{(i)}(t_0)]$. Это он может осуществить, выполняя поисковые действия в окрестности этой точки по программе. В результате поисковых действий i-й оператор принимает решение об организации своего индикаторного поведения, т. е. поведения, ориентирующего оператора на действия, приближающие его к достижению индивидуальной цели q_i. Коллективный характер деятельности ограничивает эгоцентрические устремления этого оператора, а также заставляет учитывать индивидуальные интересы других операторов. Индикаторное поведение в каждый момент времени характеризуется вектором индивидуальных интересов $U(x_1, x_2, t)$. Направление вектора характеризует направление выбора индивидуальных стратегий (в сторону увеличения параметра), а величина – интенсивность забора (например, дискретность операций управления и др.). Эти параметры вектора интересов могут изменяться, или в плане коррекции своих предыдущих действий, или под влиянием управляющих воздействий других членов коллектива операторов.

Ограничения, накладываемые на эгоцентрические устремления отдельных операторов коллективным характером деятельности, касаются именно параметров вектора интересов и, в первую очередь, интенсивности индивидуальных выборов. Поэтому в следующий момент времени t_1 инициатива переходит к j-му оператору, который, воздействуя на параметры управления x_1 и x_2, выбирает стратегию $S_j = \left[x_1^{(j)}(t_1);\ x_2^{(j)}(t_1)\right]$ в состоянии, соответствующем этой стратегии, значения индивидуальных показателей равны $q_j(t_1)$; $j = \overline{1,N}$. Далее процесс динамики поведения операторов протекает аналогично описанному выше до тех пор, пока не будет достигнута цель Q_Σ. При этом состояние системы «коллектив операторов – объект» соответствует области согласования индивидуальных стратегий операторов.

Таким образом, в общем случае для любого момента времени t_2 индикаторное поведение γ-го оператора коллектива, воздействующего на β-е параметры управления объектом, можно описать рекуррентным выражением

$$\forall\gamma, \alpha, \beta: \mathrm{X}_\beta^{(\gamma)}(t_{\alpha+1}) = \mathrm{X}_\beta^{(\gamma)}(t_\alpha) + \cup\left[\mathrm{X}_\beta^{(\gamma)}(t_\alpha)\right] - \mathrm{sing}\{q_\gamma^* - q_\gamma(t_\alpha)\}. \quad (7)$$

В процессе коллективного движения в область согласования могут складываться различные ситуации, когда согласование:

– достигается с предварительным блужданием точки состояния системы из-за ошибочных поисковых действий и неосознанных эгоцентрических устремлений некоторых операторов;

– не достигается из-за осознанных эгоцентрических устремлений отдельных операторов;

– не достигается из-за влияния неконтролируемых факторов, воздействующих на текущее состояние системы (дрейф параметров объекта).

Психологический анализ этих ситуаций вскрывает ряд моментов, интересных для практики организации коллективной деятельности операторов, изложение которых выходит за рамки допустимого объема публикации.

Вышеописанные теоретические положения можно иллюстрировать простым примером. Допустим, что коллектив из двух операторов решает задачу управления объектом, воздействуя на параметры X_1 и X_2. Операторам известно, что успешное решение задачи управления возможно при условии:

$$Q_{\Sigma sag} = V_1 + V_2 \geq 11{,}75\text{м/сек}; \quad (8)$$

$$V_1 \geq \frac{5{,}25\text{м}}{\text{сек}}; V_2 \geq \frac{6{,}5\text{м}}{\text{сек}},$$

где V_i – скорости изменения координат объекта, i = 1, 2. Следовательно, в задачу операторов входят такие воздействия на параметры управления X_1 и X_2, чтобы они обеспечивали достаточные скорости изменения координат объекта (8). Таким образом, содержание индикаторного поведения каждого оператора есть выбор пар значений X_1 и X_2, вызывающих увеличение индивидуальных показателей качества работы V_1 и V_2.

Данные о текущих значениях скоростей V_1 и V_2 оператор получает с помощью измерительного прибора. Информацию о текущих значениях интегрального показателя коллективного эффекта Q_Σ им передает вышестоящий орган управления. Пусть оператор 1 в момент времени t_0 первым произвел управляемое воздействие. Выбранная им стратегия определяется набором относительных значений параметров $x_1'^{(i)}(t_0) = -0{,}8$; $x_2^{(i)}(t_0)$ = -0,8 (см. рис. 1) и показаниями приборов:

$$V_1(t_0) = \frac{2{,}9\text{м}}{\text{сек}};\ V_2(t_0) = \frac{4{,}3\text{м}}{\text{сек}};\ Q_\Sigma(t_0) = \frac{7{,}2\text{м}}{\text{сек}} < Q_{\Sigma sag}. \quad (9)$$

Стремясь получить локальную информацию об изменении показателя V_1, оператор 1 осуществляет поисковые действия в окрестности точки $[x_1'(t_0); x_2'(t_0)] = (-0{,}8;\ -0{,}8)$.

Поисковые действия можно реализовать различными способами. Например, оператор 1 проводит наблюдение за изменением значений показателя V_1 по программе полного факторного эксперимента ПФЭ типа 2^2 (табл. 1 и рис. 1) [9].

Таблица 1

Программа поисковых действий оператора 1

Номер наблюдения, u	Параметры управления		Значения показателя, $\overline{V_{1u}}$
	$x_1^{"}$	$x_2^{"}$	
1	+1	+1	3,45
2	-1	+1	2,95
3	+1	-1	3,2
4	-1	+1	2,2

В табл. 1 запись $x_1^{"}$ и $x_2^{"}$ означает, что верхние, нижние и базовые значения параметров X_1 и X_2, формируются вторично в первичной системе координат x_1' и x_2'.

Предполагается, что причин, вызывающих дрейф значений показателя V_1 за время поисковых действий оператора 1, не возникает. Поэтому, учитывая, что продолжительность поисковых действий мала (что достигается, например, путем их автоматизации), будем считать, что выбор стратегии и осуществление поисковых действий происходит в один и тот же момент времени t_o. Это ограничение легко устранить ценой увеличения громоздкости записи математических выражений.

Если процедура анализа поисковых действий автоматизирована, то оператор получает информацию о вкладе каждого параметра $X_1(t_0)$, $X_2(t_0)$ в формирование значения показателя $V_1(t_0)$ в окрестности точки (-0,8; -0,8), ограниченной кубом – геометрическим образом ПФЭ типа 2^2 [9]. Эта информация заключена в весовых коэффициентах регрессионной модели

$$V_1(t_0) = 2{,}0 + 0{,}4x_1^{"}(t_0), +0{,}24x_2^{"}(t_0). \quad (10)$$

Автомат может построить и вектор интересов оператора 1:

$$V(X_1, X_2, t_0) = V(+0{,}4, +0{,}24, t_0). \quad (11)$$

Составляющие этого вектора предписывают структуру индикаторного поведения оператора 1 в направлении скорейшего увеличения значений показателя V_1, т. е. градиента функции $V_1(t_0) = f_1(X_1, X_2)$, нормированная форма которого может быть записана следующим образом:

$$\frac{gradV_1(t_0)}{|gradV_1(t_0)|} = \frac{\frac{\partial f_1}{\partial X_1} i + \frac{\partial f_1}{\partial X_2} j}{\sqrt{\sum_{i=1}^{0} (\frac{\partial f_1}{\partial X_1})^2}} . \quad (12)$$

Отложив по осям $x_1^{"}$ и $x_2^{"}$ в области поисковых действий, задаваемой кубом ПФЭ типа 2^2 (рис. 1), соответственно вектора длиной +0,4 и +0,24, можно построить результирующий вектор. Это и будет вектор интересов оператора 1 в окрестности точки (-0,8; -0,8). Направление вектора указывает оператору 1 геометрическое место координат его предпочтительных индивидуальных последующих стратегий в следующие моменты времени. На каком удалении оператор 1 выберет координаты стратегии в следующий момент времени – однозначный ответ полечить трудно, так как это определяется как абсолютной величиной компонент вектора интересов, равных весовым коэффициентам регрессионной модели (10), так и психологическими факторами.

Пусть оператор 1 в момент времени t_1 выбрал стратегию, координаты которой $[x_1'^{(1)}(t_1); x_2'^{(1)}(t_1)]$ = (-0,4; -0,64), а показания приборов равны $V_1(t_0)$ = 3,7 м/сек; $V_2(t_0)$ = 4,6 м/сек. Эта точка соответствует точке на рис. 1. Поэтому в момент времени t_1 он уступает инициативу оператору 2, который, действуя аналогично оператору 1, определяет свой вектор интересов $V_2(X_1, X_2, t_1)$ = (-0,1;+0,5) по коэффициентам регрессионной модели

$$V_2(t_1) = 4{,}6 - 0{,}1x_1^{"}(t_1) + 0{,}5x_2^{"}(t_1). \quad (13)$$

На основании этого оператор 2 организует свое индикаторное поведение и выбирает в момент t_2 стратегию, координаты которой равны

$$[x_1'^{(2)}(t_2); x_2'^{(2)}(t_2)] = (-0{,}5; -0{,}2), \ (-0{,}5; -0{,}2),$$

а показания приборов:

$$V_1(t_2) = 3{,}9 \text{ м/сек}; V_2(t_2) = 5{,}52 \text{ м/сек}; Q_\Sigma(t_2) = 9{,}42 \text{м/сек} . \quad (14)$$

Согласуя таким образом свои индивидуальные интересы в рамках общей цели, операторы последовательно переводят систему в состояние, соответствующее точкам 2, 3, 4, 5 (см. рис. 1). Индикаторное поведение операторов в этих точках формируется на основе информации, получаемой из моделей:

$$\begin{aligned} V_1(t_2) &= 3{,}9 + 0{,}3X_1(t_2) + 0{,}2X_2(t_2); \\ V_2(t_3) &= 5{,}6 - 0{,}2X_1(t_3) + 0{,}5X_2(t_3); \\ V_1(t_4) &= 4{,}5 + 0{,}2X_1(t_4) + 0{,}2X_2(t_4); \\ V_2(t_5) &= 6{,}3 - 0{,}2X_1(t_5) + 0{,}3X_2(t_5). \end{aligned} \quad (15)$$

В момент времени t_6 состояние системы «коллектив операторов – объект» оказывается в области согласования и гарантирует успешное выполнение коллективной задачи управления объектом. Координаты этой точки (см. рис. 1, точка 6) равны $[x_1'(t_6); x_2'(t_6)]$ = (+0,3; +0,7), а

показатели качества деятельности $V_1(t_6)$ = 5,3 м/сек; $V_2(t_6)$ = 6,8 м/сек; $Q_\Sigma(t_6)$ = 12,1 м/сек, что удовлетворяет требованию (8).

Следует отметить, что отсутствие точных данных о величинах компонент вектора интересов не вносит принципиально нового в динамику коллективного поведения операторов. В среднем каждый из операторов способен провести анализ своих поисковых действий самостоятельно в процессе обучения или тренировок.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Универсальность концепции согласованного оптимума в задачах оценки коллективной деятельности операторов определяется возможностью:

– применения этой концепции к задачам статики и динамики коллективного поведения операторов, использования ее для различных типовых задач коллективной деятельности операторов;

– связи с имеющимися концепциями оценки коллективной деятельности.

Специфичность концепции согласованного оптимума заключается в использовании математического аппарата, соответствующего характеру поставленной задачи и требованиям четкой и конкретной формулировки общей цели деятельности коллектива и индивидуальных целей каждого его члена.

Перечисленные свойства определяют перспективность применения концепции согласованного оптимума в области решения задач коллективной деятельности операторов в различных сферах ее реализации.

Список использованных источников

1. *Волгин Л. Н.* Принцип согласованного оптимума. – М. : Сов. радио, 1977. – 744 с.
2. *Микони С. В., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Квалиметрия моделей и полимодальных комплексов : моногр. – М. : РАН, 2018. – 314 с.
3. *Венда В. Ф.* Системы гибридного интеллекта. Эволюция, психология, информатика. – М. : Машиностроение, 1990. – 448 с.
4. *Сергеев С. Ф.* Эргономика и инженерная психология : учеб. пособие. – СПб. : изд-во «ВВМ», 2020. – 192 с.
5. *Багрецов С. А., Бондаренко А. В., Обносов Б. В.* Квалиметрия групповой деятельности операторов сложных систем управления. – М. : ВНИИТИ, 2004. – 444 с.
6. *Вентцель Е. С.* Исследование операций. Задачи, принципы, методология : учеб. пособие для вузов. – 3-е изд., стереотип. – М. : Дрофа, 2004. – 208 с.
7. *Голиков Ю. Я.* Влияние возрастания сложности операторской деятельности на изменение подходов к человеку и технике // Психологические проблемы профессиональной деятельности. –1991. – Вып. 3. – С. 5–14.
8. Военная системотехника и системный анализ. Модели и методы подготовки и принятия решений в сложных организационно-технических комплексах в условиях неопределенности и многокритериальности / под ред. Б. В. Соколова. – СПб. : ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 1999. – 358 с.
9. *Макаричев Ю. А., Иванников Ю. Н.* Методы планирования эксперимента и обработка данных : учеб. пособие. – Самара : Самар. гос. ун-т, 2016. – 131 с.

А. Г. Басыров,
доктор технических наук, профессор;
Д. А. Кочуров

МОДЕЛЬ ПАРАЛЛЕЛЬНОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ПРОЦЕССА В ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ С МЕЖМАШИННЫМ ОБМЕНОМ КОНТРОЛЬНЫМИ ТОЧКАМИ

Описана модель параллельного вычислительного процесса в отказоустойчивой вычислительной системе, который реализует периодическое сохранение состояния вычислений (контрольных точек) и обмен ими между всеми вычислительными модулями.

Сформулирована постановка задачи планирования такого вычислительного процесса, предполагающая определение оптимального количества и моментов времени создания контрольных точек. Обоснованы моменты времени создания контрольных точек в зависимости от закона распределения моментов времени отказов вычислительных модулей.

Представлены результаты имитационного моделирования вычислений в рамках предлагаемого подхода, доказывающие целесообразность применения предлагаемой модели.

Ключевые слова: отказоустойчивая вычислительная система, параллельный вычислительный процесс, контрольная точка.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широко применяются отазоустойчивые вычислительные системы, функционирующие в составе автоматизированных систем в условиях возмущающих факторов среды. Примерами таких систем могут быть как бортовые, так и наземные вычислительные комплексы различного назначения. Функционирование вычислительных комплексов в реальном масштабе времени создает проблему необходимости их быстрого восстановления после сбоев и отказов или парирования этих отказов на основе структурной и временной избыточности.

Известным подходом к решению этой проблемы является создание «контрольных точек» [1–5], т. е. периодическое сохранение состояния программы на некоторый носитель данных. В случае отказа вычислительного модуля (ВМ) производится «откат» к ближайшей доступной контрольной точке. В восстанавливаемой вычислительной системе после отказа ее ВМ он перезапускается и вычисления продолжаются на том же ВМ. При функционировании невосстанавливаемого ВМ созданная им до отказа контрольная точка реплицируется на один или несколько других ВМ вычислительной системы и программа, выполняемая на отказавшем ВМ, возобновляется с последней контрольной точки на исправном ВМ.

В статье рассматривается многомодульная отказоустойчивая вычислительная система, в которой каждый ВМ периодически сохраняет состояние своего активного вычислительного процесса (создает контрольную точку) и передает ее другим ВМ в рамках проактивной реакции на свой отказ. Если такой отказ происходит, то возможно восстановление прерванных вычислений с контрольной точки на другом ВМ.

В отличие от известных работ [5, 6] предлагаемый в статье подход не требует выделенного запоминающего устройства для хранения контрольных точек, не ограничивается рассмотрением одного вида распределения моментов времени деструктивных воздействий на вычислительную систему и позволяет обосновать моменты времени создания контрольных точек в зависимости от вида этого распределения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПЛАНИРОВАНИЯ МЕЖМАШИННОГО ОБМЕНА КОНТРОЛЬНЫМИ ТОЧКАМИ В ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ

Задача планирования межмашинного обмена контрольными точками заключается в определении оптимальных моментов времени создания контрольных точек вычислительного процесса на каждом вычислительном модуле вычислительной системы для обеспечения ее отказоустойчивости при ограничениях на время завершения выполнения целевых задач.

В соответствии с ГОСТ Р ИСО/МЭК 25010 – 2015 [7], отказоустойчивость – это способность системы, продукта или компонента работать как предназначено, несмотря на наличие дефектов программного обеспечения или аппаратных средств.

В рассматриваемом контексте отказоустойчивость определяется количеством вычислительных модулей, отказ которых не приведет к срыву решения целевых задач за заданное время.

Дано: вычислительная система, состоящая из m ВМ, которая должна за время T выполнить множество задач (программ). Время, затрачиваемое программами на j-м ВМ, составляет θ_j, $\theta_j \le T$. Известно, что на вычислительную систему влияют возмущающие факторы, которые обуславливают возможность отказа любого ВМ в момент времени τ, распределенный по закону $F(\tau)$. Также известны затраты $c_i(t)$ времени на создание контрольной точки на j-м ВМ, требующей объема $v_j(t)$ памяти на момент времени t.

Найти: для каждого ВМ оптимальное количество контрольных точек и моменты времени их создания для обеспечения заданного уровня d отказоустойчивости вычислительной системы при ограничениях на объем $v^{\text{доп}}$ памяти каждого ВМ, доступной для хранения контрольных точек.

МОДЕЛЬ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ПРОЦЕССА С КОНТРОЛЬНЫМИ ТОЧКАМИ

Пусть на интервале времени $[0, T]$ решения целевых задач в моменты времени $w_1, w_2, \dots, w_n$ создано n контрольных точек (КТ), причем временные затраты на создание i-й контрольной точки, $1 \le i \le n$, составляют $c(w_i)$ (рис. 1).

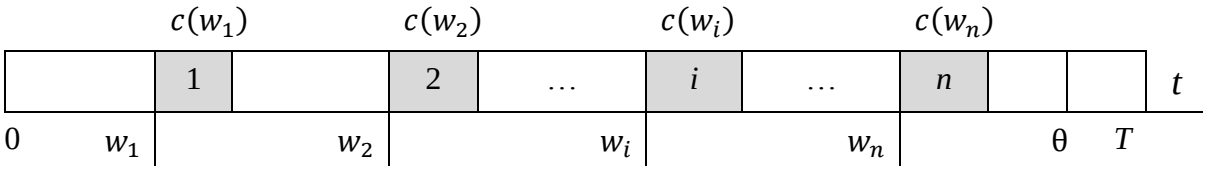


Рис. 1. Схема размещения контрольных точек

При отсутствии КТ в случае отказа ВМ для воостановления вычислений необходимо проводить их заново с нулевого момента времени. При наличии КТ вычисления можно восстанавливать с момента времени, соответствующего последней КТ.

Определим математическое ожидание φ_n величины сокращения времени на восстановление вычислений при использовании n контрольных точек:

$$\varphi_n = \sum_{j=1}^{n} w_i \cdot \left(1 - \alpha_i F_i\left(w_i + c(w_i)\right)\right). \qquad (1)$$

Здесь

$$\alpha_i = \prod_{j=1}^{i-1}\Big(1 - F_j\left(w_j + c(w_j)\right)\Big),$$

где $\alpha_1 = 1$, а $F_i(x)$ – функция распределения случайной величины x на интервале $x > w_{i-1}$.

Величина α_i есть вероятность того, что отказ ВМ не произошел на предыдущих $j = 1,2,..,i-1$ интервалах между моментами времени создания КТ вычислительного процесса. Если вероятность возникновения отказа после момента времени создания последней КТ не зависит от вероятности этого события на предыдущих интервалах, то значение α_i следует полагать равным 1.

Для определения оптимальных моментов времени создания КТ найдем производные функции (1) по каждой переменной $w_i,\ i = \overline{1,n}$:

$$\frac{\partial \varphi_n}{\partial w_i} = 1 - \alpha_i \cdot \Big(F_i\big(w_i + c(w_i)\big) + w_i \cdot f_i\big(w_i + c(w_i)\big)\Big),$$

где $f_i(x)$ – плотность распределения случайной величины x на интервале $x > w_{i-1}$.

Тогда значения w_i можно найти, используя уравнение

$$1 - \alpha_i \cdot \Big(F_i\big(w_i + c(w_i)\big)\Big) + w_i \cdot f_i\big(w_i + c(w_i)\big) = 0,$$

решением которого является

$$w_i = \frac{\frac{1}{\alpha_i} - F_i\big(w_i + c(w_i)\big)}{f_i\big(w_i + c(w_i)\big)}. \qquad (2)$$

Используя это выражение, например для равномерного распределения момента времени отказа ВМ, определим, что оптимальными моментами времени создания КТ являются значения:

$$\frac{1}{2}T, \quad \frac{3}{4}T, \quad \frac{7}{8}T, \quad \dots, \quad \frac{2^i - 1}{2^i}T, \quad \dots .$$

Для показательного распределения с параметром λ в условиях, когда вероятность возникновения отказа после момента времени создания последней КТ не зависит от его вероятности на предыдущих интервалах ($\alpha_i = \text{const} = 1$), оптимальными моментами времени создания КТ являются значения

$$w_i = w_{i-1} + 1/\lambda.$$

Решение уравнения (2) позволяет определить оптимальный момент времени для создания каждой контрольной точки для любого вида распределения момента времени отказа ВМ.

Так как функция (1) является неубывающей, то максимальное количество n^* КТ на j-м ВМ определяется максимальным значением n_j , удовлетворяющим ограничению

$$\sum_{i=1}^{n_j} c(w_i) \le T - \theta_j,\ \ \forall j \in [1,m]. \qquad (3)$$

В случае, когда $c(w_i) = \text{const}$, значение n^* можно найти из выражения

$$n^* = \left\lfloor \frac{T - \theta_j}{c} \right\rfloor,\ \ \forall j \in [1,m],$$

где запись $\lfloor x \rfloor$ означает «ближайшее целое, меньшее или равное x».

С другой стороны, целесообразность создания очередной i-й КТ обоснована, если выполняется неравество

$$w_i - w_{i-1} > c(w_i). \tag{4}$$

Среднее значение затрат времени $\bar{\theta}_j$ на выполнение вычислительного процесса на j-м ВМ с учетом возможности его восстановления с последней КТ составит

$$\bar{\theta}_j = \theta_j + \sum_{i=1}^{n} \left(c(w_i) + \int_{w_i}^{w_{i+1}} (\tau - w_i) f_i(\tau)\, \partial\tau \right). \tag{5}$$

Таким образом, при моделировании вычислительного процесса с контрольными точками возможно оценивание уровня повышения его оперативности на основе выражения (1). Определение момента времени создания очередной КТ проводится в процессе реализации вычислительного процесса на основании выражения (2), а обоснованность создания очередной КТ формируется на основе выражений (3) и (4).

МОДЕЛЬ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ПРОЦЕССА С КОНТРОЛЬНЫМИ ТОЧКАМИ В МНОГОМАШИННОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ

Отказоустойчивость вычислительной системы будем оценивать количеством ВМ, отказ которых не приведет к тому, что цель функционирования ВС не будет достигнута, т. е. решение заданного количества задач не будет полностью завершено к директивному сроку.

Рассмотрим схему вычислительного процесса в отказоустойчивой вычислительной системе с межмашинным обменом контрольными точками (рис. 2).

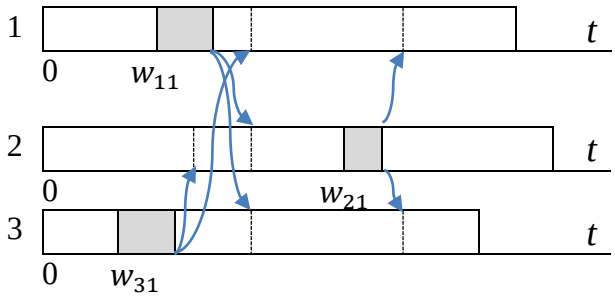


Рис. 2. Схема вычислительного процесса в вычислительной системе с обменом контрольными точками

Так как при отказе j-го ВМ выполняемый на нем вычислительный процесс может быть восстановлен с последней контрольной точки, размещенной на исправном ВМ, время завершения вычислений на последнем увеличивается на величину $\theta_j - w_{jk}$, где k – номер последней КТ, созданной на -м ВМ и переданной на исправный ВМ.

Будем полагать, что контрольная точка, созданная на любом ВМ передается на все остальные ВМ, что обеспечивает возможность завершить любой вычислительный процесс, прерванный отказом ВМ, на другом исправном ВМ с момента создания его последней КТ.

Возможность завершения всех вычислительных процессов при отказе некоторого количества μ ВМ из m, входящих в вычислительную систему, зависит от моментов времени

$\tau_1, \tau_2, \ldots, \tau_\mu$ отказов ВМ, количества $m - \mu$ оставшихся исправными ВМ, резервов времени на исправных ВМ для завершения вычислительных процессов, прерванных на отказавших ВМ, моментов времени создания на каждом отказавшем ВМ последней перед отказом КТ и затрат времени на создание КТ.

После отказа очередного ВМ определяется исправный ВМ, на котором будет завершено выполнение прерванного отказом ВМ вычислительного процесса. Рациональным выбором является назначение для завершения вычислений такого ВМ, резерв времени вычислительного процесса которого максимален. Под резервом времени вычислительного процесса на *j*-м ВМ будем понимать величину $T - \theta_j - w_{j0}$, где T – директивный момент времени завершения вычислений, θ_j – потребные затраты времени на реализацию на *j*-м ВМ вычислительного процесса, w_{j0} – момент времени его начала.

Если завершение вычислительного процесса, выполняемого на отказавшем ВМ, возможно на одном из исправных ВМ за директивно назначенное время, то отказоустойчивость ВС составит 1. Подобным образом определяется *d*-устойчивость ВС как способность завершить все вычислительные процессы за установленный срок при отказе *d* любых ВМ. Так как отмеченный показатель является в общем случае случайной величиной, зависящей от момента времени отказов ВМ и количества отказавших ВМ, возможно построить функцию $\psi_m(d)$, определяющую вероятность *m*-модульной ВС обеспечить своевременное завершение всех вычислительных процессов при отказе любых *d* ($d < m$) ВМ.

Определим вектор $\Upsilon_{<m>} = \langle \gamma_1, \ldots, \gamma_m \rangle$ моментов времени отказа 1, 2, …, m вычислительных модулей, до наступления которых ВС не сможет завершить все вычислительные процессы на оставшихся исправных ВМ, т. е. если одновременный отказ d вычислительных модулей произойдет в момент времени $\tau < \gamma_d$, то оставшиеся $m - d$ ВМ не смогут своевременно завершить все запланированные вычисления.

Значения элементов вектора $\Upsilon_{<m>}$ зависят от размещения контрольных точек и резервов времени вычислительных процессов на каждом ВМ.

Тогда функция $\psi_m(d)$ может быть определена следующим образом:

$$\psi_m(d) = \left(1 - F(\gamma_d)\right) \cdot \rho(d), \tag{6}$$

где $F(\tau)$ – функция распределения момента времени отказа ВМ;
$\rho(d)$ – вероятность отказа ровно *d* ВМ.

Пример. Пусть момент времени отказа ВМ четырехмодульной ВС распределен равномерно на интервале [0, T], плотность вероятности одновременного отказа d ВМ задана биномиальным распределением $C_4^d \cdot 0.15^d \cdot 0.85^{4-d}$, а вектор $\Upsilon_{<m>} = < \frac{T}{12}, \frac{T}{10}, \frac{T}{8}, T >$.

Тогда функция $\psi_4(d)$ будет иметь значения, представленные в табл. 1.

Таблица 1

Пример функции $\psi_4(d)$

d	1	2	3	4
$\psi_4(d)$	0,3378	0,0878	0,0100	0

Значение функции $\psi_m(d)$ при $d = m$ всегда нулевое, т. е. $\psi_m(m) = 0$, так как при отказе всех ВМ вычислительной системы завершить вычисления не представляется возможным. Вычисление значений этой функции связано с планированием выполнения прерванных отказом ВМ вычислительных процессов на оставшиеся исправные ВМ.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ С МЕЖМАШИННЫМ ОБМЕНОМ КОНТРОЛЬНЫМИ ТОЧКАМИ

Рассмотрим алгоритм имитационного моделирования функционирования отказоустойчивой вычислительной системы с межмашинным обменом контрольными точками, с помощью которого исследовалась зависимость d-устойчивости ВС от вероятности одновременного отказа d ВМ на некотором интервале функционирования ВС, момент времени отказа на котором распределен равномерно.

Рассмотрим алгоритм имитационного моделирования.

Шаг 1. Начало.

Ввод исходных данных:

m – количество ВМ в ВС;

p – вероятность события, приводящего к отказу ВМ;

T – директивный срок завершения вычислений (правая граница интервала функционирования ВС);

r – коэффициент резерва времени вычислений ($0 < r < 1$), определяющий долю времени от T, являющегося резервом вычислительного процесса (разница между директивным и реальным сроками завершения вычислительных процессов на каждом ВМ в штатном режиме);

c – коэффициент затрат времени ($0 < c < 1$), определяющий долю времени от $(1 - r) \cdot T$, которое тратится на создание контрольной точки;

u – количество испытаний (прогонов) модели.

Шаг 2. $i := 0, E(d) := 0, d = 1,..,m-1$.

Шаг 3. $i := i + 1$. Если $i > u$, то переход на шаг 7.

Шаг 4. Генерация момента времени τ возникновения события, приводящего к отказу ВМ.

Шаг 5. Определение момента времени w создания последней ($w < \tau$) контрольной точки.

Шаг 6. Для всех значений $d = 1,2,..,m-1$ определить возможность ($l_0 = 1$) или невозможность ($l_0 = 0$) завершения вычисления на оставшихся m-d ВМ без создания КТ и соответствующие возможность ($l_к = 1$) или невозможность ($l_к = 0$) завершения вычислений с учетом создания КТ.

Изменить значения массивов:

$$E_0(d) := E_0(d) + l_0\ , E_к(d) := E_к(d) + l_к.$$

Переход на шаг 3.

Шаг 7. Рассчитать частоту событий, заключающихся в возможности завершения вычислений за директивное время для всех значений $d = 1,2,..,m-1$:

$$E_0(d) := \frac{E_0(d)}{u}, \qquad E_к(d) := \frac{E_к(d)}{u}, \forall d = 1,..,m-1.$$

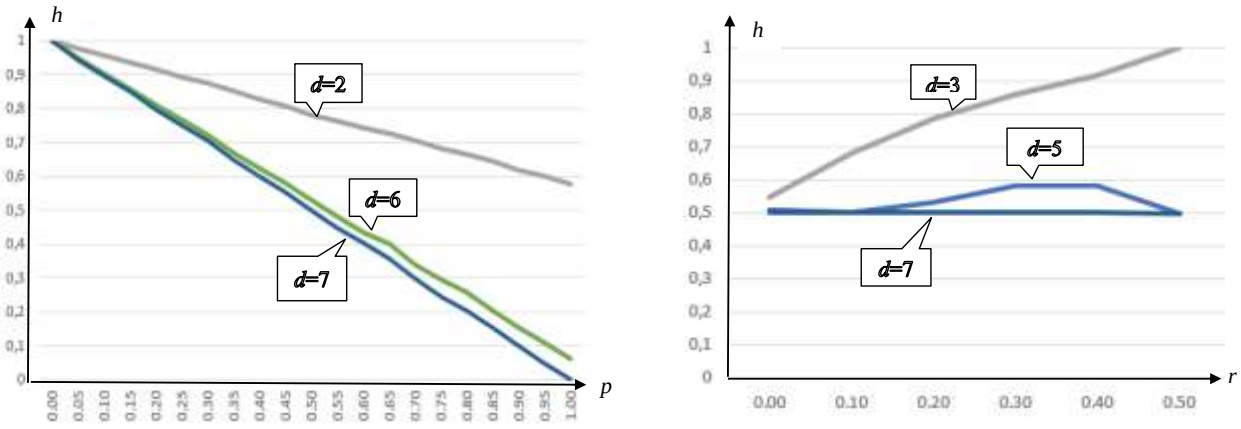
Шаг 8. Конец.

В результате работы алгоритма массивы E_0 и $E_к$ будут содержать вероятностные значения h показателя d-устойчивости, $\forall d = 1,..,m-1$, для случаев неиспользования и использования КТ соответственно.

Показатель h показателя d-устойчивости ВС в результате работы приведенного алгоритма определяется как частота события, заключающегося в возможности завершения вычислений, начатых на всех ВМ, за установленное время при одновременном отказе d ВМ.

На рис. 3,*а* представлена зависимость вероятности h d-устойчивости восьмимодульной ВС от вероятности p события, приводящего к отказу ВМ, а на рис. 3,*б* – зависимость вероятности h d-устойчивости восьмимодульной ВС от резерва r времени вычислений.

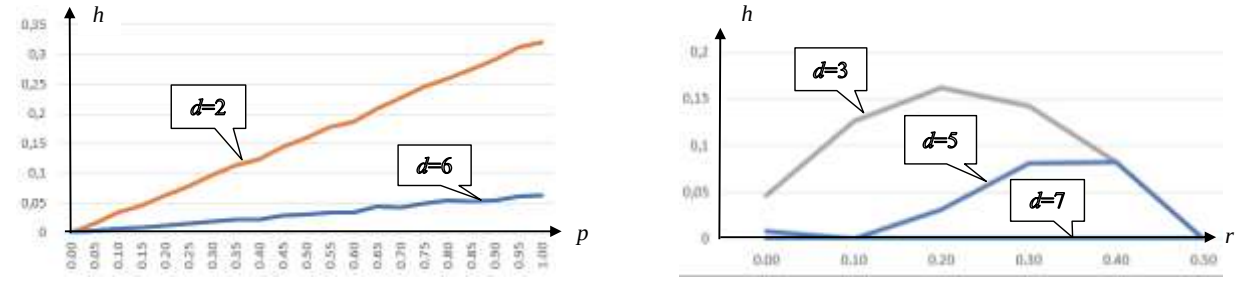
Имитационное моделирование проводилось с учетом создания КТ. В первом случае фиксировались резерв времени (r = 0,2), а во втором – вероятность отказа ВМ (p = 0,5). Кроме того, в обоих случаях предполагалось, что временные затраты на создание каждой КТ не превышают 1% времени, отводимого на вычисления.



а) б)

Рис. 3. Зависимости вероятности d-устойчивости вычислительной системы от вероятности события, приводящего к отказу ВМ (а) и от резерва времени вычислений (б)

На рис. 4 представлены те же зависимости, но только для прироста вероятности показателя d-устойчивости ВС при создании КТ по сравнению с ситуацией, в которой КТ не создаются.



а) б)

Рис. 4. Зависимости прироста d-устойчивости вычислительной системы от вероятности события, приводящего к отказу ВМ (а) и от резерва времени вычислений (б)

Представленные зависимости показывают, что преимущества использования предложенного подхода с применением контрольных точек достигает 30%.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Совершенствование способов применения военной и специальной техники на основе вычислительных систем военного назначения в современных условиях требует новых подходов к организации их функционирования условиях внешних возмущающих факторов.

Жесткие требования по оперативности обработки целевой информации в режиме реального времени могут быть удовлетворены на основе метода «контрольных точек» с учетом структурной избыточности ВС и временной избыточности вычислительных процессов.

Научная новизна представленной модели заключается в том, что она, в отличие от известных, позволяет учитывать вид распределения момента времени отказов вычислительных модулей. Кроме того, хранение информации о КТ происходит на самих ВМ, а не на выделенном общем запоминающем устройстве.

Практическая значимость модели определяется возможностью ее применения для построения отказоустойчивых ВС, функционирующих в экстремальных ситуациях, что обеспечивает максимально возможную оперативность решения целевых задач.

Список использованных источников

1. *Бондаренко А. А., Якобовский М. В.* Обеспечение отказоустойчивости высокопроизводительных вычислений с помощью локальных контрольных точек // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Сер. : Вычислительная математика и информатика. – 2014. – Т. 3, № 3. – С. 20–36.

2. *Поляков А. Ю., Данекина А. А.* Оптимизация времени создания и объема контрольных точек восстановления параллельных программ // Вестник СибГУТИ. – 2010. – № 2. – С. 87–100.

3. A survey of rollback-recovery protocols in message-passing systems / E. N. Elnozahy [et al.] // ACM Computing Surveys. – 2002. – Vol. 34, № 3. – P. 375–408.

4. *Elnozahy E., Plank J.* Checkpointing for Petascale systems: a look into the future of practical rollback-recovery // Dependable and Secure Computing, IEEE Transactions. – 2004. – P. 97–108.

5. 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.

6. *Зыкова С. С.* Модель и алгоритм планирования параллельной обработки информации в отказоустойчивой бортовой вычислительной системе на основе временной избыточности вычислительного процесса // Интеллектуальные технологии на транспорте. – 2023. – № 4. – С. 28–34.

7. ГОСТ Р ИСО/МЭК 25010 – 2015. Информационные технологии. Системная и программная инженерия. Требования и оценка качества систем и программного обеспечения (SQuaRE). Модели качества систем и программных продуктов. – М. : Стандартинформ, 2015. – 36 с.

К. С. Васнецов,
кандидат военных наук;
С. В. Косырев,
доктор военных наук, профессор

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛЕЙ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В данной статье рассмотрены ключевые аспекты создания математических моделей радиационной защиты организационно-технических систем на основе применения детерминированного и вероятностного подходов. Представленные математические модели радиационной защиты позволяют в обобщенном виде получить показатели защищенности для отдельных элементов, подсистем различных уровней и организационно-технических систем в целом.

Ключевые слова: радиационная защита, защищенность, система, моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Радиационная защита представляет собой одну из важнейших составляющих комплекса мероприятий по обеспечению безопасности организационно-технических систем военного назначения. Эффективность мер по предотвращению или минимизации последствий радиационного воздействия напрямую зависит от качества планирования и реализации защитных мероприятий. Одним из наиболее действенных инструментов в этом процесса являются современные методы моделирования уровня защищенности как отдельных элементов и подсистем, так и различных организационно-технических систем в целом.

ОБЩИЕ ПОДХОДЫ К ПОСТРОЕНИЮ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ

Математическое моделирование является основным практически доступным направлением изучения свойств и закономерностей сложных систем, в том числе и системы радиационной защиты (РЗ). В то же время защитные способности отдельных мероприятий вполне надежно определяются путем проведения экспериментальных исследований и эти данные могут приниматься в качестве исходных при моделировании подсистем РЗ и системы в целом.

Под моделью РЗ организационно-технической системы военного назначения (ОТС ВН) понимается математическое отображение системы РЗ, которая формирует свойство защищенности ОТС ВН, позволяющее, получить количественные оценки данного свойства [1, 7].

В настоящее время для описания сложных систем широко используется агрегативный подход, подразумевающий последовательное моделирование верхних иерархических уровней (подсистем) путем объединения моделей более низкого уровня (элементов) [1, 2, 8].

Математические модели отдельных элементов разрабатываются с целью формализованного описания процесса их выхода из строя во времени в зависимости от параметров действующих радиационных поражающих факторов (РПФ) и внутренних физико-технических свойств каждого элемента. В дальнейшем осуществляется описание взаимосвязей элементов, раскрывающих степень влияния их защищенности на защищенность системы в целом. Таким образом, в комплексе моделей, относящихся непосредственно к системе РЗ, обязателен учет

связей с более общими – моделями воздействия РПФ и моделями функционирования системы, в интересах которой реализуется РЗ.

В общем случае математическая модель РЗ в формализованном виде может быть представлена следующим образом [7]:

$$\varphi = \Phi\left[F\left(r_q, \tau, N_{qp}\right), V\left(r_{qkl}, \tau, N_{qp}, a_{kl}\right)\right], \quad (1)$$

где φ – показатель защищенности ОТС ВН;

F – функциональное представление структуры защищаемой системы и взаимосвязи ее элементов во времени, τ;

r_q – показатель защищенности q-го элемента;

N_{qp} – количество q-х элементов p-й их группы;

V – оператор, учитывающий степень влияния РПФ на уровень защищенности системы;

a_{kl} – k-я характеристика l-го РПФ.

Моделирование РЗ состоит из ряда взаимосвязанных этапов, приведенных на рис. 1.



Рис. 1. Этапы моделирования РЗ

Применительно к системе РЗ проверка адекватности ее модели затруднена и в теоретическом, и в практическом смыслах. Можно лишь утверждать, что математическая модель РЗ всегда есть приближенное отражение реальной системы. Это происходит по следующим причинам:

– невозможность иметь (по определению модели) полное во всех отношениях соответствие системы и ее модели;

– отсутствие возможности полномасштабной экспериментальной проверки точности математического моделирования процессов воздействия РПФ.

Проверка уровня адекватности реальной системы РЗ и ее модели может производиться на основе обобщения опыта учений, командно-штабных и исследовательских игр, накопления статистического материала. Ценную информацию могут дать результаты частных экспериментальных исследований по определению защитной способности тех или иных защитных мероприятий.

МОДЕЛИ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ РАДИАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ

Как было отмечено выше, естественным начальным шагом процесса моделирования радиационной защиты ОТС ВН является математическое описание нижнего уровня иерархической структуры – ее элементов. Как правило, в подобных системах на данном уровне находятся различные подразделения (группы, отделения, расчеты и т. п.) или отдельные узлы оборудования, которые и являются первичными элементами, наделяемыми свойством радиационной защищенности.

Модель элемента должна отражать влияние воздействующих РПФ на состояние элемента, определяемое уровнем его защищенности, достигаемым применением различных защитных мероприятий:

$$\{\theta_r\} = F\{F_r(x_l, v_l, d_q)\}, \quad (2)$$

где $\{\theta_r\}$ – множество характеристик элемента, определяющих способность его нормального функционирования;

x_l – параметр l-го РПФ;

v_l – уровень защищенности по l-му РПФ;

d_q – характеристики, связанные с условиями выполнения задач (для личного состава) или функциональными и конструктивными особенностями технических средств.

Обобщенная форма модели может быть представлена в виде

$$\{\theta_{kj}\} = H\{x_k\}, \quad (3)$$

где $\{\theta_{kj}\}$ – множество значений θ из пространства $\Theta, \theta \in \Theta$, характеризующих j-ю реакцию элемента на i-е воздействие РПФ, $\{\theta_{kj}\}, j = \overline{1,m}$;

x_k – множество значений x из пространства $X, x \in X$, характеризующих воздействие РПФ, $x_k, k = \overline{1,n}$.

Математическая природа обоих пространств может быть представлена числами, векторами, функциями одной или нескольких переменных. Отсюда оператор H, посредством которого описывается зависимость «воздействие – состояние», задается уравнениями радиационной физики, электро- и радиотехники, а также соответствующими начальными и граничными условиями.

Множество состояний элемента, определяющих его нормальную работоспособность, образует область допустимых значений Ω. Граница этой области соответствует предельному уровню защищенности. Если $\theta \in \Omega$, то выходная характеристика находится в установленных пределах и является допустимой для нормального функционирования.

Таким образом, операторное соотношение (3) устанавливает связь между значениями параметров воздействующих РПФ, выходными данными, определяющими состояние элемента, и их допустимыми значениями.

В настоящее время для построения моделей защищенности [3, 6, 7] применяются два метода, основанных на использовании алгоритмов, выдающих строго определенный результат для указанных входных данных или вероятностных математических моделей. Во втором случае изменяется лишь способ описания характеристик, которые могут представляться в виде случайных величин, функций и т. п.

Рассмотрим основные принципы обоих подходов.

ДЕТЕРМИНИРОВАННЫЙ ПОДХОД

Данный подход основан на применении известного формализма, включающего полуэмпирические и теоретические зависимости, в которых функциональная взаимосвязь всех характеристик и параметров, а также исходные данные и граничные условия носят строго определенный характер. Чаще всего результаты расчетов по этим моделям представляются в параметрической форме, т. е. в виде зависимости выходного параметра (2), определяющего работоспособность элемента, от тех или иных влияющих характеристик. Для РПФ этому подходу соответствует прямой расчет защищенности элементов от действия тех или иных влияющих факторов.

Действующий РПФ представляется в виде

$$X = F(A_{\{n\}}, B_{\{m\}}, C_{\{k\}}), \tag{4}$$

где $A_{\{n\}}$ – множество характеристик источника РПФ, $A_{\{n\}} = \{a_1, a_2, \dots, a_n\}$;
$B_{\{n\}}$ – множество характеристик, описывающих условия формирования РПФ, $B_{\{n\}} = \{b_1, b_2, \dots, b_m\}$;
$\mathrm{C}_{\{k\}}$ – множество характеристик, описывающих условия воздействия РПФ, $\mathrm{C}_{\{k\}} = \{c_1, c_2, \dots, c_k\}$.

Далее оцениваются возможные условия нарушения работоспособности элементов в зависимости от дозовых характеристик РПФ.

В качестве детерминированного показателя защищенности элемента могут быть приняты максимальные значения воздействующих уровней РПФ, при которых все определяющие параметры элементов θ с заданной (требуемой) вероятностью сохраняются в пределах нормы ($\theta_r \in \theta_r^{\text{доп}}$) при определенном уровне гарантии $P_{\text{треб},\gamma}$:

$$X_{\max,r}: P(\theta_r \in \theta_r^{\text{доп}}) = P_{\text{треб},\gamma}, \tag{5}$$

где $X_{\max,r}$ – соответствующие значения дозовых или потоковых характеристик РПФ;
θ_r – параметр состояния элемента по выходному значению;
$\theta_r^{\text{доп}}$ – допустимое значение параметра, определяемое для личного состава на основе радиобиологических исследований, для технических элементов – экспериментальным путем с требуемой вероятностью$P_{\text{треб}}$ и степенью доверия γ.

Допустимое значение $\theta_r^{\text{доп}}$ лежит в пределах $z_1 \le \theta_r^{\text{доп}} \le z_2$. Здесь z_1, z_2 – границы интервала допустимых значений параметра. При этом из совокупности значений уровней РПФ, соответствующих допуску параметров, в качестве показателя выбирается их наименьшее граничное значение $X_r = \min\{X_{\max,r}^{\text{гр}}\}$ для допусков θ_r. Например, если личный состав относится к полностью боеспособному по радиационному показателю, то этому соответствует диапазон доз облучения 0–100 рад с максимальными значениями $X_{\min}^{\text{гр}} = 50$ рад и $X_{\max}^{\text{гр}} = 100$ рад для однократного облучения и действий в условиях воздействия ионизирующего излучения в течение одного месяца, соответственно.

Таким образом, показатель защищенности представляется в виде детерминированной функции расчетной схемы воздействия РПФ и способности элемента противостоять этому воздействию:

$$X(\theta, z_1) = \min\{X(\theta, z_2)\}, X(\theta, z_1) \in X(\theta_{\text{доп}}, z_{\text{доп}}). \tag{6}$$

Рассмотренный метод вследствие физической наглядности описания воздействия РПФ нашел широкое использование при практических расчетах для оценивания защищенности элементов систем. Кроме того, детерминированный подход позволяет распространить моде-

ли защищенности элементов на оценку защищенности их групп и подсистем, построив тем самым модель защищенности системы в целом.

Сопоставление полученных результатов с нормативно допустимыми значениями выходных характеристик обеспечивает выбор и обоснование необходимого уровня защищенности.

ВЕРОЯТНОСТНЫЙ ПОДХОД

Данный подход открывает возможности для более глубокого и обоснованного исследования защищенности ОТС ВН. Кроме того, вероятностные показатели наиболее удобны для установления их взаимосвязи с более общими показателями, такими как живучесть, эффективность, которые, как правило, задаются в вероятностной форме. Другое их преимущество заключается в возможности использования для сравнительной оценки эффективности защиты [4, 8].

В общем случае вероятностные показатели защищенности представляются численными значениями вероятности нахождения определяющих параметров элемента в пределах допуска

$$P\left[\{\theta_r\} \in \{\theta_{r,\text{доп}}\}\right]: X,\ \gamma_{\text{треб}} \qquad (7)$$

или в виде вероятности того, что случайное значение воздействующего параметра X будет меньше его допустимого значения, т. е. $Вер(X_{\text{доп}} > \text{X}) \geq P_0$, где P_0 – заданное значение показателя защищенности.

Последнее соотношение является формой наиболее распространенной модели «нагрузка – прочность», в которой характер изменения действующей нагрузки и «прочностные» свойства элемента представляются в виде случайных величин. При этом под нагрузкой понимается радиационное воздействие, а под «прочностью» – совокупность внутренних свойств элемента, количественно характеризующая его способность противостоять этому воздействующему фактору. Элемент считается сохранившим функционирование, если нагрузка на него не превышает его «прочностные» свойства.

При заданных требованиях по защищенности соотношение позволяет производить расчет элементов, а при известных характеристиках воздействия и «прочности» вероятность события $X_{\text{доп}} > X$ характеризует защищенность элемента.

Первая задача, которую необходимо решить при применении данной модели, заключается в выборе определяющих (критических) параметров, характеризующих защитные свойства элементов. После установления определяющих параметров производится их описание в терминах случайных величин. Вторая задача связана с исследованием и математическим описанием действующих в реальных условиях полей РПФ и представлением их в виде многомерных случайных величин.

При представлении нагрузок и их допустимых значений в виде случайных величин элемент считается не отказавшим, если выполняется система неравенств:

$$X_{\text{доп1}} > X_1; X_{\text{доп2}} > X_2; \ldots; X_{\text{допs}} > X_s, \qquad (8)$$

где $X_{\text{доп}i}$ – допустимое значение по отношению к s-му виду радиационных эффектов. Система неравенств (8) может быть представлена следующим образом:

$$U_1 > 0; U_2 > 0; \ldots; U_S > 0, \qquad (9)$$

где $U_s = X_{\text{допs}} - X_s$.

Вероятность одновременного выполнения системы неравенств (9) может быть вычислена по формуле

$$P_{\text{с}} = Вер\{U_1 > 0;\ U_2 > 0; \dots;\ U_S > 0 = \int_0^{\infty}\int_0^{\infty} \dots \int_0^{\infty} f(U_1, U_2, \dots, U_s)\}dU_1 dU_2 \dots dU_s, \qquad (10)$$

и представляет собой защищенность (вероятность нормального функционирования) элемента. Следовательно, задача определения защищенности сводится к интегрированию совместной плотности вероятности $f(U)$ по той части пространства допустимых значений воздействия, где выполняется условие (9), т. е. по «области безопасности».

Выражения (8)–(10) дают принципиальное решение задачи расчета элемента на защищенность. Как видно, для их применения требуется знать не только совместную плотность вероятности $f(U)$, но и решение соответствующей детерминированной задачи для всей интересующей нас области изменения параметров $X_{\text{доп}s}, X_s$.

В наиболее распространенном случае защищенность элемента зависит от одного определяющего параметра, а способность выдерживать воздействие и нагрузка являются некоррелированными, что приводит к соответствующим упрощениям соотношения (10). При указанных допущениях (рис. 2,*а*)

$$\begin{aligned} P_{\text{с}} = \int_0^{\infty} f(X_{\text{доп}})\left[\int_0^{X_{\text{доп}}} f(X)dX\right] f\left(X_{\text{доп}}\right) = \int_0^{\infty} f(X)\left[\int_X^{\infty} f\left(X_{\text{доп}}\right)dX_{\text{доп}}\right]dX = \\ = \int_0^{\infty} f\left(X_{\text{доп}}\right)\cdot F\left(X_{\text{доп}}\right)dX_{\text{доп}} = \int_0^{\infty} f(X)\left[1 - F_{x\text{доп}}(X)\right]dX, \end{aligned} \qquad (11)$$

где $f(X), f(X_{\text{доп}})$ – функции плотности распределения нагрузки X и случайной характеристики защищенности $X_{\text{доп}}$;

$F\left(X_{\text{доп}}\right), F_{x\text{доп}}(X)$ – интегральные функции распределения:

$$F\left(X_{\text{доп}}\right) = \int_0^{X_{\text{доп}}} f(X)dX;\ F_{x\text{доп}}(X) = \int_0^{X} f\left(X_{\text{доп}}\right)dX_{\text{доп}}.$$

Частными случаями, вытекающими из (11), являются детерминированность величин X или $X_{\text{доп}}$. Тогда для показателя защищенности при детерминированном значении $X_{\text{доп}}$ (рис. 2,*б*) будем иметь

$$P_{\text{с}} = \int_0^{X_{\text{доп}}} f(X)dX$$

или при детерминированной нагрузке (рис. 2,*в*) –

$$P_{\text{с}} = 1 - \int_X^{\infty} f(X_{\text{доп}})dX_{\text{доп}}.$$

Таким образом, при известных законах распределения могут быть найдены как числовые характеристики случайных величин X и $X_{\text{доп}}$, так и вероятностные показатели защищенности. Однако указанные законы, как правило, неизвестны и их получение является наиболее сложной процедурой.

В этом случае возможно применение статистических моделей, реализуемых на ЭВМ. При этом воспроизводятся реализации рассматриваемого случайного процесса с учетом всех вероятностных закономерностей всех случайных факторов, влияющих на прогнозируемый процесс. Исход каждой отдельной реализации случаен, однако в результате статистической обработки большого количества реализаций процесса можно получить статистические оценки значений интересующих параметров. Эти оценки уже являются устойчивыми, так как получаются по результатам достаточно большого количества испытаний.

Достоинством статистической модели является ее применимость практически к любой задаче со случайными исходами и возможность получения требуемой точности. Однако недостатком модели является трудоемкость работы с ней, а также отсутствие возможности в каждой реализации оценить влияние тех или иных факторов на конечный результат.

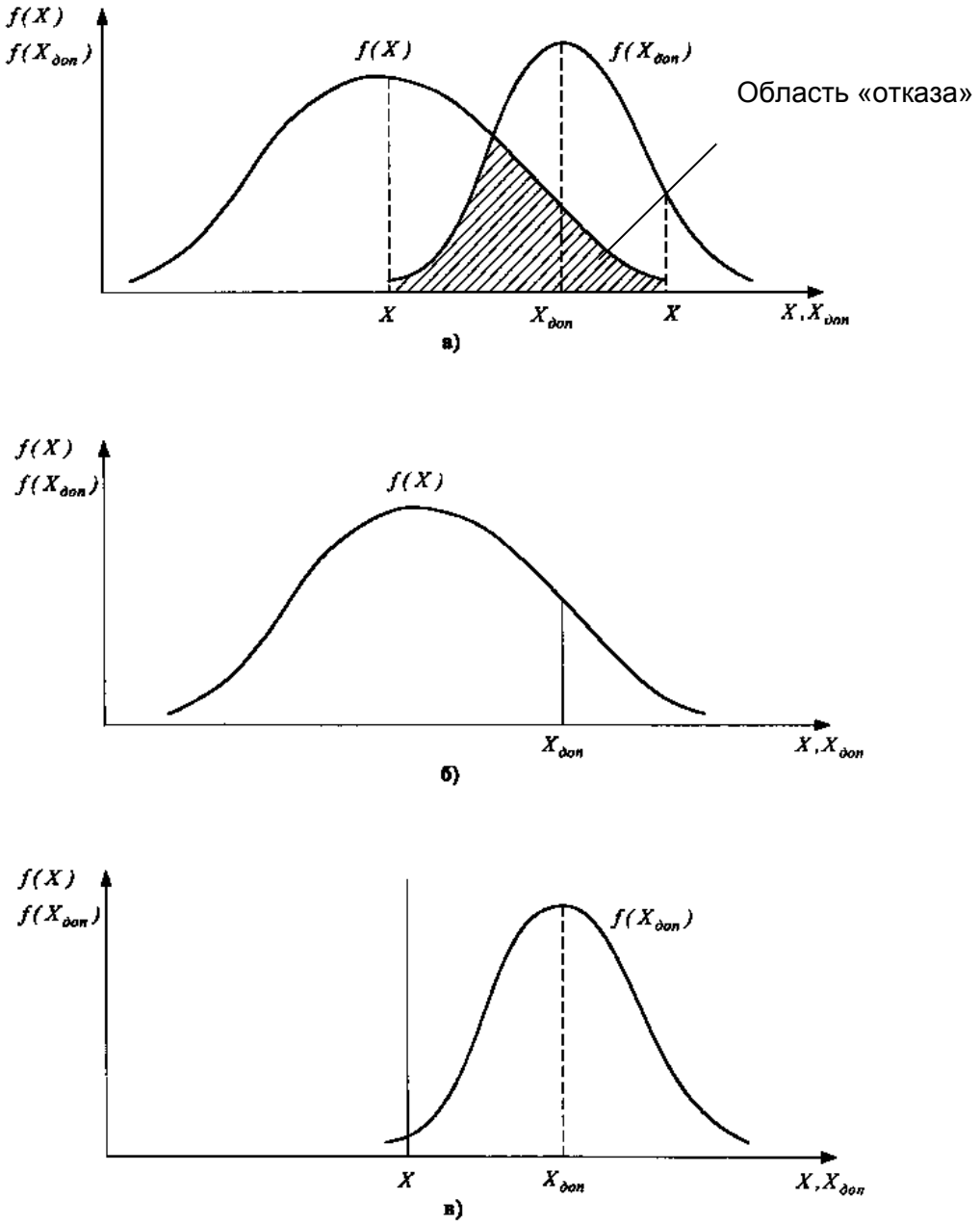


Рис. 2. К расчету показателей защищенности

Более простым является использование аналитических моделей. В этом случае составить суждение об интересующих законах распределения можно косвенным образом, если, например, известны законы распределения аргументов, образующих функцию (4). Зная законы распределения аргументов, можно установить закон распределения функции, используя известные методы теории вероятностей [4, 5].

Вместе с тем в практике расчетов защищенности наиболее частыми являются случаи отсутствия необходимости полного определения закона распределения функции, а достаточным условием является указание его числовых характеристик: математического ожидания и дисперсии. Кроме того, законы распределения аргументов зачастую известны недостаточно хорошо. Отсюда, как правило, при инженерных расчетах с удовлетворительной точностью параметры нагрузки и «прочности» могут быть описаны нормальными случайными величинами или сводимыми к стационарным нормальными случайными процессами.

Таким образом, в общем случае простейшая модель защищенности элемента может быть представлена в виде схемы, приведенной на рис. 3.

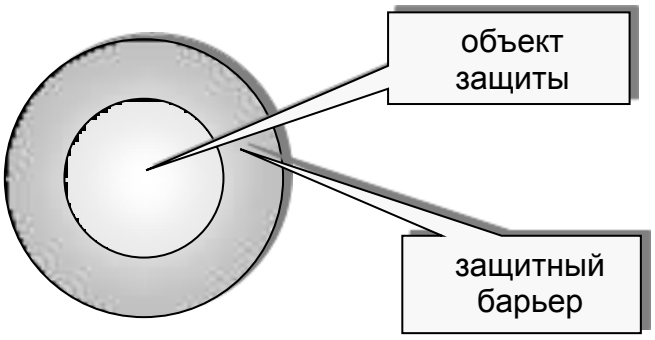


Рис. 3. Модель простейшей защиты элемента

Защищаемый элемент «окружен» защитным барьером, в качестве которого выступает одно (любое) защитное мероприятие. Достигаемая степень защищенности зависит от свойств барьера. Если вероятность сохранения нормального функционирования [выражение (11)] обозначить через $P_{\text{с}}$, а противоположное событие – поражение – через $P_{\text{п}}$, то их сумма $P_{\text{с}} + P_{\text{п}} = 1$, представляет собой сумму вероятностей двух противоположных событий.

При воздействии РПФ конечный эффект – поражение – может быть достигнут различными путями. Например, при действиях на радиоактивно зараженной местности личный состав будет подвергаться внутреннему и внешнему облучению. В этих случаях радиационная защита должна препятствовать каждому их них путем применения нескольких объединенных между собой защитных барьеров (рис. 4), обладающих различной защитной способностью.

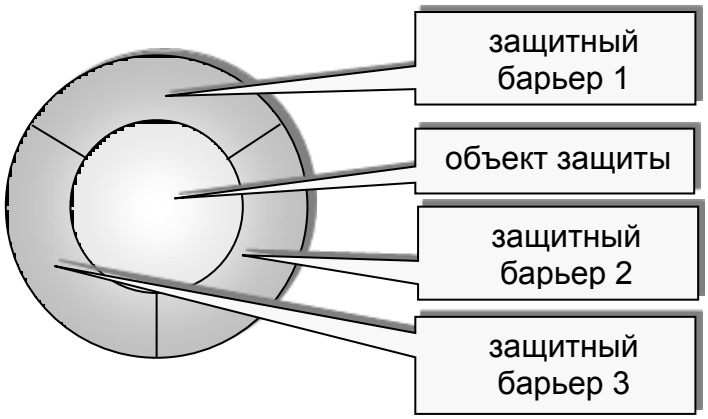


Рис. 4. Модель многоканальной защиты

Формальное описание защищенности, создаваемой подобной схемой защиты, практически совпадает с выражениями для одного барьера, однако с учетом необходимости перекрытия всех каналов воздействия можно записать:

$$P_{\text{с}_\Sigma} = \prod_{i=1}^{n} P_{\text{с}_i} \ , P_{\text{с}_\Sigma} \le min\{P_{\text{с}_i}\} \qquad (12)$$

где i – номер канала воздействия;

$P_{\text{с}_i}$ – вероятность сохранения, обеспечиваемая по i-му каналу.

Отсюда видно, что «прочность» данной схемы защиты будет определяться ее слабейшим звеном и, следовательно, целесообразно применение в многоканальной защите «равнопрочных» (с одинаковыми значениями показателей защищенности) барьеров.

Если защищенность по какому-то каналу воздействия не удовлетворяет предъявляемым требованиям, ее увеличивают путем использования нескольких защитных мероприятий, функционально дублирующих друг друга. Данная модель, назовем ее многоуровневой, включает несколько замкнутых защитных оболочек, каждая из которых представляет собой то или иное защитное мероприятие по *i*-му каналу воздействия (рис. 5).

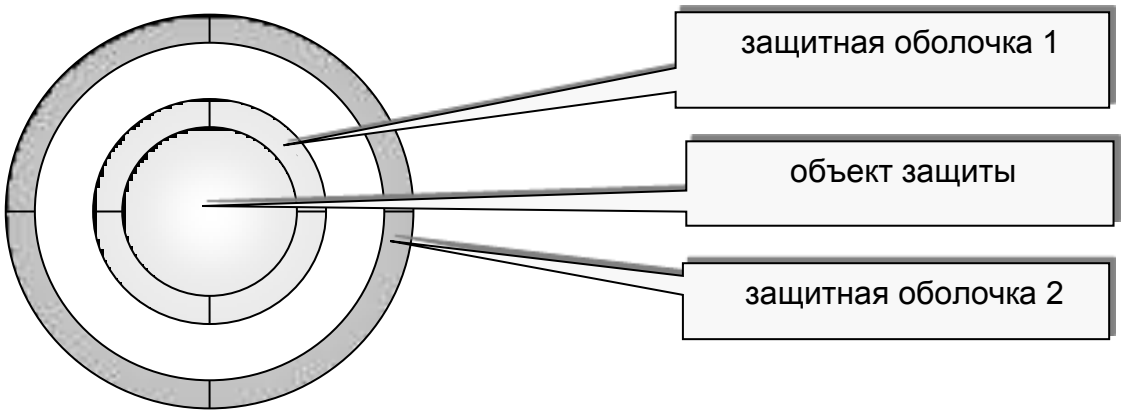


Рис. 5. Модель многоуровневой защиты

Показатель защищенности для данной модели представим в виде

$$P_{c\Sigma} = \prod_i P_{c_i} = \prod_i \left[1 - \prod_j (1 - P_{c_{ij}})\right], \qquad (13)$$

где $P_{c_{ij}}$ – вероятность сохранения, обеспечиваемая *j*-м мероприятием защиты по *i*-му каналу воздействия.

Если $P_{c_{ij}}$ близка к единице, то дополнительные мероприятия защиты являются избыточными.

Имея модели элементов, заключительным этапом вероятностного расчета является построение логических схем радиационной защищенности, которые представляют собой ориентированный граф, отображающий влияние функционального состава элементов защищаемой системы на решение целевых задач. Подобные схемы позволяют в обобщенном виде получить показатели защищенности для подсистем различных уровней и ОТС ВН в целом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Моделирование радиационной защиты является важным инструментом для обеспечения безопасности ОТС ВН в условиях воздействия РПФ. Существующие способы создания таких моделей основываются на агрегативном подходе. Рассмотренные в совокупности модели элементов позволяют сформировать в целом модель системы радиационной защиты, на основе которой могут быть рассмотрены варианты повышения защищенности ОТС ВН в условиях воздействия РПФ.

Список использованных источников

1. *Бусленко Н. П.* Моделирование сложных систем. – М. : Наука, 1978. – 399 с.
2. *Бусленко Н. П., Калашников В. В.* Лекции по теории сложных систем. – М. : Сов. радио, 1973. – 415 с.
3. *Варющенко С. Б.* Ядерное, химическое, биологическое оружие. Радиационная, химическая, биологическая защита : курс лекций. – Л. : ВИКА им. А. Ф. Можайского, 1998. – 165 с.
4. *Вентцель Е. С.* Введение в исследование операций. – М. : Сов. радио, 1976. – 388 с.
5. *Вентцель Е. С., Овчаров Л. А.* Теория вероятностей. – М. : Наука, 1973. – 364 с.
6. *Мырова Л. О., Чепиженко А. З.* Обеспечение стойкости аппаратуры связи к ионизирующим электромагнитным излучениям. – М. : Радио и связь, 1988. – 296 с.
7. *Косырев С. В.* Радиационная защита войск и объектов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2004. – 206 с.
8. *Мануйлов Ю. С., Новиков Е. А.* Методология системных исследований. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2008. – 159 с.

В. Н. Воротягин,
кандидат технических наук;
А. Н. Павлов,
доктор технических наук, профессор

ПОДХОД К ИССЛЕДОВАНИЮ МНОГОРЕЖИМНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

При проектировании современных перспективных малых космических аппаратов (МКА) в состав бортовой вычислительной системы (БВС), как правило, включают модуль реконфигурации для определения требуемого управляющего воздействия на принудительное или плановое переключение между резервируемыми функциональными элементами бортовых систем (БС). Каждая БС МКА представляет собой многорежимный объект. При этом отсутствие сведений и фактов об интенсивности реализации режимов и характере их взаимодействия является причиной возникновения существенной ситуационной структурно-параметрической неопределенности. Указанные обстоятельства потребовали разработки методического подхода к исследованию многорежимных немонотонных систем в условиях существенной неопределенности, вызванной изменением содержания целей и задач, стоящих перед МКА, и воздействием возмущающих факторов внешней среды. В основе подхода лежит разработанная концепция параметрического генома многорежимного сложного объекта с изменяющейся структурой, которая позволила разработать серию интегральных показателей структурной надежности многорежимных монотонных-немонотонных БС, оперативное вычисление которых возможно проводить в БВС перспективных МКА. Применение предложенного подхода продемонстрировано при сравнительном анализе различных вариантов конфигураций системы управления движением и навигацией МКА.

Ключевые слова: малый космический аппарат, многорежимность, немонотонность, реконфигуратор.

ВВЕДЕНИЕ

Современные подходы к созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (МКА ДЗЗ), применяемые как отечественными, так и зарубежными предприятиями, базируются на широком использовании унифицированных платформ и средств автоматизированного проектирования [1]. При переходе к концепции унифицированных платформ следует придерживаться принципа адаптации, а также способности к коррекции состава обеспечивающих бортовых систем под требования различной целевой аппаратуры (ЦА).

Помимо ЦА в состав МКА входят, как правило, следующие бортовые обеспечивающие системы: бортовой комплекс управления (БКУ), основными подсистемами которого являются бортовая вычислительная система (БВС) и система управления движением и навигацией (СУДН), система электроснабжения (СЭС), система обеспечения теплового режима (СОТР).

У разработчиков БВС основной проблемой является обеспечение радиационной стойкости элементов системы. Для решения этой проблемы в первую очередь блоки БВС резервируются (дублируются или троируются). Еще может использоваться так называемое принудительное переключение между резервируемыми блоками: при получении определенной дозы радиации или наработки на отказ, не дожидаясь отказа, работающий блок отключается (переходит в «холодный резерв») и начинает работу его дублер. Поэтому для перспективных МКА БВС включает в свой состав модуль реконфигурации не только БВС, но и бортовых обеспечивающих систем [2]. Данный модуль управляет переключением имеющегося на борту МКА резерва путем анализа признаков состояния, поступающих от модулей и систем МКА.

По мнению авторов, с одной стороны, бортовая аппаратура, имеющая резерв, должна быть рассчитана на функционирование с принудительным переключением режимов, с другой стороны, при разработке таких модулей-реконфигураторов с целью повышения надежности, отказоустойчивости и срока активного существования аппарата следует учитывать многорежимный характер функционирования обеспечивающих систем МКА. Так, например, для СУДН

присущи следующие режимы ориентации [1, 3, 4]: гашение угловых скоростей, солнечная ориентация, ориентация по Земле, ориентация по звездам, сброс кинетического момента, выдача корректирующего импульса. К режимам функционирования энергопреобразующих комплексов СЭС МКА с раздельным преобразованием энергии или буферным подключением аккумуляторных батарей (АБ) можно отнести режим регулирования выходного напряжения, режим прямой передачи энергии и разряда АБ, режим разряда АБ [5]. Режимы функционирования СОТР МКА включают: пассивное терморегулирование с применением экранно-вакуумной теплоизоляции, активное терморегулирование с возможностью по сигналам с термодатчиков МКА менять ориентацию для исключения перегрева/переохлаждения [6]. В самой БВС предусматриваются три режима управления (режим координатно-временного управления в автономном полете, программно-временной режим, аварийный режим для сохранения оставшихся ресурсов МКА), которые могут реализовываться в зависимости от состояния аппаратно-программных средств, при появлении аномальных ситуаций, при изменении полетного задания, при выработке ресурса или при отработке новых режимов [2].

При проектировании и создании сложных многорежимных объектов, к которым, несомненно, относятся перспективные МКА, требуется провести структурно-функциональный анализ и синтез как различных подсистем, так и всего объекта в целом с учетом их режимов функционирования. Анализ [7] существующих методов и средств моделирования функциональных структур сложных систем, к которым относятся метод деревьев отказов/событий, метод марковского моделирования, логико-вероятностные методы, метод блок-схем и пр., показал явное преимущество общего логико-вероятностного метода (ОЛВМ). Это вызвано следующими обстоятельствами.

Во-первых, ОЛВМ имеет возможность моделирования монотонных и немонотонных функциональных структур систем большой размерности. Данная возможность реализована наличием новых средств графического представления структур систем схемами функциональной целостности (СФЦ), включающими изобразительные средства функционально-полных логических операций: конъюнкции, дизъюнкции и отрицания.

Во-вторых, данный метод разработан и доведен до практической реализации в виде программного комплекса логико-вероятностного моделирования (ПК ЛВМ) «Арбитр» [8].

Как правило, все системы обладают природной монотонностью, т. е. если какой-то элемент отказал, то надежность системы ухудшилась. Однако приводимые практические примеры использования ОЛВМ в работе [8] говорят о том, что структурные функции систем с противоборством (межгосударственные военные конфликты, информационные диверсии в цифровом пространстве, киберугрозы и пр., где идет борьба за влияние) являются немонотонными.

Вместе с тем почти все сложные объекты, в частности космического назначения, являются многорежимными. Исследования, проводимые авторами за последние несколько лет, основанные на идее [9] учета режимов функционирования объекта при описании их функциональных структур (СФЦ), показали, что такие объекты обладают свойством немонотонности. Этот факт можно пояснить следующим образом. Когда может произойти отказ в реализации режима функционирования? Когда присутствуют события «y_p – есть потребность в режиме» и «$\bar{y}_c$ – система не работоспособна», т. е. структурная логическая функция отказа имеет вид $y_{\text{отказ}} = y_p \wedge \bar{y}_c$. Тогда соответствующий полином отказа равен $T(Q_p, Q_c) = P_p \cdot Q_c = Q_c - Q_p \cdot Q_c$. Следовательно, в случае однородности структуры (т. е. $Q_p = Q_c = Q$) полином отказа имеет вид $T(Q) = Q - Q^2$, $0 \le Q \le 1$ и является немонотонной функцией, что указывает на немонотонность функциональной структуры БС МКА. Аналогичные рассуждения верны для события «Реализация режима функционирования» (рис. 1).

В предыдущих работах авторов [10, 11] была предложена концепция параметрического генома функциональной структуры многорежимного сложного объекта. Суть данной концепции заключается в следующем.

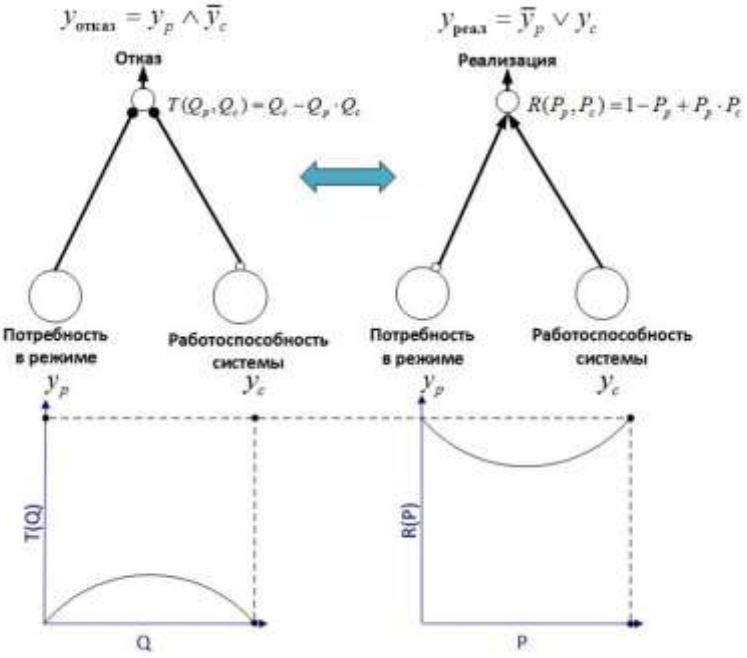


Рис. 1. Немонотонная структура многорежимного объекта

Применив ПК ЛВМ «Арбитр» [8], определяем по СФЦ БС МКА вероятностный полином (ВП) успешного ее функционирования:

$$\Re(P_1, P_2, ..., P_n, \alpha_1, ..., \alpha_m), \tag{1}$$

где $P_i, i = \overline{1,n}$ – вероятность безотказной работы функциональных элементов (ФЭ) БС МКА, а $\alpha_i, i = \overline{1,m}$ – интенсивность реализации режимов функционирования БС МКА. Следует отметить, что при наличии в функциональной структуре БС групп несовместных событий (ГНС) [8] они автоматически учитываются при построении логических и вероятностных моделей.

При исследовании БС МКА в условиях неизвестной циклограммы задействования режимов функционирования будем рассматривать два вероятностных полинома успешного ее функционирования, отражающих пессимистический и оптимистический характер реализации режимов функционирования:

$\Re_c(P_1, ..., P_n, \alpha_1, ..., \alpha_m)$ – вероятностный полином реализации режимов функционирования БС МКА, не являющихся ГНС;

$\Re_p(P_1, ..., P_n, \alpha_1, ..., \alpha_m)$ – вероятностный полином реализации режимов функционирования БС МКА, представляющих ГНС.

Возможны и другие комбинации реализаций режимов функционирования, отражающие промежуточные состояния задействования режимов.

Предполагая, что все функциональные элементы БС МКА однородные по вероятности безотказной работы (т. е. $P_1 = P_2 = ... = P_n = P$), вероятностный полином успешного функционирования БС МКА (1) можно преобразовать к следующему виду:

$$\Re(P, \alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) = \chi_0(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) + \chi_1(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m)P + \\ + \chi_2(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m)P^2 + ... + \chi_n(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m)P^n, \tag{2}$$

что позволяет ввести понятие параметрического генома структуры многорежимного объекта [10, 11]:

$$\vec{\chi}(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) = (\chi_0(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m), \chi_1(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m), \chi_2(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m), ..., \chi_n(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m))^T. \tag{3}$$

Помимо указанного свойства немонотонности, на этапе проектирования МКА с учетом многорежимного характера функционирования его бортовых подсистем требуется при разработке реконфигураторов БВС преодолевать неопределенность (неполноту исходных данных), связанную, с одной стороны, со степенью интенсивности применения режимов функционирования, с другой стороны, с характером (совместное и/или несовместное) задействования тех или иных режимов функционирования. Данная неопределенность вызвана изменением содержания целей и задач, стоящих перед МКА, и воздействием возмущающих факторов.

Таким образом, можно сказать, что немонотонные системы часто встречаются в различных производственных отраслях и требуют своего исследования в условиях существенной ситуационной структурно-параметрической неопределенности. Поэтому разработка указанных выше реконфигураторов БВС, предназначенных для анализа и синтеза вариантов рабочих конфигураций, обеспечивающих БС МКА, требует для решения задачи планирования их конфигурирования и реконфигурации в условиях неизвестной циклограммы реализации режимов функционирования ввести на основе концепции параметрического генома интегральные показатели структурной надежности и живучести, чувствительные к изменению конфигураций исследуемых БС МКА.

ИДЕЯ МЕТОДИЧЕСКОГО ПОДХОДА К ИССЛЕДОВАНИЮ МНОГОРЕЖИМНЫХ ОБЪЕКТОВ

Предложенная концепция представления структуры многорежимного объекта в виде вектор-функции (3) коэффициентов полинома структурной функции надежности позволяет в условиях неизвестной циклограммы задействования режимов функционирования осуществить оперативное вычисление оптимистических и пессимистических оценок показателей структурной надежности и живучести конфигураций однородных-неоднородных, монотонных-немонотонных многорежимных объектов. Следует отметить, что в случае заданной циклограммы задействования режимов функционирования, когда известен характер реализации режимов и их интенсивность, указанный ниже подход можно применять для оценивания надежности БС МКА.

Рассмотрим два крайних случая для расчета структурной надежности БС МКА. Для однородной структуры, когда вероятность безотказной работы (ВБР) всех ФЭ БС МКА одинакова (т. е. $P_1 = P_2 = ... = P_n = P$), используя параметрический геном структуры, получаем следующую формулу для вычисления ее надежности в условиях неизвестной интенсивности задействования режимов функционирования [10, 11]:

$$F_{\text{однор}}(\vec{\chi}(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m)) = \int_0^1 \Re(P, \alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) dP = \sum_{i=0}^{n} \chi_i(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) \cdot \frac{1}{i+1}$$

или

$$F_{\text{однор}}(\vec{\chi}(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m)) = \int_0^1 \Re(P, \alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) dP = \vec{\chi}(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) \cdot (1, \frac{1}{2}, \frac{1}{3}, ..., \frac{1}{n+1})^T. \quad (4)$$

В случае неоднородной структуры, когда ВБР ФЭ различная, для вычисления интегрального показателя надежности системы целесообразно применить многократное интегрирование:

$$F_{\text{неоднор}}(\vec{\chi}(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m)) = \int_0^1 ... \int_0^1 \Re(P_1, P_2, ..., P_n, \alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) dP_1 dP_2 ... dP_n =$$

$$= \vec{\chi}(\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m) \cdot (1, \frac{1}{2}, \frac{1}{2^2}, ..., \frac{1}{2^n})^T. \quad (5)$$

Следует отметить, что при совместной реализации режимов ориентации на переменные $\alpha_1, \alpha_2, ..., \alpha_m$ в самом общем случае накладываются следующие ограничения: $0 \le \alpha_i \le 1, i = \overline{1, m}$.

Если режимы выполняются несовместно, то кроме указанных ограничений необходимо учитывать ограничение $\sum_{i=1}^{m} \alpha_i \le 1$ [10, 11]. Помимо совместной и несовместной реализации следует также рассмотреть два крайних случая, когда режимы функционирования могут быть равноценными по интенсивности (т. е. $\alpha_1 = \alpha_2 = ... = \alpha_m = \alpha$) или неравноценными (т. е. различные интенсивности реализации режимов).

Тогда в случае однородной (или неоднородной) структуры многорежимного объекта предлагается привлекать четыре интегральных показателя его структурной надежности:

$$J_{pp} = m \cdot \int_0^{1/m} F_*(\vec{\chi}_p(\alpha)) d\alpha; \tag{6}$$

$$J_{cp} = \int_0^{1} F_*(\vec{\chi}_c(\alpha)) d\alpha; \tag{7}$$

$$J_{pn} = m! \cdot \iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m \le 1 \\ 0 \le \alpha_i \le 1, i=1,...,m}} F_*(\vec{\chi}_p(\alpha_1, ..., \alpha_m)) d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m; \tag{8}$$

$$J_{cn} = \int_0^1 \int_0^1 ... \int_0^1 F_*(\vec{\chi}_c(\alpha_1, ..., \alpha_m)) d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m, \tag{9}$$

где показатели (6) и (7) предназначены для оценивания структурной надежности многорежимных объектов при их несовместной и совместной реализации равноценных по интенсивности режимов функционирования, а показатели (8) и (9) – при их несовместной и совместной реализации неравноценных по интенсивности режимов.

Данные показатели отражают следующие четыре крайних варианта исследования режимов функционирования: режимы могут быть все совместными или несовместными, а также равноценными или неравноценными.

Другие комбинации реализаций режимов функционирования будут отражать промежуточные варианты среди указанных выше. Следует отметить, что при несовместной реализации равноценных по интенсивности режимов ограничение $\sum_{i=1}^{m} \alpha_i \le 1$ примет вид $\alpha \le \frac{1}{m}$.

Поясним формулы (6) и (8). Так, в формуле (6) максимальное значение интеграла $\int_0^{1/m} F_*(\vec{\chi}_p(\alpha)) d\alpha$ равно $\int_0^{1/m} 1 d\alpha = \frac{1}{m}$, что соответствует надежности полностью безотказной системы. Поэтому при оценивании надежности реальной системы требуется найти отношение

$$\frac{\int_0^{1/m} F_*(\vec{\chi}_p(\alpha)) d\alpha}{\frac{1}{m}}.$$

Соответственно в формуле (8) максимальное значение интеграла

$$\iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m \le 1 \\ 0 \le \alpha_i \le 1, i=1,...,m}} F_*(\vec{\chi}_p(\alpha_1, ..., \alpha_m)) d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m$$

равно $\frac{1}{m!}$, так как

$$\iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m\le 1\\ 0\le\alpha_i\le 1,i=1,...,m}} 1d\alpha_1 d\alpha_2 ...d\alpha_m = \int\limits_0^1 d\alpha_1 \int\limits_0^{1-\alpha_1} d\alpha_2 \int\limits_0^{1-\alpha_1-\alpha_2} d\alpha_3 ... \int\limits_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-1}} 1d\alpha_m = \int\limits_0^1 d\alpha_1 \int\limits_0^{1-\alpha_1} d\alpha_2 ...$$

$$... \int\limits_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-2}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-1})d\alpha_{m-1} = \frac{1}{2}\int\limits_0^1 d\alpha_1 \int\limits_0^{1-\alpha_1} d\alpha_2 ... \int\limits_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-3}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-2})^2 d\alpha_{m-2} =$$

$$= \frac{1}{2}\cdot\frac{1}{3}\int\limits_0^1 d\alpha_1 \int\limits_0^{1-\alpha_1} d\alpha_2 ... \int\limits_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-4}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-3})^3 d\alpha_{m-3} = ... = \frac{1}{2}\cdot\frac{1}{3}\cdot...\cdot\frac{1}{m} = \frac{1}{m!}.$$

В заключение требуется отметить, что в формулах (6)–(9) в качестве функции F_* могут быть использованы функции для однородной $F_{\text{однор}}$ или неоднородной $F_{\text{неоднор}}$ системы [10, 11].

ОПЕРАТИВНОЕ ВЫЧИСЛЕНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ

Рассмотренные показатели (6)–(9) предлагается использовать для решения задач анализа и синтеза конфигураций БС МКА, которые следует включать в состав модуля реконфигурации БВС при управлении переключением имеющегося бортового резерва в условиях заданной или неизвестной циклограммы задействования режимов функционирования. Однако, на первый взгляд, может показаться, что интегральные вычисления значений данных показателей требуют значительных временных и вычислительных ресурсов и представляют собой трудоемкий процесс, особенно на борту МКА. Проведенные авторами исследования показали, что для снижения трудоемкости этого процесса можно использовать операции векторно-матричного умножения. Это дает существенные преимущества – меньший объем памяти для хранения и меньшие затраты времени на обработку, более высокая точность позиционирования и представления данных. Указанные преимущества позволяют осуществить вычисление приведенных показателей на борту МКА в модуле БВС, предназначенном для проведения операции планирования конфигурации и реконфигурации БС МКА в условиях заданной или неизвестной циклограммы реализации режимов функционирования, т. е. при малых затратах объема памяти достигать высокой оперативности вычисления интегральных показателей. Продемонстрируем, как это возможно реализовать.

В самом общем случае подынтегральное выражение в формулах (6)–(9) можно записать следующим образом:

$$F_*(\vec{\chi}(\alpha_1,...,\alpha_m)) = \beta_0 + \sum_{i=1}^m \beta_i\alpha_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j=i+1}^m \beta_{ij}\alpha_i\alpha_j +$$
$$+ \sum_{i=1}^m \sum_{j=i+1}^m \sum_{k=j+1}^m \beta_{ijk}\alpha_i\alpha_j\alpha_k + ... + \beta_{12...m}\alpha_1\alpha_2...\alpha_m. \qquad (10)$$

При этом коэффициенты $\beta_i,...,\beta_{ij},...\beta_{ijk},...,\beta_{12..m}$ одночленов в выражении (10) принимают конкретные значения для рассматриваемой СФЦ при однородном или неоднородном описании структуры многорежимной БС МКА. Учитывая данные обстоятельства, интегральные выражения (6)–(9) можно записать следующим образом:

$$J_{pp} = m \cdot \int_0^{1/m} F_*(\vec{\chi}(\alpha))d\alpha = m \cdot \int_0^{1/m} (\beta_0 + \sum_{i=1}^{m} \beta_i \alpha + \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij} \alpha^2 + ... + \beta_{12...m} \alpha^m)d\alpha =$$

$$= \frac{\beta_0}{m^0 \cdot 1} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \beta_i}{m \cdot 2} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij}}{m^2 \cdot 3} + ... + \frac{\beta_{12...m}}{m^m \cdot (m+1)}; \quad (11)$$

$$J_{cp} = \int_0^1 F_*(\vec{\chi}(\alpha))d\alpha = \int_0^1 (\beta_0 + \sum_{i=1}^{m} \beta_i \alpha + \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij} \alpha^2 + ... + \beta_{12...m} \alpha^m)d\alpha =$$

$$= \frac{\beta_0}{1} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \beta_i}{2} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij}}{3} + ... + \frac{\beta_{12...m}}{(m+1)}; \quad (12)$$

$$J_{pn} = m! \cdot \iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m \le 1 \\ 0 \le \alpha_i \le 1, i=1,...,m}} F_*(\vec{\chi}_p(\alpha_1, ..., \alpha_m))d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m =$$

$$= m! \cdot \iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m \le 1 \\ 0 \le \alpha_i \le 1, i=1,...,m}} (\beta_0 + \sum_{i=1}^{m} \beta_i \alpha_i + \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij} \alpha_i \alpha_j + ... + \beta_{12...m} \alpha_1 \alpha_2 ... \alpha_m)d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m =$$

$$= \frac{\beta_0}{1} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \beta_i}{m+1} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij}}{(m+1) \cdot (m+2)} + ... + \frac{\beta_{12...m}}{(m+1) \cdot (m+2) \cdot ... \cdot (m+m)}; \quad (13)$$

$$J_{cn} = \int_0^1 \int_0^1 ... \int_0^1 F_*(\vec{\chi}(\alpha_1, ..., \alpha_m))d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m =$$

$$= \int_0^1 \int_0^1 ... \int_0^1 (\beta_0 + \sum_{i=1}^{m} \beta_i \alpha_i + \sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij} \alpha_i \alpha_j + ... + \beta_{12...m} \alpha_1 \alpha_2 ... \alpha_m)d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m =$$

$$= \frac{\beta_0}{2^0} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \beta_i}{2^1} + \frac{\sum_{i=1}^{m} \sum_{j=i+1}^{m} \beta_{ij}}{2^2} + ... + \frac{\beta_{12...m}}{2^m}. \quad (14)$$

Полученные формулы (11), (12) и (14) не вызывают вопросов. Дадим пояснение результату, полученному в формуле (13). Значение интеграла от любого одночлена, состоящего из $k \le m$ различных переменных и входящего в многочлен (8), есть величина постоянная, равная

$$m! \cdot \iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m \le 1 \\ 0 \le \alpha_i \le 1, i=1,...,m}} \alpha_{i_1} \cdot \alpha_{i_2} \cdot ... \cdot \alpha_{i_k} d\alpha_1 d\alpha_2 ... d\alpha_m =$$

$$= m! \cdot \int_0^1 \alpha_1 d\alpha_1 \int_0^{1-\alpha_1} \alpha_2 d\alpha_2 ... \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{k-1}} \alpha_k d\alpha_k \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_k} d\alpha_{k+1} ... \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-1}} d\alpha_m.$$

Проинтегрировав данный одночлен по переменным $\alpha_{k+1}, \alpha_{k+2}, ..., \alpha_m$, получим следующее выражение:

$$\frac{m!}{1 \cdot 2 \cdot ... \cdot (m-k)} \cdot \int_0^1 \alpha_1 d\alpha_1 \int_0^{1-\alpha_1} \alpha_2 d\alpha_2 ... \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{k-1}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_k)^{m-k} \cdot \alpha_k d\alpha_k.$$

Последний интеграл данного выражения равен

$$\int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-\ldots-\alpha_{k-1}} (1-\alpha_1-\alpha_2-\ldots-\alpha_k)^{m-k}\cdot\alpha_k d\alpha_k = \frac{(1-\alpha_1-\alpha_2-\ldots-\alpha_{k-1})^{m-k+2}}{(m-k+1)\cdot(m-k+2)}.$$

Следовательно,

$$m!\cdot \iiint\limits_{\substack{\alpha_1+\ldots+\alpha_m\le 1\\ 0\le\alpha_i\le 1, i=1,\ldots,m}} \alpha_{i_1}\cdot\alpha_{i_2}\cdot\ldots\cdot\alpha_{i_k} d\alpha_1 d\alpha_2\ldots d\alpha_m =$$

$$= \frac{m!}{m!\cdot(m+1)\cdot(m+2)\cdot\ldots\cdot(m+k-2)}\cdot\int_0^1 (1-\alpha_1)^{m+k-2}\cdot\alpha_1 d\alpha_1 = \frac{1}{(m+1)\cdot(m+2)\cdot\ldots\cdot(m+k)}.$$

Таким образом, для вычисления значений интегралов в формулах (11)–(14) необходимо определить коэффициенты $\beta_i,\ldots,\beta_{ij},\ldots\beta_{ijk},\ldots,\beta_{12..m}$ полинома (10). Следует отметить, что указанный подход можно использовать и для случая, когда известны ФЭ, включенные в рабочую конфигурацию БС МКА, а также их ВБР, т. е. в условиях неизвестной циклограммы задействования режимов функционирования приведенные показатели (11)–(14) можно применять для оценивания показателей надежности предлагаемых конфигураций БС МКА. Однако в качестве подынтегральной функции следует использовать как ВП $\Re_p(P_1,\ldots,P_n,\alpha_1,\ldots,\alpha_m)$ реализации режимов функционирования БС МКА, представляющих ГНС, так и ВП $\Re_c(P_1,\ldots,P_n,\alpha_1,\ldots,\alpha_m)$ реализации режимов функционирования БС МКА, не являющихся ГНС, а в качестве $P_1,\ldots,P_n$ использовать известные ВБР ФЭ рабочей конфигурации БС.

Тогда, подставив ВБР $P_1,\ldots,P_n$ ФЭ конфигурации в полином $\Re_{p(c)}(P_1,\ldots,P_n,\alpha_1,\ldots,\alpha_m)$, фрагмент которого для одной из БС МКА приведен в табл. 1 ($n=10$, $m=4$, $P_{11}=\alpha_1$, $P_{12}=\alpha_2$, $P_{13}=\alpha_3$, $P_{14}=\alpha_4$), можно вычислить вектор коэффициентов при многочленах, зависящих от α_1, α_2, α_3, α_4. Далее, зная этот вектор и матрицу перевода многочленов, зависящих от α_1, α_2, α_3, α_4, в искомый полином (10) (табл. 2), можно рассчитать его коэффициенты $\beta_i,\ldots,\beta_{ij},\ldots\beta_{ijk},\ldots,\beta_{12..m}$, умножив вектор коэффициентов на матрицу.

Таблица 1

Фрагмент ВП $\Re_{p(c)}(P_1,\ldots,P_n,\alpha_1,\ldots,\alpha_m)$

P1 P4 P5 Q6 Q7 P8 Q9 P10 Q11 P12 P13 P14 +	P1 P4 P5 Q6 Q7 P8 Q9 P10 (1-α1) α2 α3 α4 +
+ P2 P3 P4 P5 Q6 Q7 P8 Q9 P10 P12 P13 P14 +	+ P2 P3 P4 P5 Q6 Q7 P8 Q9 P10 α2 α3 α4 +
+ P1 P4 P6 Q7 P8 Q9 P10 Q11 P12 P13 P14 +	+ P1 P4 P6 Q7 P8 Q9 P10 (1-α1) α2 α3 α4 +
…	…
- P1 P2 P3 P4 P9 Q11 Q12 Q13 P14 -	- P1 P2 P3 P4 P9 (1-α1) (1-α2) (1-α3) α4 -
- P1 P2 P3 P4 P7 Q11 Q12 P13 Q14 -	- P1 P2 P3 P4 P7 (1-α1) (1-α2) (1-α3) α4 -
…	…
- P1 P2 P3 P4 P5 Q6 Q7 P8 P9 Q11 P12 P13 P14 -	- P1 P2 P3 P4 P5 Q6 Q7 P8 P9 (1-α1) α2 α3 α4 -
- P1 P2 P3 P4 P6 Q7 P8 Q9 P10 Q11 P12 P13 P14 -	- P1 P2 P3 P4 P6 Q7 P8 Q9 P10 (1-α1) α2 α3 α4 -
- P1 P2 P3 P4 P5 Q6 Q7 P8 Q9 P10 Q11 P12 P13 P14	- P1 P2 P3 P4 P5 Q6 Q7 P8 Q9 P10 (1-α1) α2 α3 α4

Таблица 2

Матрица перевода многочленов, зависящих от $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$, в искомый полином (10)

Коэффициенты искомого полинома	α0	α1	α2	α3	α4	α1α2	α1α3	α1α4	α2α3	α2α4	α3α4	α1α2α3	α1α2α4	α1α3α4	α2α3α4	α1α2α3α4
(1-α1)* *α2α3α4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	-1
α2α3α4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0
(1-α1)* *α2α3α4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	-1
								.	.	.						
(1-α1)(1-α2)* *(1-α3) α4	0	0	0	0	1	0	0	-1	0	-1	-1	0	1	1	1	-1
(1-α1)(1-α2)* *(1-α3) α4	0	0	0	0	1	0	0	-1	0	-1	-1	0	1	1	1	-1
								.	.	.						
(1-α1)* *α2α3α4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	-1
(1-α1)* *α2α3α4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	-1
(1-α1)* *α2α3α4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	-1
	1	-0,112	-0,136	-0,086	-0,092	0,112	0,048	0,048	0,049	0,049	0,047	-0,048	-0,048	-0,045	-0,045	0,045
	β0	β1	β2	β3	β4	β12	β13	β14	β23	β24	β34	β123	β124	β134	β234	β1234

ПРИМЕР ОЦЕНИВАНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ РАБОЧЕЙ КОНФИГУРАЦИИ БС МКА

В качестве примера для демонстрации вычислительного эксперимента по оцениванию значений показателей надежности рабочей конфигурации БС МКА в условиях неизвестной циклограммы задействования режимов функционирования рассмотрим одну из наиболее важных – систему управления движением и навигацией (СУДН). СФЦ работы чувствительных элементов СУДН приведена на рис. 2 [10].

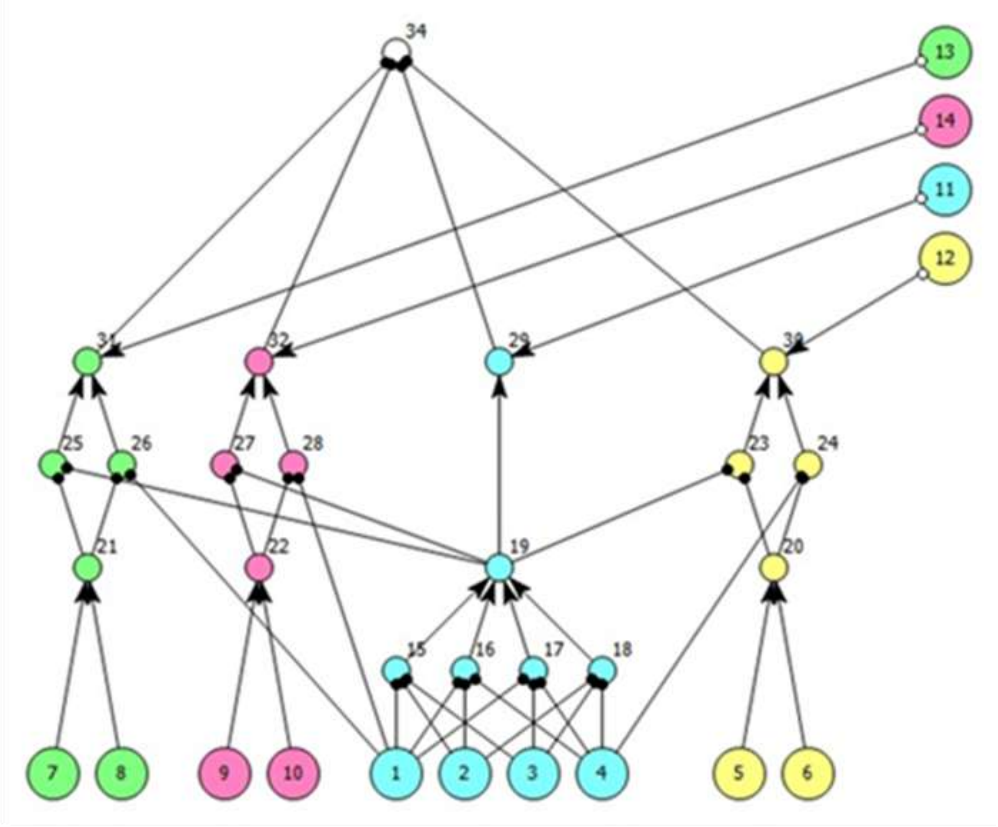


Рис. 2. СФЦ чувствительных ФЭ СУДН МКА

Здесь функциональные вершины 1, 2, 3 и 4 отражают работоспособность соответственно одноосных измерителей угловой скорости (ОИУС1, ОИУС2, ОИУС3 и ОИУС4); 5, 6 – работоспособность оптических солнечных датчиков (ОСД1, ОСД2); 7, 8 – работоспособность приборов ориентации по Земле (ПО31, ПО32); 9, 10 – работоспособность звездных датчиков (ЗД1, ЗД2); 11 – потребность в режиме ориентации для сброса кинетического момента (СКМ); 12 – потребность в режиме солнечной ориентации (СО); 13 – потребность в режиме для выдачи корректирующего импульса (ВКИ); 14 – потребность в режиме выполнения целевой ориентации (ЦО) (работа по целевому назначению). Остальные вершины являются фиктивными и используются для описания логических взаимосвязей ФЭ СУДН при реализации режимов ориентации.

В самом общем случае таких режимов может быть m. Обозначим вариант конфигурации БС через $\vec{x} = (x_1, x_2, ..., x_n)^T$, где $x_i \in \{0,1\}, i = 1,2,...,n$, причем $x_i = 1$, если ФЭ включен в рабочую конфигурацию, а $x_i = 0$ – в противном случае. Не сложно увидеть (см. рис. 1), что, если $P_1 = P_2 = ... = P_n = 1$ и $x_1 = x_2 = ... = x_n = 1$, то $\Re_{p(c)}(P_1, ..., P_n, \alpha_1, ..., \alpha_m) = 1$ и, соответственно, $J_{pp}(\vec{x}) = J_{cp}(\vec{x}) = J_{pn}(\vec{x}) = J_{cn}(\vec{x}) = 1$.

Однако, если $P_1 = P_2 = ... = P_n = 0$, то ВП для структуры, подобной структуре на рис. 2, будут иметь вид:

$$\Re_p(P_1,...,P_n,\alpha_1,...,\alpha_m) = 1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_m;$$

$$\Re_c(P_1,...,P_n,\alpha_1,...,\alpha_m) = (1-\alpha_1)\cdot(1-\alpha_2)\cdot...\cdot(1-\alpha_m)..$$

Следовательно, для режимов ориентации, представляющих ГНС,

$$\Re_p(P_1,...,P_n,\alpha_1,...,\alpha_m) = 0, \text{ если } \alpha_1 = \alpha_2 = ... = \alpha_m = \frac{1}{m},$$

а для режимов ориентации, не являющихся ГНС,

$$\Re_c(P_1,...,P_n,\alpha_1,...,\alpha_m) = 0, \text{ если } \alpha_1 = \alpha_2 = ... = \alpha_m = 1,$$

и только в описанной ситуации

$$J_{pp}(\vec{x}) = J_{cp}(\vec{x}) = J_{pn}(\vec{x}) = J_{cn}(\vec{x}) = 0.$$

Найдем нижние оценки рассматриваемых показателей в случае неизвестной циклограммы задействования режимов ориентации. Так, если режимы не являются ГНС и интенсивности их задействования одинаковы (равноценные режимы), то минимальная оценка

$$J_{cp}^{\min} = \int_0^1 (1-\alpha)^m d\alpha = \frac{1}{m+1}.$$

Если же режимы не являются ГНС и интенсивности их задействования различные (неравноценные режимы), то минимальная оценка

$$J_{cn}^{\min} = \int_0^1\int_0^1...\int_0^1 (1-\alpha_1)\cdot(1-\alpha_2)\cdot...\cdot(1-\alpha_m)d\alpha_1 d\alpha_2...d\alpha_m = \frac{1}{2^m}.$$

В случае, когда режимы являются ГНС и интенсивности их задействования одинаковы (равноценные режимы), то минимальная оценка

$$J_{pp}^{\min} = m\cdot\int_0^{\frac{1}{m}} (1-m\cdot\alpha)d\alpha = m\cdot(\alpha - \frac{m\cdot\alpha^2}{2})\Big|_0^{\frac{1}{m}} = \frac{1}{2}.$$

Когда же режимы являются ГНС и интенсивности их задействования различные (неравноценные режимы), то минимальная оценка составит

$$J_{pn}^{\min} = m!\cdot \iiint\limits_{\substack{\alpha_1+...+\alpha_m\le 1\\ 0\le\alpha_i\le 1, i=1,...,m}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_m)\,d\alpha_1 d\alpha_2...d\alpha_m =$$

$$= m!\cdot\int_0^1 \alpha_1 d\alpha_1 \int_0^{1-\alpha_1} \alpha_2 d\alpha_2 ... \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-1}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-1}-\alpha_m)\,d\alpha_m =$$

$$= m!\cdot\frac{1}{2}\int_0^1 \alpha_1 d\alpha_1 \int_0^{1-\alpha_1} \alpha_2 d\alpha_2 ... \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-2}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-1})^2\,d\alpha_{m-1} =$$

$$= m!\cdot\frac{1}{2}\cdot\frac{1}{3}\int_0^1 \alpha_1 d\alpha_1 \int_0^{1-\alpha_1} \alpha_2 d\alpha_2 ... \int_0^{1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-3}} (1-\alpha_1-\alpha_2-...-\alpha_{m-2})^2\,d\alpha_{m-2} = ... =$$

$$= m!\cdot\frac{1}{2}\cdot\frac{1}{3}\cdot...\cdot\frac{1}{m}\cdot\int_0^1 (1-\alpha_1)^m d\alpha_1 = \frac{1}{m+1}.$$

Таким образом, значения рассматриваемых интегральных показателей надежности реализации m режимов ориентации в случае неизвестной циклограммы их задействования для произвольного варианта конфигурации $\vec{x} = (x_1, x_2, ..., x_n)^T$ БС МКА будут находиться в интервалах:

$$\frac{1}{2} \le J_{pp}(\vec{x}) \le 1;\ \ \frac{1}{m+1} \le J_{cp}(\vec{x}) \le 1;\ \frac{1}{m+1} \le J_{pn}(\vec{x}) \le 1;\ \frac{1}{2^m} \le J_{cn}(\vec{x}) \le 1.$$

Поэтому для проведения анализа и сравнения вариантов конфигураций БС МКА требуется перевести значения всех показателей в единую универсальную шкалу измерения, например в шкалу [0,1]. Для этого можно воспользоваться формулой

$$J_*^{[0,1]}(\vec{x}) = \frac{J_*(\vec{x}) - J_*^{\min}}{1 - J_*^{\min}},\ J_*(\vec{x}) \in \{J_{pp}(\vec{x}), J_{cp}(\vec{x}), J_{pn}(\vec{x}), J_{cn}(\vec{x})\}. \qquad (15)$$

Рассмотрим один из вариантов конфигурации БС (табл. 3), СФЦ которой представлена на рис. 2.

Таблица 3

Вариант конфигурации СУД МКА

ФЭ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
P_i	0,955	0,955	0,973	0,973	0,973	0,973	0,957	0,957	0,950	0,993
x_i	1	1	1	0	0	1	1	0	1	0

Для данного варианта конфигурации СУДН МКА значения коэффициентов $\beta_i, ..., \beta_{ij}, ..., \beta_{ijk}, ..., \beta_{12..m}$, когда в качестве подынтегральной функции используется ВП $\Re_c(P_1 \cdot x_1, ..., P_n \cdot x_n, \alpha_1, ..., \alpha_m)$ реализации режимов ориентации, не являющихся ГНС, приведены в табл. 2 и на рис. 3,*а*.

1	**-0,112**	**-0,136**	**-0,086**	**-0,092**	**0,112**	**0,048**	**0,048**	**0,049**	**0,049**	**0,047**	**-0,048**	**-0,048**	**-0,045**	**-0,045**	**0,045**	**0,785**
β0	**β1**	**β2**	**β3**	**β4**	**β12**	**β13**	**β14**	**β23**	**β24**	**β34**	**β123**	**β124**	**β134**	**β234**	**β1234**	**Нижняя оценка**
		-0,427				**0,354**						**-0,187**			**0,045**	

а)

$J_{cp}(\vec{x}) =$	**0,86653632**	$J_{cn}(\vec{x}) =$	**0,85411957**
	Равноценные без ГНС		**Неравноценные без ГНС**
$J_{cp}^{[0,1]}(\vec{x}) =$	**0,833170404**	$J_{cn}^{[0,1]}(\vec{x}) =$	**0,844394203**

б)

$J_{pp}(\vec{x}) =$	**0,94650323**	$J_{pn}(\vec{x}) =$	**0,914405168**
	Равноценные с ГНС		**Неравноценные с ГНС**
$J_{pp}^{[0,1]}(\vec{x}) =$	**0,89300646**	$J_{pn}^{[0,1]}(\vec{x}) =$	**0,89300646**

в)

Рис. 3. Значения интегральных показателей надежности реализации режимов ориентации

Кроме того, на рис. 3,*а* приведены значения

$$\beta_0, \sum_{i=1}^{m}\beta_i, \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=i+1}^{m}\beta_{ij}, \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=i+1}^{m}\sum_{k=j+1}^{m}\beta_{ijk}, \beta_{1234},$$

используя которые можно вычислить значения $J_{ср}(\vec{x})$, $J_{сп}(\vec{x})$ по формулам (12), (14) и по формуле (15) перевести в шкалу [0,1] (рис. 3,*б*). Указанным способом можно вычислить значения показателей $J_{рр}^{[0,1]}(\vec{x})$, $J_{рп}^{[0,1]}(\vec{x})$ (рис. 3,*в*). С этой целью следует воспользоваться ВП $\Re_p(P_1 \cdot x_1, ..., P_n \cdot x_n, \alpha_1, ..., \alpha_m)$ реализации режимов ориентации, представляющих ГНС, и формулами (11), (13), (15). Следует отметить, что сумма всех значений коэффициентов $\beta_0, \sum_{i=1}^{m}\beta_i, \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=i+1}^{m}\beta_{ij}, \sum_{i=1}^{m}\sum_{j=i+1}^{m}\sum_{k=j+1}^{m}\beta_{ijk}, \beta_{1234}$ является нижней оценкой надежности реализации режимов ориентации (рис. 3,*а*), так как в данном случае режимы не являются ГНС и интенсивность их потребности максимальная, равная 1. Таким образом, нижняя оценка показателя надежности реализации режимов ориентации для рассматриваемого варианта конфигурации СУД МКА (см. табл. 2) составляет $J^{\text{нижняя}}(\vec{x}) = 0.785$, верхняя оценка – $J^{\text{верхняя}}(\vec{x}) = J_{рр}^{[0,1]}(\vec{x}) = J_{рп}^{[0,1]}(\vec{x}) = 0.893$, значения показателей $J_{ср}^{[0,1]}(\vec{x}) = 0.833$ и $J_{сп}^{[0,1]}(\vec{x}) = 0.844$ лежат между нижней и верхней оценками.

Для сравнения вариантов конфигурации СУДН МКА введем обобщенное описание количественных показателей надежности реализации режимов ориентации в виде нечеткого трапециевидного числа, заданного параметрами $A(\vec{x}) = (a_1(\vec{x}), a_2(\vec{x}), a_3(\vec{x}), a_4(\vec{x}))$ с носителем $SuppA(\vec{x}) = [a_1(\vec{x}), a_4(\vec{x})]$ и модой $[a_2(\vec{x}), a_3(\vec{x})]$, функция принадлежности которого задается следующим образом (16):

$$\mu_{A(\vec{x})}(a) = \begin{cases} \dfrac{a - a_1(\vec{x})}{a_2(\vec{x}) - a_1(\vec{x})}, \text{ если } a_1(\vec{x}) \le a \le a_2(\vec{x}); \\ 1, \text{ если } a_2(\vec{x}) \le a \le a_3(\vec{x}); \\ \dfrac{a_4(\vec{x}) - a}{a_4(\vec{x}) - a_3(\vec{x})}, \text{ если } a_3(\vec{x}) \le a \le a_4(\vec{x}); \\ 0, \text{ в остальных случаях.} \end{cases} \quad (16)$$

В качестве параметров нечеткого числа $A(\vec{x}) = (a_1(\vec{x}), a_2(\vec{x}), a_3(\vec{x}), a_4(\vec{x}))$ будем использовать $a_1(\vec{x}) = J^{\text{нижняя}}(\vec{x})$, $a_4(\vec{x}) = J^{\text{верхняя}}(\vec{x})$, $a_2(\vec{x}) = J_{ср}^{[0,1]}(\vec{x})$, $a_3(\vec{x}) = J_{сп}^{[0,1]}(\vec{x})$.

Для вычисления обобщенной оценки показателя надежности варианта конфигурации СУДН МКА целесообразно применить центр тяжести (центроид) [10, 12] полученного трапециевидного числа по формуле

$$J^{\text{обобщ}}(\vec{x}) = \frac{(a_3(\vec{x}) - a_1(\vec{x}))^2 + (a_4(\vec{x}) - a_1(\vec{x}))(a_4(\vec{x}) - a_3(\vec{x})) - \frac{1}{3}(a_2(\vec{x}) - a_1(\vec{x}))^2 - \frac{2}{3}(a_4(\vec{x}) - a_3(\vec{x}))^2}{a_3(\vec{x}) - a_2(\vec{x}) + a_4(\vec{x}) - a_1(\vec{x})} + a_1(\vec{x}). \quad (17)$$

В этом случае обобщенная оценка показателя надежности варианта конфигурации СУДН МКА составит $J^{\text{обобщ}}(\vec{x}) = 0.839$.

Используя предложенный подход, оценим несколько вариантов конфигураций СУДН МКА. Результаты вычислений приведены в табл. 4.

Таблица 4

Варианты конфигураций СУДН МКА

Вариант (номера ФЭ)	Нижняя оценка	$J_{ср}^{[0,1]}(\vec{x})$	$J_{сп}^{[0,1]}(\vec{x})$	Верхняя оценка	Обобщенная оценка
1-7	0	0,057	0,061	0,228	**0,096**
1-4-7-8	0	0,059	0,064	0,238	**0,099**
1-2-3-4	0	0,062	0,066	0,248	**0,104**
1-2-3-4-7-8	0	0,165	0,198	0,497	**0,225**
1-2-3-7-8-9	0	0,334	0,415	0,687	**0,355**

Анализируя полученные результаты, можно сделать следующий вывод. Применение только показателя $J^{\text{нижняя}}(\vec{x})$, который, как правило, используют в теории надежности для оценивания показателя надежности реализации всех режимов функционирования БС с максимальной интенсивностью их задействования, не позволяет различить варианты конфигураций, т. е. он является не чувствительным. Однако все показатели, предложенные в статье, позволяют различать варианты конфигураций и реагируют на изменения в предлагаемых решениях, что делает выбор решений обоснованным. Кроме того, фаззификация нечеткого числа является своего рода сверткой показателей и разрешает критериальную неопределенность при выборе рациональных вариантов конфигураций БС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Как правило, БС МКА являются многорежимными сложными объектами. Учет интенсивности реализации и характера взаимодействия режимов функционирования при составлении СФЦ БС МКА выявил тот факт, что функциональная структура БС обладает свойством немонотонности. Это, в свою очередь, потребовало оценить пессимистические, оптимистические и промежуточные значения интегральных показателей надежности немонотонных многорежимных объектов, которые были бы чувствительны к изменениям исходных параметров вариантов конфигураций БС и обеспечивали бы обоснованное принятие решений при реконфигурации БС МКА, а также требовали бы небольшой объем памяти и времени вычисления их значений в БВС. Предложенные интегральные показатели надежности реализации режимов функционирования в случае неизвестной циклограммы их задействования для произвольного варианта конфигурации БС МКА удовлетворяют указанным требованиям.

Список использованных источников

1. Основные проектные характеристики малых космических аппаратов научного и прикладного назначений на базе унифицированной платформы «АИСТ-2» / А. Н. Кирилин [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2020. – № 4(31). – С. 5–20.

2. *Гобчанский О. П.* Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов // СТА. – 2001. – № 4. – С. 76–79.

3. *Шипов М. Г.* Гашение угловых скоростей КА «Аист-2Д» с использованием системы сброса кинетического момента // Вестник самарского университета. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2019. – № 2, т. 18. – С. 121–127.

4. *Шипов М. Г., Стеклова А. А., Давыдов А. А.* Приведение космического аппарата в солнечную ориентацию по измерениям одноосного датчика угловой скорости // Вестник Самарского университета. Авиационная и ракетно-космическая техника. – 2020. – № 1, т. 19. – С. 96–105.

5. *Журавлев И. М.* Система электропитания малого космического аппарата на основе высокоэффективного резервированного преобразователя : дис. … канд. техн. наук. – Железногорск, 2024. – 137 с.

6. *Кауров И. В.* Методика проектирования системы обеспечения теплового режима малых космических аппаратов и ее верификация на базе опытно-эксплуатационной отработки : дис. … канд. техн. наук. – Самара, 2022. – 139 с.

7. Моделирование и анализ структурно-функциональной надежности сложных многорежимных объектов / Е. Н. Алешин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 186–194.

8. Применение общего логико-вероятностного метода для анализа технических, военных организационно-функциональных систем и вооруженного противоборства : моногр. / В. И. Поленин [и др.]; под ред. А. С. Можаева. – СПб. : СПб – региональное отделение РАЕН, 2011. – 416 с.

9. Проектирование надежных спутников связи / В. Г. Афанасьев [и др.]; под ред. академика М. Ф. Решетнева. – Томск : РАСКО, 1993. – 221 с.

10. Метод структурно-параметрического синтеза конфигураций многорежимного объекта / А. Н. Павлов [и др.] // Информатика и автоматизация. – 2022. – № 4(21). – С. 812–845.

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

12. *Гашков С. Б.* Центры тяжести и геометрия. – М. : МЦНМО, 2015. – 64 с.

И. С. Абрамов[1];
А. И. Лоскутов[2],
доктор технических наук, профессор;
В. Г. Перле[3];
А. В. Селифанов[4]
[1-3] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[4] 8 Управление ГШ ВС РФ, г. Москва.

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ВЫСОКИМ УРОВНЕМ УНИФИКАЦИИ НА ОСНОВЕ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ НЕЧЕТКОЙ СТРУКТУРЫ ЛОГИЧЕСКОГО ВЫВОДА

Представлены аналитические выражения нечеткого вывода Мамдами при оценивании качества (характеристик) элементов проектируемой радиоэлектронной аппаратуры специального назначения (РЭА СН). Предлагается методика оценивания характеристик элементов аппаратуры с высоким уровнем унификации на основе иерархической многоуровневой структуры. Сформировано признаковое пространство анализируемых показателей выбираемых элементов трехуровневой системы оценивания.

Ключевые слова: радиоэлектронная аппаратура, проектирование, унификация, нечеткая логика.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время при создании радиоэлектронной аппаратуры специального назначения (например, системы защиты информации) подбор при проектировании готовых схемотехнических решений составных частей осуществляется, в основном, эвристически разработчиками данных систем. Однако такой способ не всегда позволяет получить хорошие показатели унификации аппаратуры. Это связано, во-первых, со слабой формализацией процессов оценивания характеристик элементов в совокупности, во-вторых, значения оцениваемых показателей характеризуются, как правило, нечеткостью вследствие получения суммарных характеристик при взаимодействии и большого разнообразия составных частей. Поэтому, возникает задача предельно возможного адекватного оценивания качеств (характеристик) элементов на основе повышения полноты показателей и учета их предельно возможного числа. Максимально эффективное решение данной задачи возможно на основе методики, в основу которой заложены математический аппарат нечеткой логики, многоуровневость и иерархичность предельно возможных оцениваемых показателей, детальный формализованный учет взаимосвязей подбираемых элементов разрабатываемой аппаратуры. В дальнейшем результаты оценивания выступают исходными данными для решения задачи оптимального их распределения в соответствии с требуемыми массогабаритными характеристиками аппаратуры.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ПОДХОДОВ К ОЦЕНИВАНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ПРОЕКТИРУЕМОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Следует отметить, что оценивание характеристик элементов проектируемой радиоэлектронной аппаратуры является важной составляющей процесса компоновки, связанной с ее унификацией, и направлено на определение уровня эффективности выполнения целевых за-

дач в соответствии с требованиями назначения технического задания [1, 2]. Главная задача, решаемая при оценивании – определение соответствия качеств (характеристик) элементов поставленным целям на различных уровнях проектируемой системы. Однако, как было отмечено ранее, принятие решения при оценивании подбираемых элементов сопряжено с серьезными трудностями, такими как нечеткость данных, размытость критериев, субъективность, обусловленная субъективными и объективными факторами.

Можно выделить ряд математических теорий, предназначенных для формализации неопределенной информации [3–7]. К ним относятся:

1) многозначная логика;
2) теория вероятностей;
3) теория ошибок (интервальные модели);
4) теория интервальных средних;
5) теория субъективных вероятностей;
6) теория нечетких множеств;
7) теория нечетких мер и интегралов.

Результаты сравнения математических теорий, с точки зрения их применимости для решения рассматриваемой задачи распределения элементов, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнительный анализ математических подходов

№	Характеристика	Подходы к учету факторов неопределенности						
		1	2	3	4	5	6	7
1.	Учет физической числовой неопределенности	–	+	+	+	+	+	+
2.	Учет физической нечисловой (событий) неопределенности	+	+	–	+	+	+	+
3.	Учет нечисловой лингвистической неопределенности	+	–	–	–	+	+	+
4.	Отсутствие требования жесткого задания полного перечня событий	+	–	+	+	–	+	+
5.	Возможность эффективного учета взаимовлияния неопределенности при обработке	+	–	–	–	–	–	+
6.	Единый подход к представлению точных, неопределенных, неполных, нечетких значений атрибутов	–	–	–	–	–	–	+
7.	Возможность реализации алгоритмов обработки информации	+	+	+	+	+	+	+
8.	Возможность работы с неопределенной информацией, основанной на малых статистических выборках	+	–	+	+	–	+	+

Анализ таблицы показывает, что одной из наиболее эффективных математических теорий, направленных на формализацию и обработку неопределенной информации и во многом интегрирующей известные подходы и методы, является теория нечетких мер (нечеткая логика).

Следует отметить, что реализацию иерархической многоуровневой структуры принятия решений для оценивания качеств (характеристик) элементов проектируемой специальной аппаратуры специального назначения на основе нечеткой логики можно представить в следующей последовательности [5]:

– введение базисных множеств, на которых формализуется задача;
– введение отношений базисных множеств;
– содержательное описание базисных множеств нечеткого вывода;
– образование отношений базисных множеств нечеткого вывода, отражающих в самом общем виде механизмы смены состояний системы;
– отображение множества состояний системы в виде множества выходных сигналов;
– выделение отношений многоуровневого принятия решений нечеткого вывода на основе отношений базисных множеств;
– введение на выделенных отношениях аксиоматики, позволяющей моделировать процесс оценивания.

Таким образом, можно сформулировать математическую постановку задачи по повышению полноты оценивания характеристик (качеств) элементов в нечетком базисе с учетом иерархического многоуровневого характера анализируемых показателей.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для моделирования оценивания элементов в условиях существенной неопределенности в качестве базисных множеств рассматриваются следующие:

$\mathbf{X} = \{X_{\langle n\times m\rangle} | x \in X_{\langle n\times m\rangle}\}$, $x_i \in [0,1]$, $i = \overline{1, n\times m}$ – множество нормированных значений входных сигналов на первом иерархическом уровне (m параметров n элементов);

$\mathbf{Y} = \{Y_{\langle n\times p\rangle} | y \in Y_{\langle n\times p\rangle}\}$, $y_i \in [0,1]$, $i = \overline{1, n\times p}$, – множество реализаций выходных сигналов на первом иерархическом уровне и множество входных воздействий на втором (p укрупненных показателей для n элементов);

$\mathbf{Z} = \{Z_{\langle n\times 3\rangle} | z \in Z_{\langle n\times 3\rangle}\}$, $z_i \in [0,1]$, $i = \overline{1, n\times 3}$, – множество реализаций выходных сигналов на втором иерархическом уровне и множество входных воздействий на третьем (три категории – показатели качества, характеристики элементов, показатели взаимодействия элементов – для n элементов);

$\mathbf{T} = \{T_{\langle n\rangle} | t \in T_{\langle n\rangle}\}$, $t_i \in [0,1]$, $i = \overline{1, n}$, – множество реализаций выходных сигналов на третьем иерархическом уровне (суммарный показатель для n элементов – выполнение целевых функций);

$\boldsymbol{f}: X \to Y$, $\boldsymbol{g}: Y \to Z$, $\boldsymbol{h}: Z \to T$ – отношения базисных множеств;

$\boldsymbol{\varphi}: X \to T$ – композиция (суперпозиция) отношений $\boldsymbol{h}\circ\boldsymbol{g}\circ\boldsymbol{f}$;

$\mathrm{A}^{\mathbf{1}} = \{x, \mu_A(x)\}$, $\mathrm{A}^{\mathbf{2}} = \{y, \mu_A(y)\}$, $\mathrm{A}^{\mathbf{3}} = \{z, \mu_A(z)\}$ – нечеткие множества входных воздействий трех уровней;

$\mu_A(x)$, $\mu_A(y)$, $\mu_A(z)$ – функции принадлежности (функции распределения) входных воздействий x, y, z множествам $\mathrm{A}^{\mathbf{1}}, \mathrm{A}^{\mathbf{2}}, \mathrm{A}^{\mathbf{3}}$;

$\mathrm{C}^{\mathbf{1}} = \{x, \mu_{\mathrm{C}}(x)\}$, $\mathrm{C}^{\mathbf{2}} = \{y, \mu_{\mathrm{C}}(y)\}$, $\mathrm{C}^{\mathbf{3}} = \{z, \mu_{\mathrm{C}}(z)\}$ – нечеткие множества состояний трех уровней;

$\mu_{\mathrm{C}}(x)$, $\mu_{\mathrm{C}}(y)$, $\mu_{\mathrm{C}}(z)$ – функции принадлежности (функции распределения) входных воздействий x, y, z множествам $\mathrm{C}^{\mathbf{1}}, \mathrm{C}^{\mathbf{2}}, \mathrm{C}^{\mathbf{3}}$;

$\mathrm{B}^{\mathbf{1}} = \{x, \mu_{\mathrm{B}}(x)\}$, $\mathrm{B}^{\mathbf{2}} = \{y, \mu_{\mathrm{B}}(y)\}$, $\mathrm{B}^{\mathbf{3}} = \{z, \mu_{\mathrm{B}}(z)\}$ – нечеткие множества выходных воздействий трех уровней;

$\mu_{\mathrm{B}}(x)$, $\mu_{\mathrm{B}}(y)$, $\mu_{\mathrm{B}}(z)$ – функции принадлежности (функции распределения) выходных воздействий x, y, z множествам $\mathrm{B}^{\mathbf{1}}, \mathrm{B}^{\mathbf{2}}, \mathrm{B}^{\mathbf{3}}$;

$\tilde{\boldsymbol{f}}: X \to \mathrm{A}^{\mathbf{1}} \to \mathrm{C}^{\mathbf{1}} \to \mathrm{B}^{\mathbf{1}} \to Y$, $\tilde{\boldsymbol{g}}: Y \to \mathrm{A}^{\mathbf{2}} \to \mathrm{C}^{\mathbf{2}} \to \mathrm{B}^{\mathbf{2}} \to Z$, $\tilde{\boldsymbol{h}}: Z \to \mathrm{A}^{\mathbf{3}} \to \mathrm{C}^{\mathbf{3}} \to \mathrm{B}^{\mathbf{3}} \to T$ – отношения базисных множеств нечеткого вывода;

$\tilde{\boldsymbol{\varphi}}: X \to T$ – композиция (суперпозиция) отношений нечеткого вывода $\tilde{\boldsymbol{h}} \circ \tilde{\mathbf{g}} \circ \tilde{\boldsymbol{f}}$.

В общем виде постановка задачи выглядит следующим образом. Необходимо разработать методику оценивания качеств (характеристик) элементов при проектировании РЭА СН на основе иерархической многоуровневой структуры принятия решений с помощью нечеткого вывода с целью максимизации полноты оценивания ($\Pi_{\text{оцен}}$):

$$M = \langle \mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z}, \mathbf{T}, \mathbf{A}^{\boldsymbol{i}}, \mathbf{C}^{\boldsymbol{i}}, \mathbf{B}^{\boldsymbol{i}}, \Psi, \Phi, \tilde{\boldsymbol{\varphi}} \rangle : \Pi_{\text{оцен}} = \frac{N_{\text{оц}}}{N_{\text{общ}}} \to 1. \quad (1)$$

где i – номер уровня;
Ψ – оператор нечетких переходов любого уровня, $\Psi: \boldsymbol{A} \times \boldsymbol{C} \to \boldsymbol{C}$;
Φ – оператор нечетких выходов любого уровня, $\Phi: \boldsymbol{A} \times \boldsymbol{C} \to \boldsymbol{B}$;
$N_{\text{оц}}$ – число оцениваемых показателей;
$N_{\text{общ}}$ – общее число возможных показателей.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНИВАНИЯ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВ (ХАРАКТЕРИСТИК) ЭЛЕМЕНТОВ НА ОСНОВЕ ИЕРАРХИЧЕСКОЙ МНОГОУРОВНЕВОЙ СТРУКТУРЫ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ

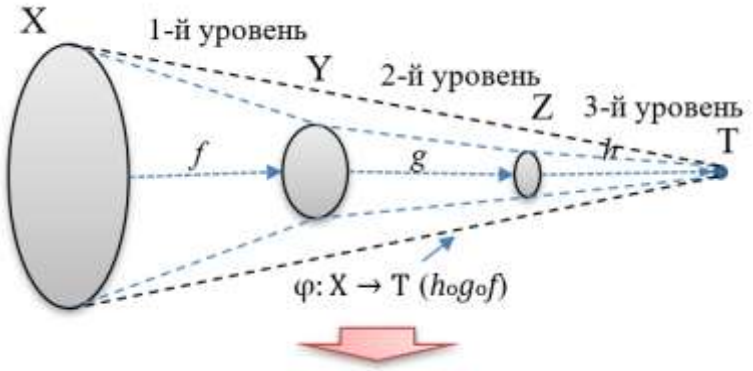
В условиях иерархической структуры показателей оценивания качеств (характеристик) элементов необходимо построить методику, которая позволяет получить адекватные оценки в относительных величинах в ситуациях, характеризуемых неточностью, неполнотой информации, неопределенностью входного вектора (характеристик элементов) вследствие большого разнообразия компонентов и вариантов их взаимодействия. Ранжирование и формирование оценок элементов осуществляется по схеме, представленной в табл. 2.

Таблица 2

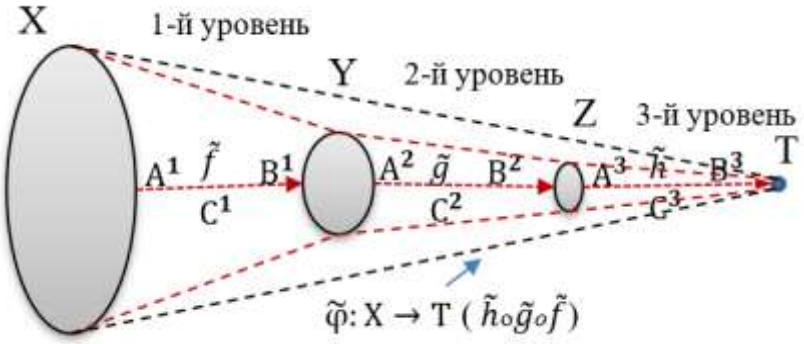
Представление суммарного показателя для каждого элемента

Ранжирование и формирование оценок	Размерность
Множество элементов (n элементов)	n
Характеристики элементов (m параметров, m = 31) $\mathbf{X}$	$n \times m$
↓ функция принадлежности $f: \mathbf{X} \to \mathbf{Y}$	
Укрупненный показатель (p показателей, p = 11) $\mathbf{Y}$	$n \times p$
↓ функция принадлежности $g: \mathbf{Y} \to \mathbf{Z}$	
Категория (три категории: показатели качества, характеристики элементов, показатели взаимодействия элементов) $\mathbf{Z}$	$n \times 3$
↓ функция принадлежности $h: \mathbf{Z} \to \mathbf{T}$	
Суммарный показатель $\mathbf{T}$ ($t_i \in [0,1], i = \overline{1,n}$)	n

Исходя из данных, представленных в табл. 2, можно получить следующую схему отношений множеств оценок каждого уровня (рис. 1,*а*): если отношения $f: \mathbf{X} \to \mathbf{Y}$, $g: \mathbf{Y} \to \mathbf{Z}$ и $h: \mathbf{Z} \to \mathbf{T}$, то отношение $\varphi: \mathbf{X} \to \mathbf{T}$ является композицией (суперпозицией) отношений $h \circ g \circ f$. Введем нечеткие отношения между множествами (рис. 1,*б*).



а)



б)

Рис. 1. Композиция (суперпозиция) множеств:
а – в общей структуре; б – при введении нечетких отношений

Содержательно нечеткий вывод на каждом уровне можно определить как упорядоченную последовательность нечетких операторов, приводящих к получению значения оцениваемого показателя. Операции вывода по нечетким правилам IF – THEN, выполняемые системой нечеткого вывода (на каждом уровне), включают:

- формирование базы правил систем нечеткого вывода;
- фаззификацию входных переменных;
- агрегирование подусловий в нечетких правилах;
- композицию подзаключений в нечетких правилах;
- аккумулирование заключений;
- дефаззификацию выходных переменных.

В настоящее время известно большое число нечетких логических выводов [3–10]. В данной работе предлагается использовать вывод Мамдани.

Нечеткий вывод Мамдани выполняется по такой базе знаний [7, 8]:

$$(x_1 = \tilde{a}_{1j}\ \Theta_j\ x_2 = \tilde{a}_{2j}\ \Theta_j\ \ldots\ \Theta_j\ x_n = \tilde{a}_{nj} \text{ с весом } w_j) \Longrightarrow y = \tilde{d}_j,\ j = \overline{1,m}, \qquad (2)$$

где $\tilde{a}_{ij}$ – нечеткий терм, которым оценивается переменная x_i в j-м правиле, $j = \overline{1,m}$;
$\tilde{d}_j$ – заключение j-го правила;
m – количество правил в базе знаний;
Θ_j – логическая операция, связывающая фрагменты антецедента j-го правила (ею может быть логическая операция И или ИЛИ);
$\Longrightarrow$ – нечеткая импликация.

База знаний Мамдани может трактоваться как разбиение пространства влияющих факторов на подобласти с размытыми границами, внутри которых функция отклика принимает нечеткое значение.

Введем следующие обозначения:

$\mu_j(x_i)$ – функция принадлежности входа $x_i \in \left[\underline{x_i}, \overline{x_i}\right]$ нечеткому терму $\tilde{a}_{ij}$, т. е.

$$\tilde{a}_{ij} = \int_{x_i \in \left[\underline{x_i}, \overline{x_i}\right]} \mu_j(x_i) / x_i;$$

$\mu_{d_j}(y)$ – функция принадлежности выхода $y \in \left[\underline{y}, \overline{y}\right]$ нечеткому терму $\tilde{d}_j$, т. е.

$$\tilde{d}_j = \int_{y \in \left[\underline{y}, \overline{y}\right]} \mu_{d_j}(y) / y.$$

Степень выполнения посылки j-го правила для текущего входного вектора $X^* = (x_1^*, x_2^*, \dots, x_n^*)$ рассчитывают следующим образом:

$$\mu_j(X^*) = w_j \left(\mu_j(x_1^*)\ \chi_j\ \mu_j(x_2^*)\ \ \chi_j \dots\ \chi_j\ \mu_j(x_n^*)\right), \qquad j = \overline{1, m}, \tag{3}$$

где χ_j означает t-норму, если в j-м правиле базы знаний используется логическая операция И (Θ_j = И), и соответствует s-норме при Θ_j = ИЛИ. В нечетком выводе Мамдани треугольные нормы обычно реализуются операциями минимума (t-норма) и максимума (s-норма).

Результат нечеткого вывода можно представить в виде

$$\tilde{y}^* = \left(\frac{\mu_1(X^*)}{\tilde{d}_1}, \frac{\mu_2(X^*)}{\tilde{d}_2}, \dots, \frac{\mu_m(X^*)}{\tilde{d}_m}\right). \tag{4}$$

Особенность этого нечеткого множества заключается в том, что его носителем является множество нечетких термов $\{\tilde{d}_1, \tilde{d}_2, \dots, \tilde{d}_m\}$. Для перехода к нечеткому множеству на носителе $\left[\underline{y}, \overline{y}\right]$ выполняются операции импликации и агрегирования.

В результате логического вывода по j-му правилу базы знаний получается такое нечеткое значение выходной переменной y:

$$\tilde{d}_j^* = \mathrm{imp}\left(\tilde{d}_j, \mu_j(X^*)\right), \ \ j = \overline{1, m}, \tag{5}$$

где imp – импликация, которая в нечетком выводе обычно реализуются операцией минимума, т. е. «срезанием» функции принадлежности $\mu_{d_j}(y)$ по уровню $\mu_j(X^*)$:

$$\tilde{d}_j^* = \int_{y \in \left[\underline{y}, \overline{y}\right]} \min\left(\mu_j(X^*), \mu_{d_j}(y)\right) / y. \tag{6}$$

Результат логического вывода по всей базе знаний находят агрегированием нечетких множеств:

$$\tilde{y}^* = \mathrm{agg}\left(\tilde{d}_1, \tilde{d}_2, \dots, \tilde{d}_m\right), \tag{7}$$

где agg – агрегирование нечетких множеств, которые обычно реализуют операцией максимума.

Четкое значение выхода y, соответствующее входному вектору X^*, определяется через дефаззификацию нечеткого множества $\tilde{y}$. Наиболее часто применяется дефаззификация по методу центра тяжести.

С учетом проведенных рассуждений изобразим схематично систему нечеткого вывода для получения значений обобщенных оценок качеств (характеристик) элементов (рис. 2).

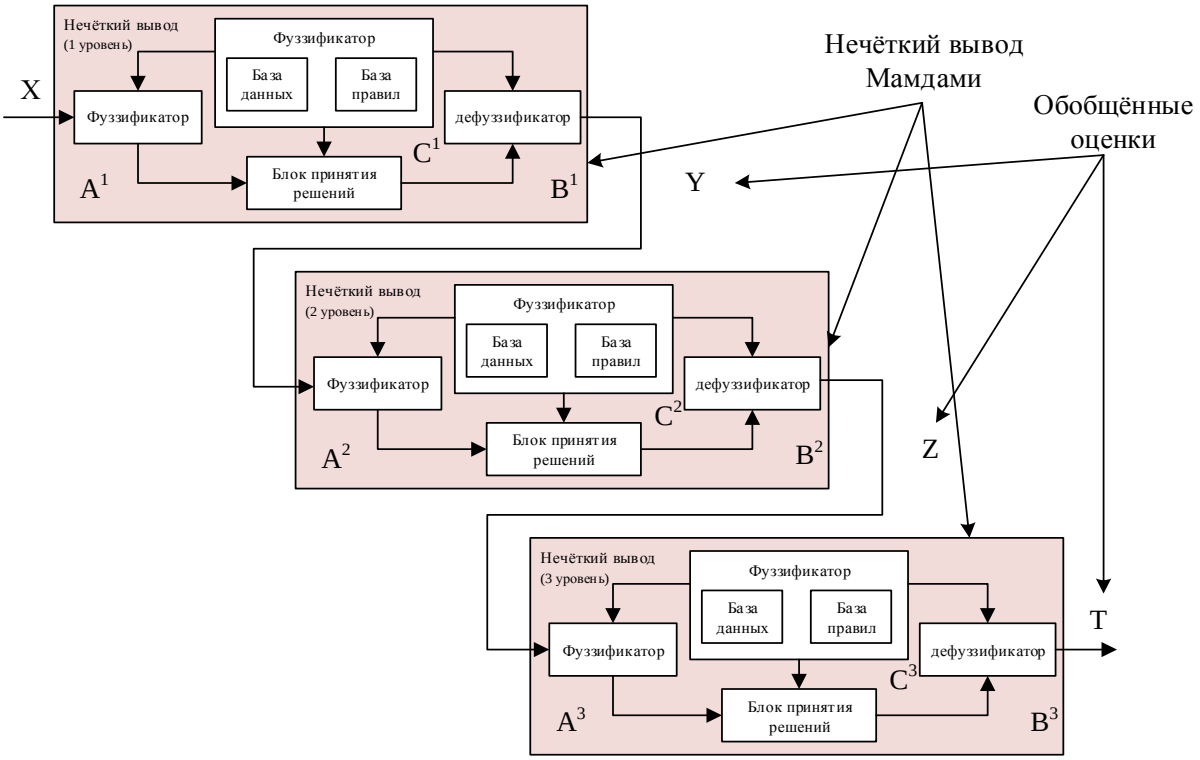


Рис. 2. Система нечеткого вывода

Следующим этапом является определение элементов входного множества X качеств (свойств) элементов, а также обобщенных показателей (оценок) – множеств Y, Z и T.

Одной из задач разрабатываемой методики является учет показателей взаимодействия элементов при их использовании в проектируемой аппаратуре с целью организации наилучшего информационного обмена при функционировании (выполнении целевой задачи). Для РЭА СН особый интерес представляет такой показатель как конфиденциальность. Данный показатель определяет защитные свойства разрабатываемой аппаратуры с точки зрения защищенного информационного обмена между компонентами, блоками, т. е. определяет выполнение специальных требований к разрабатываемой аппаратуре.

Проведенный анализ показал, что все показатели можно свести в группы Z: показатели качества, характеристики элементов, показатели взаимодействия элементов, которые определяют суммарный обобщенный показатель T.

Показатели качества включают в себя надежностные показатели, стоимость, массогабаритные характеристики, энергопотребление (составляющие множества Y $y_1 - y_4$). Характеристики элементов складываются из того, как организовано питание элемента, какова производительность и какие протоколы взаимодействия используются при передаче информации (составляющие множества Y $y_6 - y_8$). Показатели взаимодействия элементов включают помехоустойчивость, конфиденциальность и электромагнитную совместимость (ЭМС) – составляющие множества Y $y_9 - y_{11}$.

Структурная схема формирования показателей на каждом уровне с учетом декомпозиции представлена на рис. 3.

Подробный перечень показателей, представленных на рис. 3, с учетом множества X приведен в табл. 3. Исходные данные на первом иерархическом уровне получают из документации.

Важным фактором, влияющим на точность принятия решения, является формирование базы правил нечеткого вывода. Для оптимизации числа нечетких правил и повышения точности оценивания качеств (характеристик) элементов в разрабатываемой модели предлагается

ввести оценку экспертов предметной области (разработчиков), которая позволяет сузить мощность множеств нечетких правил. Это дает возможность провести дополнительную оценку элементов для получения исходных данных на первом иерархическом уровне по каждому направлению (табл. 3).

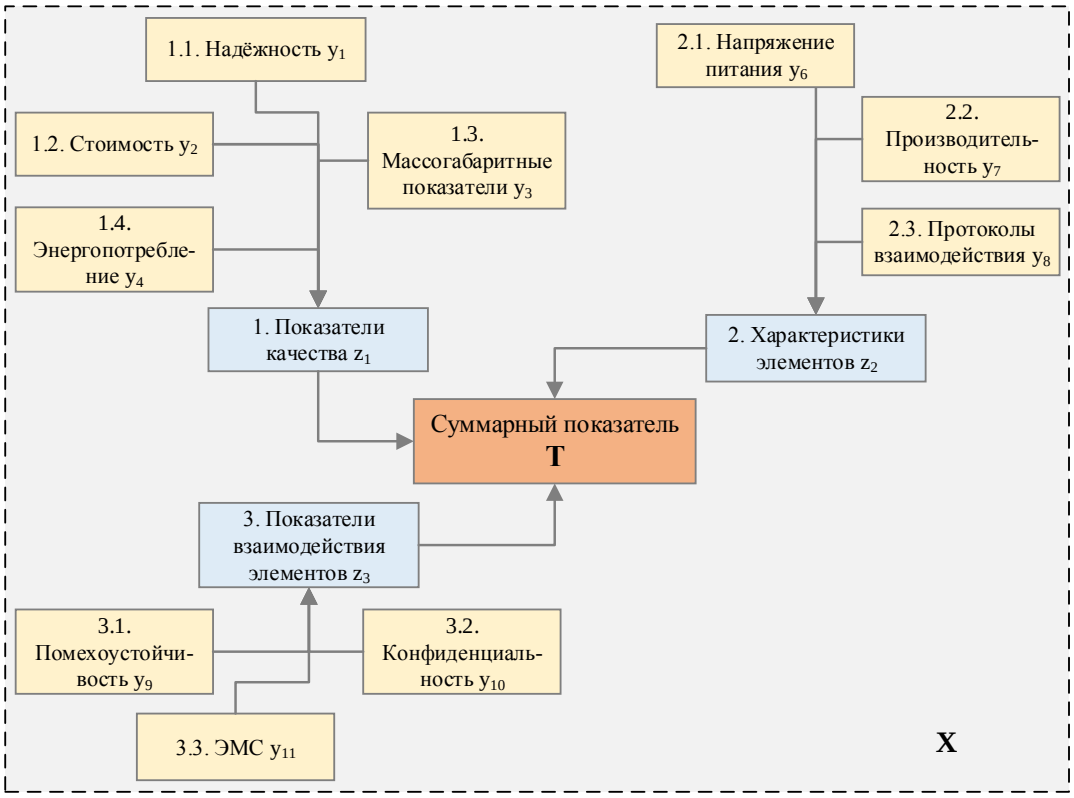


Рис. 3. Структура формирования суммарного показателя

Таблица 3

Расширенная структура формирования суммарного показателя

Категория (Z)	Укрупненный показатель (Y)	Параметр (характеристика элемента) (X)
1. Показатели качества (z_1)	1.1. Надежность (y_1)	Интенсивность отказа (x_1)
		Вероятность безотказной работы (x_2)
		Средняя наработка до отказа (x_3)
		Вероятность отказа (x_4)
	1.2. Стоимость (y_2)	Затраты на сырье и материалы (x_5)
		Расходы на энергоносители (x_6)
		Производственные расходы (x_7)
		Амортизация оборудования (x_8)
	1.3. Массогабаритные показатели (y_3)	Масса (x_9)
		Ширина (x_{10})
		Высота (x_{11})
		Глубина (x_{12})
	1.4. Энергопотребление (y_4)	Мощность (x_{13})
		Режимы работы (x_{14})

Окончание табл. 3

Категория (Z)	Укрупненный показатель (Y)	Параметр (характеристика элемента) (X)
2. Характеристики элементов (z_2)	2.1. Напряжение питания (y_6)	Напряжение (x_{15})
		Допустимое отклонение (x_{16})
		Частота (x_{17})
	2.2. Производительность (y_7)	Частота работы (x_{18})
		Быстродействие (x_{19})
		Коэффициент полезного действия (x_{205})
		Нагрузочная способность (x_{21})
		Коэффициент разветвления по выходу (x_{22})
	2.3. Протоколы взаимодействия (y_8)	Формат данных (x_{23})
		Вид (x_{24})
		Структура (x_{25})
		Особенности (x_{26})
		Безопасность (x_{27})
		Структурированность данных (x_{28})
3. Показатели взаимодействия элементов (z_3)	3.1. Помехоустойчивость (y_9)	Помехоустойчивость по входу (x_{29})
		Устойчивость к наведенным напряжениям (x_{30})
		Устойчивость к наведенным токам (x_{31})
		Устойчивость к наведенным полям (x_{32})
		Эффективность экранирования (x_{33})
	3.2. Конфиденциальность (y_{10})	Доступ (x_{34})
		Защита от НСД (x_{35})
		Уровень ПЭМИН (x_{36})
	3.3. ЭМС (y_{11})	Электромагнитная обстановка (x_{37})
		Электромагнитная помеха (x_{38})

Итак, с учетом проведенных исследований, можно представить методику оценивания характеристик элементов при проектировании радиоэлектронной аппаратуры специального назначения с высоким уровнем унификации на основе иерархической нечеткой структуры, которая включает следующие этапы:

1) анализ проблемной ситуации, связанной с проектированием радиоэлектронной аппаратуры с высоким уровнем унификации;

2) математическую постановку задачи и построение нечеткой иерархической модели с учетом выбранного правила нечеткого вывода;

3) формирование исходных данных для оценивания (определение состава и сбор данных по характеристикам выбираемых элементов);

4) обработку исходных данных с помощью нечеткой иерархической модели;

5) использование результатов обработки данных с учетом полученного значения обобщенного показателя;

6) корректировку модели или выбор других элементов.

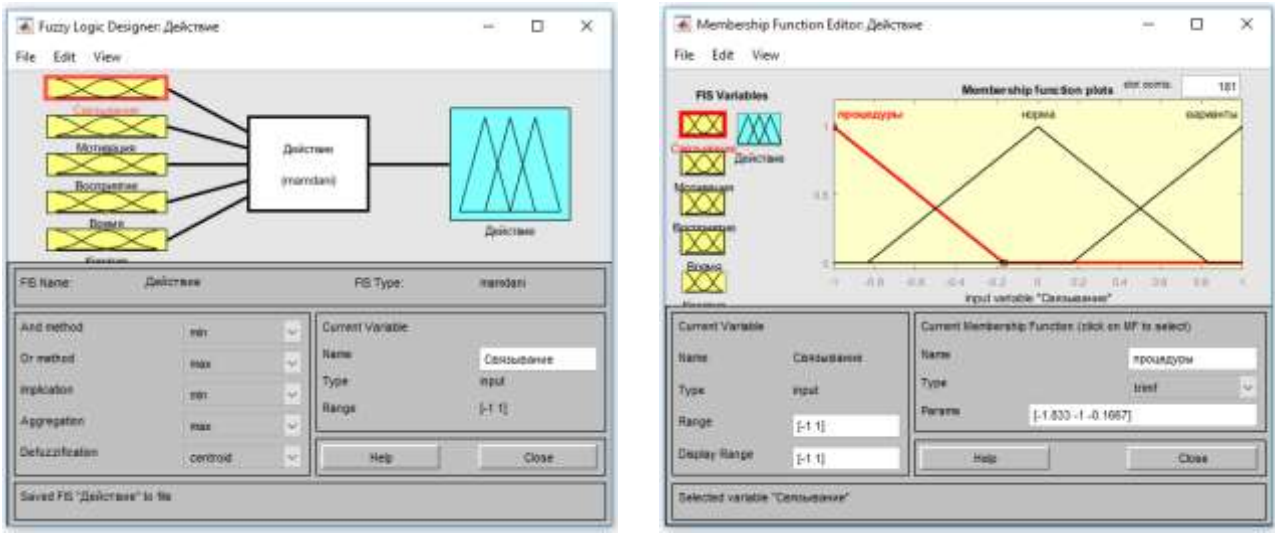
Рассмотрим пример использования разработанной методики для оценивания качеств (характеристик) элементов.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

С целью проверки степени адекватности разработанной методики оценивания качеств (характеристик) использована система нечеткого вывода *Fuzzy Logic* в MATLAB [7].

По результатам анализа общего числа элементов (семь подсистем – вычислитель, ПЗУ хранения информации, система стирания информации, входной блок, выходной блок, блок контроля и управления), а также данных из личных дел определена мощность множества нечетких правил вывода. В указанной среде сформированы правила нечеткого вывода для каждого уровня. В качестве функции принадлежности для описания отдельных термов в представленном примере выбрана треугольная функция.

С помощью редактора системы нечеткого вывода *Fussy* сформированы непосредственно нечеткий вывод и функции принадлежности (рис. 4). Фрагмент правила нечеткого вывода при пяти входных числовых переменных представлен на рис. 5.



а) б)

Рис. 4. Формирование в программной среде:
а – нечеткого вывода; б – функций принадлежности

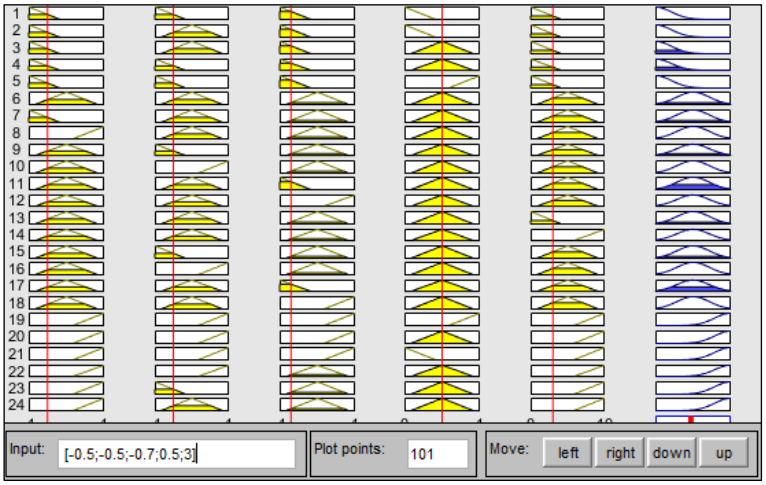


Рис. 5. Схема нечеткого логического вывода при пяти входных числовых переменных и одной выходной переменной

С помощью композиции нечетких отношений, реализованной в MATLAB, для каждого элемента получено значение суммарного показателя $t_i \in [0,1],\ i = \overline{1,n}$. В табл. 4 представлена общая схема получения суммарного показателя для итогового ранжирования элементов.

Таблица 4

Фрагмент данных по суммарным показателям элементов

Элемент	Значение параметра X	Значение укрупненного показателя Y	Общее значение по категории Z	Значение суммарного показателя T
1	$x_1 = 4{,}31$	$y_1 = 0{,}67$	$z_1 = 0{,}79$	$t_1 = 0{,}75$
	...	...	$z_2 = 0{,}84$	
	$x_{31} = 0{,}64$	$y_{11} = 0{,}77$	$z_3 = 0{,}68$	
2	$x_1 = 4{,}88$	$y_1 = 0{,}89$	$z_1 = 0{,}92$	$t_2 = 0{,}90$
	...	...	$z_2 = 0{,}87$	
	$x_{31} = 0{,}87$	$y_{11} = 0{,}91$	$z_3 = 0{,}90$	
...				
7	$x_1 = 4{,}57$	$y_1 = 0{,}75$	$z_1 = 0{,}83$	$t_{30} = 0{,}91$
	...	...	$z_2 = 0{,}76$	
	$x_{38} = 0{,}92$	$y_{11} = 0{,}91$	$z_3 = 0{,}92$	

Сравнение коэффициентов полноты оценивания для существующего и предлагаемого подходов проведем на количественном уровне. В настоящее время число оцениваемых показателей при проектировании радиоэлектронной аппаратуры специального назначения составляет, в среднем, $N_{\text{оц}} = 11$. При привлечении дополнительной информации количество параметров увеличено до $N_{\text{оц}} = 38$ (см. табл. 3, $x_1 - x_{38}$). Общее (потенциальное) число параметров с учетом результатов исследований в предметной области составляет $N_{\text{общ}} = 40$. Тогда полнота оценивания как отношение рассматриваемых параметров к общему числу определяется следующим образом:

$$\Pi_{\text{оцен1}} = \frac{11}{40} = 0{,}275.$$

$$\Pi_{\text{оцен2}} = \frac{38}{40} = 0{,}95.$$

Значения коэффициентов полноты оценивания при существующем и предлагаемом подходах представлены на рис. 6.

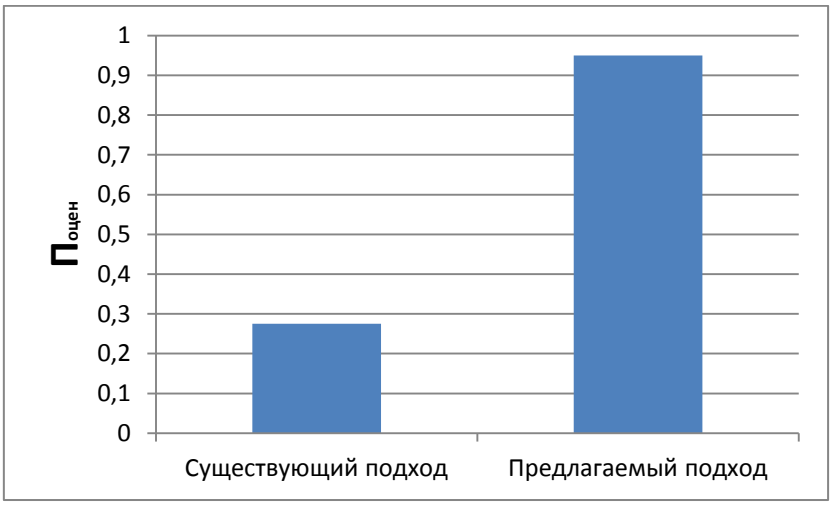


Рис. 6. График динамики полноты оценивания

Таким образом, использование системы нечеткого вывода в среде MATLAB позволяет оценить качества (характеристики) элементов для проектируемой аппаратуры и повысить полноту оценивания в 3,45 раза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика оценивания качества (характеристик) элементов для проектируемой аппаратуры позволяет подготовить исходные данные для дальнейшего решения задачи оптимального распределения элементов в аппаратуре с учетом их особенностей. Особенно ценным представляется то, что методика позволяет уточнять рейтинг с помощью корректировки функций принадлежности и смещения приоритетов в нужную сторону, например в сторону электромагнитной совместимости, что позволит добиться выполнения целевой функции всей аппаратуры и требований, указанных в тактико-техническом задании на разработку.

Список использованных источников

1. *Гаджиев Х. М., Нежведилов Т. Д.* Основы конструирования и производства РЭС : учеб. пособие. – Махачкала : ДГТУ, 2023. – 193 с.
2. *Кузнецова-Таджибаева О. М.* Основы проектирования помехозащищенной радиоэлектронной аппаратуры : моногр. – Томск : Изд-во ТУСУР, 2022. – 151 с.
3. *Бочарников В. П.* Fuzzy-технология: математические основы. Практика моделирования в экономике. – СПб. : Алетейя, 2001. – 328 с.
4. Компьютерная поддержка сложных организационно-технических систем / В. В. Борисов [и др.]. – М. : Горячая линия – Телеком, 2002. – 154 с.
5. *Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л.* Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. – М. : Горячая линия – Телеком, 2013. – 384 с.
6. *Леоненков А. В.* Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzyTECH. – СПб. : БХВ-Петербург, 2005. – 736 с.
7. *Штовба С. Д.* Проектирование нечетких систем средствами MATLAB. – М. : Горячая линия – Телеком, 2007. – 288 с.
8. *Деменков Н. П.* Нечеткое управление в технических системах. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – 200 с.
9. *McNeill F. Martin, Thro E.* Fuzzy logic: a practical approach. – Boston, San Diego, New York, London, Sydney, Tokyo, Toronto : AP Professional, 1994. – 309 p.
10. *Sivanandam S. N., Sumathi S., Deepa S. N.* Introduction to Fuzzy Logic using MATLAB. – Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007. – 441 p.

А. П. Алёшкин,
доктор технических наук, профессор;
Т. О. Мысливцев,
доктор технических наук, профессор;
Р. Г. Никитин

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ МОРСКОГО ПОТРЕБИТЕЛЯ В АРКТИЧЕСКОМ РЕГИОНЕ ПО СИГНАЛАМ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ДЛЯ ОПЕРАТИВНОЙ КОРРЕКЦИИ МОДЕЛИ ТРАССЫ РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАДИОВОЛН

Представлен вариант совместного использования навигационных систем космического и наземного базирования для местоопределения потребителей в условиях арктической зоны. Предполагается в интегрированной навигационной аппаратуре потребителя использовать высокоточные навигационные определения в системе ГЛОНАСС в качестве эталонных для формирования поправок к измерениям наземных радиотехнических систем дальней навигации методом коррекции электрических параметров модели трассы распространения радионавигационных сигналов, излучаемых наземными станциями.

Ключевые слова: радиотехническая система дальней навигации, интегрированный приемоиндикатор, электрические параметры подстилающей поверхности, кусочно-неоднородная трасса распространения радиоволн.

ВВЕДЕНИЕ

Важность освоения Арктического региона определена Указом Президента Российской Федерации «Об основах государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2035 года» [1], в котором обозначены основные национальные интересы Российской Федерации в этом регионе:

– социально-экономические, которые определяются огромными запасами полезных ископаемых и растущими потребностями в развитии важнейшей транспортной артерии нашей страны – Северного морского пути (СМП);

– военные, которые определены необходимостью адекватного реагирования на агрессивную политику Запада в интересах обеспечения безопасности России как суверенного государства.

Неотъемлемой составляющей, обеспечивающей достижение этих интересов, является развитие новых и совершенствование существующих систем координатно-временного и навигационного обеспечения потребителей. Требования потребителей к точности и доступности навигационного обеспечения в арктической зоне постоянно повышаются, это связано не только с обеспечением безопасности мореплавания, но и с выполнением силами и средствами Военно-морского флота (ВМФ) специальных задач. Основным средством навигационного обеспечения потребителей в арктической зоне является глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС) ГЛОНАСС, в качестве резерва применяются локальные радионавигационные системы наземного базирования, в состав которых входят радиотехнические системы дальней навигации (РСДН) [2]. Однако данные системы имеют ряд недостатков, не позволяющих удовлетворить в полной мере требования потребителей по точности (РСДН) и доступности (ГНСС) навигационного обеспечения. Для потребителей важно получать координатно-временную информацию непрерывно и без искажений, однако ГНСС не всегда может обес-

печить выполнение этого требования [3]. Для РСДН присущи большие погрешности определения местоположения потребителя, зависящие от меняющихся условий распространения поверхностных радиоволн.

Таким образом, целесообразно рассмотреть различные варианты совместного применения навигационных систем космического и наземного базирования, обеспечивающие возможность объединения их достоинств и парирования недостатков. При этом в случае отсутствия возможности определить местоположение по системе ГЛОНАСС предлагается использовать радионавигационные сигналы РСДН, трасса распространения которых заблаговременно откорректирована по измерениям ГНСС в условиях доступности ее навигационного поля.

ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Радиоволны длинноволнового (ДВ) диапазона, используемые в РСДН, при распространении вблизи проводящей земной поверхности (над сушей, морем и слоем льда) приобретают дополнительный фазовый набег, который зависит от проводимости и диэлектрической проницаемости подстилающей поверхности. Чем меньше проводимость и больше длина волны, тем меньше скорость распространения колебаний, что и приводит к появлению дополнительного набега фазы. Также дополнительный фазовый набег зависит от высоты точки приема сигнала. Над земной поверхностью фронт радиоволны отличается от фронта сферической волны в связи с поглощением энергии подстилающей поверхностью. По мере подъема над земной поверхностью фронт волны будет испытывать тенденцию к восстановлению, что приводит к уменьшению значения дополнительной фазы. Однако с дальнейшим ростом высоты величина дополнительной фазы начинает увеличиваться в связи с увеличением длины трассы распространения радиоволн.

В РСДН используются ненаправленные антенные системы. Напряженность электрического поля, создаваемую такой антенной в дальней зоне, можно определить при помощи следующего выражения [4]

$$E_{\text{в}} = \frac{300\sqrt{P}}{R} F(z,m,q)e^{ikz}, \qquad (1)$$

где P – излучаемая мощность;
R – расстояние от источника до точки приема вдоль поверхности;
$F(z,m,q)$ – функция ослабления (ФО) (где z, m – параметры, зависящие от протяженности радиолинии и высоты точки приема сигнала; q – параметр, учитывающий электрические свойства поверхности, над которой распространяется радиоволна).

Приведенная функция ослабления учитывает дополнительный фазовый набег и ослабление радиоволны для сферической модели земной поверхности. Модуль функции ослабления дает дополнительное (к сферической волне) ослабление амплитуды поля за счет дифракции вдоль поверхности земли, а аргумент функции ослабления $\arg(F)$ определяет дополнительный фазовый набег той же сферической волны:

$$\varphi_{\text{доп}} = \arg(F). \qquad (2)$$

Отсутствие достаточных данных об электрических параметрах земной поверхности на трассе распространения сигнала существенно ухудшает точность измерений навигационных параметров в радионавигационных системах и, следовательно, снижает точность местоопределения потребителей. Если параметры подстилающей поверхности известны заранее, то по вычисленному фазовому набегу можно вычислить ошибку измерения дальности:

$$\Delta R_{\text{расч}} = \frac{\Delta\varphi_{\text{расч}}\lambda}{2\pi}. \quad (3)$$

Функция ослабления для участка трассы рассчитывается с помощью ряда Фока [5, 6]:

$$F(z,m,q) = \sqrt{i\pi z}\sum_{s=1}^{\infty}\frac{e^{izt_s}}{t_s - q^2}\frac{W(t_s - m)}{W(t_s)}. \quad (4)$$

Здесь m – параметр, зависящий от высоты,

$$m = kh\sqrt[3]{2/ka},$$

где a – радиус Земли, м;

k – волновое число, $k = 2\pi/\lambda$;

h – высота над поверхностью Земли при приеме сигнала;

$W(t)$ – функция Эйри.

В формуле (4) использовано соотношение, которое определяет высотный множитель:

$$f(m) = \frac{W(t_s - m)}{W(t_s)}.$$

Длина волны в проводящей земной поверхности λ' будет много меньше длины волны λ в свободном пространстве $\lambda' = \lambda(60\lambda\sigma')^{-\frac{1}{2}}$. Здесь проводимость σ' входит в состав поверхностного импеданса, рассчитываемого по формуле

$$j = \frac{\sqrt{(\varepsilon' - 1) + i\dfrac{\sigma'}{\omega\varepsilon_0}}}{\varepsilon' + i\dfrac{\sigma'}{\omega\varepsilon_0}}, \quad (5)$$

где ε' – относительная диэлектрическая проницаемость поверхности;

σ' – проводимость поверхности;

ε_0 – электрическая постоянная, $\varepsilon_0 \approx 8{,}85418\cdot10^{-12}$, Ф/м.

С учетом изложенного модель трассы распространения поверхностных радиоволн, состоящей из n однородных участков, может быть представлена в виде, приведенном на рис. 1.

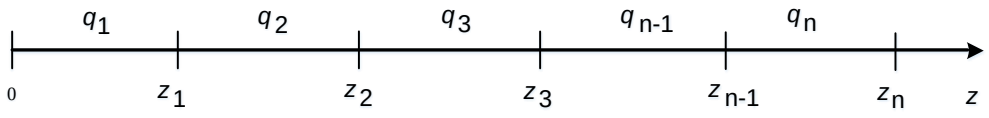


Рис. 1. Модель трассы распространения поверхностных радиоволн на отрезке из n однородных участков

При распространении радиоволны над несколькими однородными участками с разными значениями электрических параметров подстилающей поверхности для вычисления функции ослабления используется рекуррентное соотношение Фейнберга для многокусочных трасс [4, 7]:

$$F(z_n, q_1, ..., q_{n-1}, q_n) = F(z_n, q_1, ..., q_{n-1}) + \sqrt{i\pi z}(q_n - q_{n-1})\times$$
$$\times\int_{z_{n-1}}^{z_n}\frac{F(z, q_1, ..., q_{n-1})F(z_{n-1} - z, q_n)}{\sqrt{z(z_n - z)}}dz. \quad (6)$$

Функция ослабления на трассе, состоящей из двух участков, для которых на первом участке $0 \le z < z_1$, параметр, описывающий электрические свойства земной поверхности, равен q_1, а на втором участке $z_1 < z \le z_2$ – равен q_2 (рис. 2), может быть рассчитана при помощи выражения [5]

$$F(z_1, \Delta z_2, q_1, q_2) = F(z_2, q_2) + \sqrt{i\pi z_2}(q_1 - q_2)\int_{z_1}^{z_2} \frac{F(z, q_1) - F(z_2 - z, q_2)}{\sqrt{z(z_2 - z)}} dz, \quad (7)$$

где $F(z, q_1)$ – функция ослабления для первого участка;

$F(z, q_2)$ – функция ослабления для второго участка;

z – координата вдоль трассы распространения, $0 \le z \le z_1$, $z_1 \le z \le z_2$.

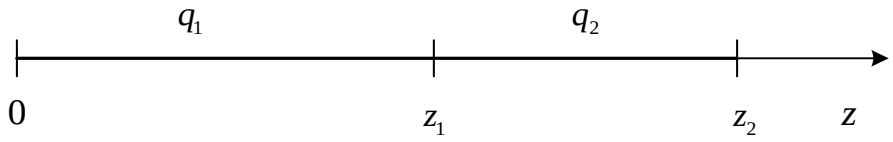


Рис. 2. Модель трассы распространения радиоволн для двух однородных участков

Значения для q_1 и q_2 вычисляются при помощи выражений:

$$q_1 = ij_1\left(\frac{ka}{2}\right)^{\frac{1}{3}}, q_2 = ij_2\left(\frac{ka}{2}\right)^{\frac{1}{3}}, \quad (8)$$

где j_1 и j_2 – значения поверхностного импеданса для первого и второго участков.

Для трасс, состоящих из бóльшего числа участков значение ФО вычисляется аналогичным образом [5, 8].

Подводя итог, представленные выражения описывают математическую модель трассы распространения поверхностных электромагнитных волн, по которой рассчитывается дополнительный фазовый набег, обусловленный изменением скорости распространения радиоволны, зависящей от электрических параметров подстилающей поверхности (проводимости σ' и диэлектрической проницаемости ε'). Значения проводимости и диэлектрической проницаемости поверхности изменяются при смене сезонов, а также зависят от резких изменений метеоусловий. В табл. 1 представлены пределы изменений и средние значения проводимости и диэлектрической проницаемости различных поверхностей [5, 9].

Таблица 1

Значения проводимости и диэлектрической проницаемости различных поверхностей

Вид поверхности	Пределы изменения		Среднее значение	
	ε'	σ', Сим/м	ε'	σ', Сим/м
Морская вода	80	1÷4,3	80	4
Пресная вода	80	10^{-3}÷$2{,}4*10^{-2}$	80	10^{-3}
Влажная почва	10÷30	$3*10^{-3}$÷$3*10^{-2}$	10	10^{-2}
Сухая почва	3÷6	$1{,}1*10^{-5}$÷$2*10^{-3}$	4	10^{-3}
Лес	–	–	–	10^{-3}
Гористая местность	–	–	–	$7{,}5*10^{-4}$

Для актуализации значений проводимости и диэлектрической проницаемости поверхностей необходимо периодически обеспечивать их уточнение [10, 11].

В настоящее время разработана интегрированная навигационная аппаратура (НАП), осуществляющая местоопределение потребителя при одновременном использовании измерений ГНСС и РСДН [12]. Данный режим функционирования аппаратуры позволяет при разработке соответствующего научно-методического аппарата и программно-алгоритмического обеспечения реализовать процедуру уточнения значений проводимости и диэлектрической проницаемости подстилающей поверхности, которая может быть выполнена при использовании принимаемых за эталонные измерения в системе ГЛОНАСС для расчета координат потребителя по обновленным параметрам модели трассы распространения поверхностных радиоволн.

Таким образом, представляется актуальной разработка таких моделей, методов и алгоритмов коррекции приближенно известных значений параметров среды распространения радионавигационных сигналов, которые с учетом эталонных измерений в системе ГЛОНАСС позволят актуализировать значения электрических параметров подстилающей поверхности при местоопределении потребителей практически в реальном масштабе времени.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЯ ПО СИГНАЛАМ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ДЛЯ ОПЕРАТИВНОЙ КОРРЕКЦИИ МОДЕЛИ ТРАССЫ РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАДИОВОЛН

Проведем общее описание математической модели применительно к вопросу местоопределения морского потребителя в Арктическом регионе, где трассу распространения радиоволн вдоль земной поверхности можно рассматривать в большинстве случаев как трассу, состоящую из двух участков «суша – море».

По известным координатам передающих станций РСДН и вычисленным координатам потребителя рассчитываются текущие дальности от потребителя до передающей станции РСДН по измерениям ГЛОНСС ($R_{\text{ГНСС}i}$) и по измерениям РСДН ($R_{\text{РСДН}i}$) и затем вычисляется ошибка измерений в РСДН:

$$\Delta R_{\text{изм}.i} = R_{\text{РСДН}i} - R_{\text{ГНСС}i}. \tag{9}$$

С учетом соотношения $\varphi = \lambda R / 2\pi$ можно выразить дополнительный фазовый набег:

$$\Delta\varphi_{\text{изм}.i} = \frac{\lambda \Delta R_{\text{изм}.i}}{2\pi}.$$

Далее рассчитывается погрешность модели трассы распространения сигналов поверхностных радиоволн, обусловленная неточным знанием значений проводимости и диэлектрической проницаемости, получаемых из имеющейся электронной карты параметров подстилающей поверхности:

$$\Delta r_i = \Delta R_{\text{расч}.i} - \Delta R_{\text{изм}.i}. \tag{10}$$

Рассматривая приведенную погрешность как невязку расчетных и измеренных значений наблюдаемых параметров, можно составить систему линейных уравнений, для решения которой при избыточном числе выполненных измерений рационально использовать метод наименьших квадратов (МНК). При этом осуществляется итерационное уточнение значений

проводимости и диэлектрической проницаемости до значений, при которых параметр Δr_i достигает условного минимума.

Иными словами, для фазовых измерений необходимо рассчитать такие значения σ' и ε', при которых

$$\Delta\varphi = \varphi_{\text{доп}} = \left|\varphi_{\text{расч.}(K)}(\varepsilon'_K, \sigma'_K) - \varphi_{\text{изм}}(\varepsilon'_{\text{изм}}, \sigma'_{\text{изм}})\right| \to 0, \tag{11}$$

где $\varphi_{\text{расч.}(K)}(\varepsilon'_K, \sigma'_K)$ – дополнительный фазовый набег, рассчитанный по модели трассы распространения радиоволн с использованием значений параметров σ' и ε' из электронной карты подстилающей поверхности;

$\varphi_{\text{изм}}(\varepsilon'_{\text{изм}}, \sigma'_{\text{изм}})$ – дополнительный фазовый набег, рассчитанный по разности измерений, выполненных в системах РСДН и ГЛОНАСС.

Обозначим $\varphi^0_{\text{доп}}(\varepsilon'_0, \sigma'_0) = \varphi_{\text{расч.}(K)}(\varepsilon'_K, \sigma'_K)$ как нулевое приближение итерационной процедуры. Тогда значения для матрицы частных производных уравнения наблюдения в соответствии с методом конечных разностей можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} \frac{\partial\varphi_{\text{доп}}}{\partial\varepsilon'} &= \frac{\varphi_{\text{доп}}(\varepsilon', \sigma') - \varphi_{\text{доп}}(\varepsilon' + \delta\varepsilon', \sigma')}{\delta\varepsilon'}; \\ \frac{\partial\varphi_{\text{доп}}}{\partial\sigma'} &= \frac{\varphi_{\text{доп}}(\varepsilon', \sigma') - \varphi_{\text{доп}}(\varepsilon', \sigma' + \delta\sigma')}{\delta\sigma'}, \end{aligned} \tag{12}$$

где $\varphi_{\text{доп}}(\varepsilon' + \delta\varepsilon', \sigma')$ – дополнительный фазовый набег с учетом возмущения ε';

$\varphi_{\text{доп}}(\varepsilon', \sigma' + \delta\sigma')$ – дополнительный фазовый набег с учетом возмущения σ'.

Для расчета поправок к значениям ε' и σ', имеющимся в электронной карте поверхности трассы распространения, можно использовать следующее выражение:

$$\mathbf{p} = (\mathbf{A}^{\mathbf{T}}\mathbf{A})^{-1}\mathbf{A}^{\mathbf{T}}\Delta\varphi, \tag{13}$$

где

$$\mathbf{p} = \begin{bmatrix} \Delta\varepsilon' \\ \Delta\sigma' \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \dfrac{\partial\varphi_{\text{доп1}}}{\partial\varepsilon'} & \dfrac{\partial\varphi_{\text{доп1}}}{\partial\sigma'} \\ \dfrac{\partial\varphi_{\text{доп2}}}{\partial\varepsilon'} & \dfrac{\partial\varphi_{\text{доп2}}}{\partial\sigma'} \end{bmatrix},$$

тогда текущие значения оцениваемых электрических параметров трассы распространения в итерационном процессе можно представить в следующем виде:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon'_{KOP} \\ \sigma'_{KOP} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon'_K \\ \sigma'_K \end{bmatrix} + (\mathbf{A}^{\mathbf{T}}\mathbf{A})^{-1}\mathbf{A}^{\mathbf{T}}\Delta\varphi, \quad \Delta\varphi = \begin{bmatrix} \Delta\varphi_1 \\ \Delta\varphi_2 \end{bmatrix}. \tag{14}$$

Окончательные оценки ε' и σ' с учетом коррекции принимают вид:

$$\varepsilon'_{KOP} = \varepsilon'_K + \sum\Delta\varepsilon'_i; \quad \sigma'_{KOP} = \sigma'_K + \sum\Delta\sigma'_i, \tag{15}$$

где ε'_K, σ'_K – исходные значения диэлектрической проницаемости и проводимости, полученные по карте;

$\Delta\varepsilon'$, $\Delta\sigma'$ – поправки к диэлектрической проницаемости и проводимости, рассчитанные на каждом этапе итерационного процесса.

В общем случае размерность матрицы **A** будет не 2×2, а $N\times2$, где N – число измерений дальности, выполненных при участии одной передающей станции РСДН.

Полученные значения параметров σ' и ε' заносятся в электронную карту электрических параметров подстилающей поверхности интегрированной НАП, тем самым осуществляется коррекция модели трассы распространения сигналов.

Конкретизируем предлагаемый алгоритм коррекции применительно к алгоритму местоопределения потребителей в системах РСДН.

Определение координат потребителя по измерениям в системах навигации наземного базирования осуществляется по точке пересечения линий положения потребителя (гипербол), образованных при измерении разности расстояний между двумя парами станций *A-B*, *A-C* и потребителем (рис. 3).

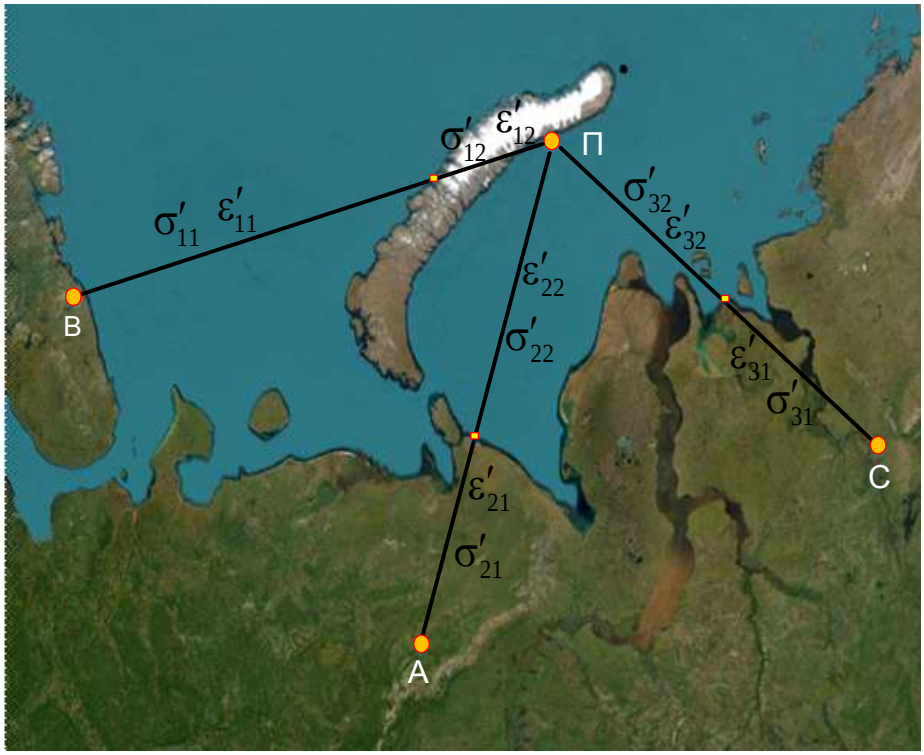


Рис. 3. Размещение станций РСДН в арктической зоне

Для вычисления нулевого приближения координат потребителя необходимо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} r_A - r_B = \sqrt{(x_B - x)^2 + (y_B - y)^2} - \sqrt{(x_A - x)^2 + (y_A - y)^2} \\ r_A - r_C = \sqrt{(x_C - x)^2 + (y_C - y)^2} - \sqrt{(x_A - x)^2 + (y_A - y)^2} \end{cases}, \quad (16)$$

где $r_A - r_B$ и $r_A - r_C$ – измеренные разности дальностей:

$$r_A - r_B = \Delta r_{BA};$$
$$r_A - r_C = \Delta r_{CA};$$

x_A, x_B, x_C и y_A, y_B, y_C – координаты передающих наземных станций РСДН;

x и y – координаты потребителя.

Здесь принято допущение, что координаты z у потребителя и передающей станции РСДН равны радиусу Земли для сферической модели ее представления. Для расчета нулевого приближения это допущение не приводит к заметным погрешностям оценивания начальной позиции потребителя.

Тогда можно записать:

$$\begin{cases} \Delta r_{BA} = \left[(x - x_B)^2 + (y - y_B)^2 \right]^{\frac{1}{2}} - \left[(x - x_A)^2 + (y - y_A)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \\ \Delta r_{CA} = \left[(x - x_C)^2 + (y - y_C)^2 \right]^{\frac{1}{2}} - \left[(x - x_A)^2 + (y - y_A)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \end{cases}. \quad (17)$$

После возведения обеих частей системы уравнений (17) в квадрат получим:

$$\begin{cases} x(x_B - x_A) + y(y_B - y_A) = 0,5(p_B^2 - p_A^2 - \Delta r_{BA}^2) - \Delta r_{BA} r_1 \\ x(x_C - x_A) + y(y_C - y_A) = 0,5(p_C^2 - p_A^2 - \Delta r_{CA}^2) - \Delta r_{CA} r_1 \end{cases}. \quad (18)$$

Теперь можно ввести обозначения:

$$x(r_1) = b_{0x} + b_{1x} r_1; \quad (19)$$

$$y(r_1) = b_{0y} + b_{1y} r_1; \quad (20)$$

$$r_1 = \left[(x_A - x)^2 + (y_A - y)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (21)$$

С учетом (19)–(21) окончательно можно записать

$$(1 - b_{1x}^2 - b_{1y}^2) r_1^2 + 2\left[(b_{0x} - x_A) b_{1x} + (b_{0y} - y_A) b_{1y} \right] r_1 - \left[(b_{0x} - x_A)^2 + (b_{0y} - y_A)^2 \right] = 0,$$

где b_{0x}, b_{0y}, b_{1x}, b_{1y} вычисляются в соответствии с выражениями:

$$b_{0x} = H^{-1}\left[a_{BA}(y_C - y_A) - a_{CA}(y_B - y_A) \right];$$

$$b_{1x} = H^{-1}\left[(y_B - y_A) - (y_C - y_A) \right];$$

$$b_{0y} = H^{-1}\left[a_{CA}(x_B - x_A) - a_{BA}(x_C - x_A) \right];$$

$$b_{1y} = H^{-1}\left[(x_C - x_A) - (x_B - x_A) \right];$$

$$a_{BA} = x(x_B - x_A) + y(y_B - y_A);$$

$$a_{CA} = x(x_C - x_A) + y(y_C - y_A);$$

$$H = \begin{bmatrix} (x_B - x_A)(y_B - y_A) \\ (x_C - x_A)(y_C - y_A) \end{bmatrix}.$$

Далее по известным координатам передающих станций РСДН и полученным координатам потребителя рассчитываются дальности (длина каждой трассы)

$$R_{\text{РСДН}i} = \sqrt{(x_П - x_{Ci})^2 + (y_П - y_{Ci})^2}$$

и определяются ошибки измерений разностей дальностей $\Delta R_{\text{расч}.i}$ между каждой парой станций и потребителем (*П*): ведущая (*A*), ведомая (*B*) – (*A*–*П* и *B*–*П*) и ведущая (*A*), ведомая (*C*) – (*A*–*П* и *C*–*П*).

При этом используются данные уже откорректированной карты электрических параметров подстилающей поверхности:

$$\Delta R_{\text{расч.1}} = \frac{\arg(F_1)}{k} = \frac{\Delta\varphi_{\text{доп.1}}\lambda}{2\pi},$$

$$\Delta R_{\text{расч.2}} = \frac{\arg(F_2)}{k} = \frac{\Delta\varphi_{\text{доп.2}}\lambda}{2\pi},$$

где $\arg(F_1)$ – разность аргументов функции ослабления для трасс *А–П* и *В–П*;

$\arg(F_2)$ – разность аргументов функции ослабления для трасс *А–П* и *С–П.*

Аргументы функций ослабления вычисляются при помощи выражений (2)–(8).

Далее окончательно рассчитываются координаты потребителя с учетом компенсации ошибок $\Delta R_{\text{расч}.i}$:

$$\begin{cases} \Delta r_{BA} - \Delta R_{\text{расч.1}} = \sqrt{(x-x_B)^2+(y-y_B)^2} - \sqrt{(x-x_A)^2+(y-y_A)^2} \\ \Delta r_{CA} - \Delta R_{\text{расч.2}} = \sqrt{(x-x_C)^2+(y-y_C)^2} - \sqrt{(x-x_A)^2+(y-y_A)^2} \end{cases},$$

где $\Delta r_{BA} - \Delta R_{\text{расч.1}}$ – разность расстояний от потребителя до станций *А* и *В* с учетом поправки;

$\Delta r_{CA} - \Delta R_{\text{расч.2}}$ – разность расстояний от потребителя до станций *А* и *С* с учетом поправки.

Обозначим измеренные разности дальностей с учетом поправок на условия распространения:

$$D_{ИЗМ1} = \Delta r_{BA} - \Delta R_{РАС1} \text{ и } D_{ИЗМ2} = \Delta r_{CA} - \Delta R_{РАС2},$$

тогда координаты потребителя можно рассчитать методом Ньютона:

$$\mathbf{q_k} = \mathbf{q_{k\text{-}1}} + (\mathbf{K}^{\mathbf{-1}}_{\mathbf{q_{k\text{-}1}}} + \mathbf{C}^{\mathbf{T}}_{\mathbf{k}}\mathbf{W}^{\mathbf{-1}}\mathbf{C_k})\mathbf{C}^{\mathbf{T}}_{\mathbf{k}}\mathbf{W}^{\mathbf{-1}}\mathbf{D_k},$$

где

$$\mathbf{K_{q\text{-}1}} = \left\{ \sum_{i\text{-}1}^{k\text{-}1} (\mathbf{C}^{\mathbf{T}}_{i}\mathbf{W}^{\mathbf{-1}}\mathbf{C}_i) \right\}^{\mathbf{-1}},$$

$$q_k = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_k;$$

$$q_{k-1} = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{k-1};$$

$$\mathbf{D}_k = \begin{bmatrix} D_{\text{ИЗМ1}} & D_{\text{ИЗМ2}} \end{bmatrix}_k.$$

Матрица наблюдения имеет вид

$$C_i = \begin{bmatrix} \frac{\partial D^i_{1}}{\partial x} & \frac{\partial D^i_{1}}{\partial y} \\ \frac{\partial D^i_{2}}{\partial x} & \frac{\partial D^i_{2}}{\partial y} \end{bmatrix},$$

где

$$\frac{\partial D_1^i}{\partial x} = \frac{D_1(x+\delta x) - D_1(x)}{\delta x};\ \frac{\partial D_1^i}{\partial y} = \frac{D_1(y+\delta y) - D_1(y)}{\delta y};$$

$$\frac{\partial D_2^i}{\partial x} = \frac{D_2(x+\delta x) - D_2(x)}{\delta x};\ \frac{\partial D_2^i}{\partial y} = \frac{D_2(y+\delta y) - D_2(y)}{\delta y}.$$

Найденные в ходе навигационных определений прямоугольные координаты $\{x, y\}$ необходимо преобразовать в геодезические, обычно используемые морскими потребителями при выполнении своих целевых задач.

Так как Земля имеет форму эллипсоида, использование прямоугольных координат для точек, находящихся на Земле и околоземном пространстве, не очень удобно. Поэтому вводят эллипсоидальную систему координат, которую часто называют геодезической. В данной системе координат точка *П* задается координатами $\{L, B\}$, где L – геодезическая долгота; B – геодезическая широта эллипсоида (1942 г., 1990 г. или WGS-84).

Геодезическая широта точки *П* определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора.

Геодезическая долгота L точки *П* – угол между плоскостью гринвичского меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку *П* (положительное направление счета долгот – от гринвичского меридиана к востоку). Пересчет прямоугольных координат в геодезические в описанном случае носит сложный характер [5] и требует циклического применения неитерационной процедуры.

Для упрощенной модели поверхности Земли связь координат $\{x, y\}$ *с* координатами $\{L, B\}$ осуществляется решением системы уравнений:

$$\begin{cases} x = N\cos B\cos L \\ y = N\cos B\sin L \end{cases}.$$

Здесь N – радиус кривизны в точке местного вертикала,

$$N = \frac{a}{\sqrt{(1-e^2\sin^2 B)}},$$

где a – большая полуось;

e – эксцентриситет эллипсоида,

$$e = \sqrt{\frac{1-b^2}{a^2}} = \sqrt{2\alpha - \alpha^2},$$

где α – параметр сжатия эллипсоида,

$$\alpha = \frac{1-b}{a}.$$

Вычисление геодезических координат осуществляется по формулам:

$$B = \arccos\sqrt{\frac{x^2+y^2}{N^2}};$$

$$L = \operatorname{arctg}\left(\frac{y}{x}\right).$$

Полученные значения геодезических координат для морского потребителя представляют собой математическую основу для местоопределения потребителей. Таким образом, в компактном виде представлен математический аппарат, позволяющий решить задачу определе-

ния местоположения морского потребителя в Арктическом регионе по сигналам радионавигационных систем наземного базирования при использовании системы ГЛОНАСС для оперативной коррекции модели трассы распространения радиоволн.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлена адаптированная для условий арктической зоны модель трассы распространения поверхностных электромагнитных волн. Данная модель позволяет рассчитывать дополнительные относительно однородной среды задержки радионавигационных сигналов на трассе распространения от передающих станций РСДН до потребителя. При этом учитываются релевантные характеристики подстилающей поверхности, оказывающие решающее влияние на параметры модели трассы распространения электромагнитных волн. Основу модели составляет функция ослабления, включающая дополнительный набег фазы, учет которого позволяет оперативно парировать доминирующую в бюджете погрешностей навигационных измерений РСДН паразитную задержку сигналов, и, соответственно, повысить точность измерения радионавигационных параметров и определения местоположения в приемоиндикаторе потребителя.

Предложена процедура уточнения параметров электродинамической модели трассы распространения сигналов РСДН при использовании в качестве эталонных измерений системы ГЛОНАСС, которая позволяет практически в реальном масштабе времени корректировать значения электрических параметров модели среды распространения радиоволн, при этом расчет параметров осуществляется одновременно для нескольких участков трассы.

В концентрированном виде конструктивно описана модель местоопределения морских потребителей в арктической зоне при использовании сигналов РСДН, учитывающая текущую геофизическую обстановку. Данная модель позволяет рассчитывать координаты потребителей с учетом поправок, которые вычисляются с использованием данных карты электрических параметров подстилающей поверхности, предварительно уточненных по измерениям системы ГЛОНАСС, исходя их реальных геофизических условий распространения радионавигационных сигналов.

Список использованных источников

1. Основы государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2035 года : введ. Указом Президента Российской Федерации от 5 марта 2020 года № 164 «Об основах государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2035 года» // Гарант.ру : информационно-правовой портал. – URL: https://www.garant.ru/products/ipo/prim/doc/ 73606526 (дата обращения: 26.03.2025).

2. Радионавигационный план РФ 2019-2024 г. / Минпромторг : [офиц. сайт]. – URL: https://minpromtorg.gov.ru (дата обращения: 12.02.2025).

3. *Пешехонов В. Г.* Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. – 2022. – Т. 30, № 1(116). – С. 3–11.

4. *Саломатов Ю. П., Санченко А. А.* Распространение радиоволн: учебно-методич. пособие. – Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2012. – 123 с.

5. *Кинкулькин И. Е., Рубцов В. Д., Фабрик М. А*. Фазовый метод определения координат. – М. : Сов. радио, 1979. – 280 с.

6. *Фок В. А*. Проблемы дифракции и распространение электромагнитных волн. – М. : Сов. радио, 1970. – 519 с.

7. *Фейнберг Е. Л.* Распространение радиоволн вдоль земной поверхности. – М. : Физматлит, 1999. – 496 с.

8. *Башкуев Ю. Б.* Электрические свойства природных слоистых сред. – Новосибирск : Изд-во СО РАН, 1996. – 207 с.

9. Мировой атлас проводимости почвы : рекомендация МСЭ-Р Р.832-2. – URL: https://www.rec-master.com (дата обращения 12.02.2025).

10. Распространение радиоволн над электрически и геометрически неоднородными трассами / Е. П. Проскурин [и др.] // Проблемы дифракции и распространения волн. – Л. : Изд-во ЛГУ. – 1981. – Вып.18. – С. 171–183.

11. Процессы, определяющие пространственно-временную изменчивость гидрофизических полей Северного Ледовитого океана, в связи с решением задачи оперативной океанологии. Оценка пространственно-временной структуры каждого типа процесса : отчет ФГБУ «ААНИИ» / Министерство иностранных дел РФ : [офиц. сайт ААНИИ]. – URL: https://www.aari.ru/ (дата обращения: 15.01.2021).

12. Навигационная аппаратура потребителей «Интеграция» / РИРВ Концерн ВКО Алмаз-Антей : [офиц. сайт]. – URL: https://rirt.ru/products/navigatsionnaya-apparatura-potrebite-3 (дата обращения: 25.04.2023).

А. П. Алёшкин,
доктор технических наук, профессор;
Т. О. Мысливцев,
доктор технических наук, профессор;
А. Н. Сакулин,
кандидат технических наук, доцент;
И. В. Соломянный

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ РЕФРАКЦИОННОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ЗАДЕРЖКИ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ДВУХПУТЕВОГО МЕТОДА СЛИЧЕНИЯ ШКАЛ ВРЕМЕНИ РАЗНЕСЕННЫХ СТАНДАРТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФРАСТРУКТУРЫ ГНСС ГЛОНАСС

Представлена методика и результаты моделирования оценки атмосферной составляющей рефракционной погрешности измерения дальности при реализации двухпутевого метода сличения шкал времени территориально удаленных высокостабильных эталонов времени и частоты с использованием начальных условий НКА ГНСС ГЛОНАСС и параметров среднегодовой глобальной эталонной атмосферы. Предлагается алгоритм расчета тропосферной составляющей рефракционной погрешности измерения дальности в случае, когда отсутствуют сведения о состоянии атмосферы в местах расположения измерительных станций наземной инфраструктуры ГЛОНАСС.

Ключевые слова: двухпутевой метод, сличение шкал времени, рефракционная погрешность, неодномоментные измерения дальности, навигационный космический аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

Двухсторонняя передача сигналов времени и частоты или двухпутевой метод (TWSTFT – *Two-Way Satellite Time and Frequency Transfer*) с использованием геостационарных космических аппаратов (КА) в настоящее время является наиболее точным и надежным способом сравнений показаний территориально удаленных эталонов времени и частоты (ЭВЧ) и широко используется научными организациями и лабораториями, которые занимаются вопросами хранения шкал времени и частот [1–3], в том числе при формировании международного атомного времени (TAI) и Всемирного координированного времени (UTC).

Расширение области применения двухпутевого метода (ДПМ) возможно за счет использования КА на негеостационарных орбитах, когда в качестве ретрансляторов могут быть использованы спутники (СР), имеющие достаточно низкие скорости движения относительно пунктов расположения ЭВЧ. В этих условиях применение ДПМ сличения шкал времени (ШВ) требует высокоточной синхронизации и обязательного учета динамики траектории СР, так как изменяется состояние канала распространения сигналов на интервале сличений [4, 5].

В работах [4–7] представлены результаты эксперимента по ДПМ сличения ШВ высокостабильных эталонов с использованием средств наземного комплекса управления (НКУ) и навигационных КА (НКА) системы ГЛОНАСС, а также разработанные алгоритмы парирования погрешностей неидентичности трасс распространения сигналов сличения, вызванных неодномоментными измерениями из-за движения СР.

Так, в работе [5] для учета и компенсации динамики движения СР предложено использование дополнительных измерений доплеровской скорости навигационного КА (НКА), при этом акцент делается на высокую потенциальную точность измерений, определяемую нестабильностью опорных генераторов эталонов, относительная нестабильность сличаемых эталонов которых менее 10^{-14}.

В работах [6, 7] представлены алгоритмы компенсации неидентичности трасс распространения тестовых сигналов при реализации ДПМ сличения шкал удаленных синхронизаторов на основе синтеза опорной функции по эфемеридной информации и с использованием эмпирических оптимизационных процедур. Основная идея разработанных алгоритмов базируется на принадлежности опорной функции как суммы измерений дальностей (задержек) при распространении сигналов по направлениям: измерительная станция, питаемая эталонным ЭВЧ, (ИС1) – спутник ретранслятор – измерительная станция, питаемая сличаемым ЭВЧ (ИС2) [ИС1-СР-ИС2] и в обратном направлении – ИС2-СР-ИС1. При этом движение СР в процессе сеанса сличения происходит по одной детерминированной траектории. В одном случае эталонная траектория движения СР синтезируется с использованием эфемеридной информации, где вектор состояния $q(t_i)=[x_i, y_i, z_i, Vx_i, Vy_i, Vz_i]^{\mathrm{T}}$ спутника определяется интегрированием системы дифференциальных уравнений движения, а в другом случае получается на основе полиномиальной аппроксимации суммы измерений дальностей (задержек).

Рассмотренные результаты применения предложенных алгоритмов основывались на экспериментальных данных и привлечении информации об ионосферных и тропосферных погрешностях измерения дальности от аппаратуры беззапросных информационно-вычислительных систем (БИВС) [4], расположенных на измерительных станциях (ИС1 и ИС2).

Структура ДПМ сличения ШВ с использованием НКА представлена на рис. 1, где показаны следующие величины:

ΔT_{CC} – время проведения сеанса сличения с использованием НКА;

ΔT_{CC1} и ΔT_{CC2} – время проведения сеанса сличения (СС) с использованием НКА для первого (I) и второго (II) сеансов связи ИС1, ИС2 и НКА;

$(t_1^{(\mathrm{I})}, t_N^{(\mathrm{I})})$ и $(t_1^{(\mathrm{II})}, t_M^{(\mathrm{II})})$ - моменты времени проведения запросных и беззапросных измерений дальности и радиальной скорости от измерительных станций до НКА.

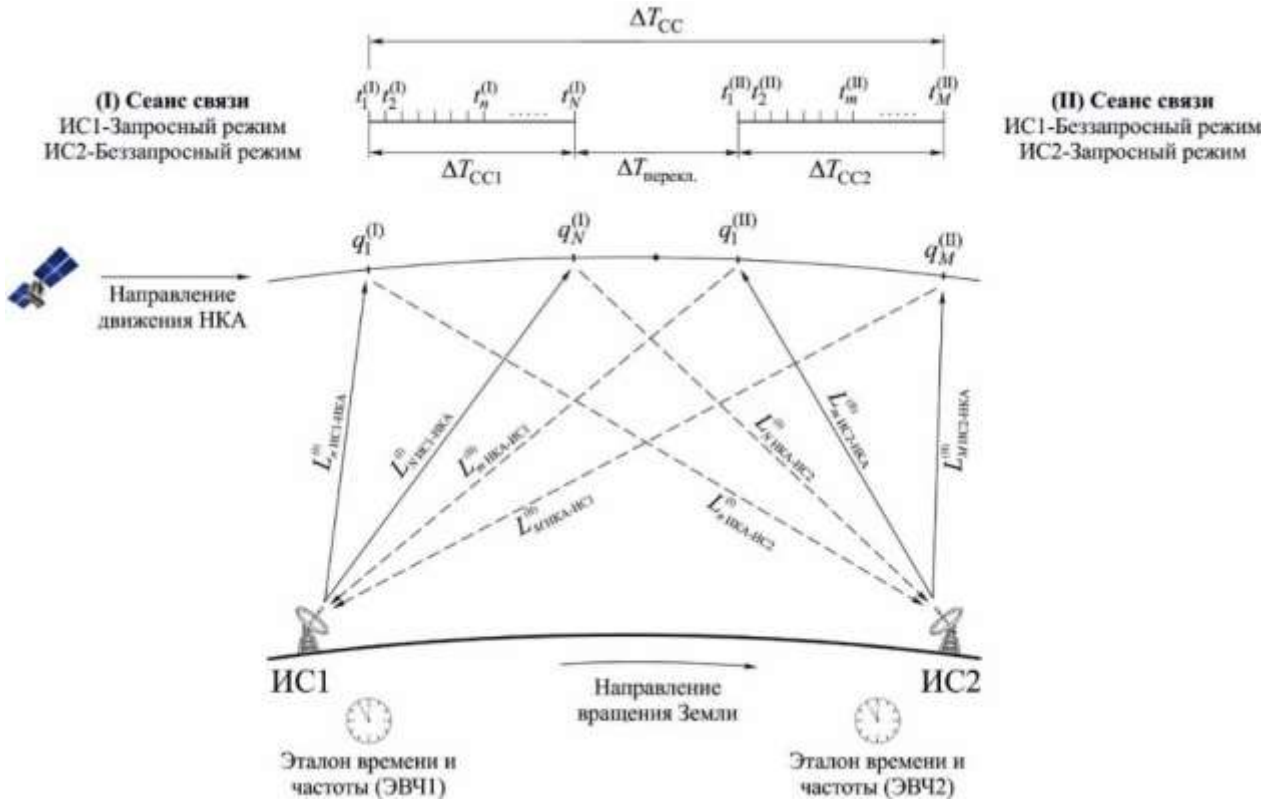


Рис. 1. Структура ДПМ сличения ШВ с использованием НКА

На первом сеансе связи с НКА ИС1 работает в активном режиме измерения дальности $L_{n\ \text{ИС1-НКА}}^{(\text{I})}$ и радиальной скорости, а ИС2 в пассивном режиме измерений $L_{n\ \text{НКА-ИС2}}^{(\text{I})}$. На втором сеансе связи с НКА ИС2 работает в активном режиме измерения дальности $L_{m\ \text{ИС2-НКА}}^{(\text{II})}$ и радиальной скорости, а ИС1 в пассивном режиме измерений $L_{m\ \text{НКА-ИС1}}^{(\text{II})}$. Период времени переключения станций в активный режим, обозначенный как $\Delta T_{\text{перекл.}}$, зависит от технических характеристик станций.

Основной вклад в атмосферную ошибку измерений дальности вносит ее тропосферный слой (11–19 км), поэтому в пределах статьи будем пользоваться понятием тропосферной погрешности.

Рассматривая вопрос оценки степени влияния ионосферной и тропосферной погрешностей в процессе сличения ШВ высокостабильных эталонов, необходимо выполнить моделирование механизма функционирования радиоканала для подвижного СР в процессе сеанса сличения. При этом модель должна обеспечивать расчет указанных погрешностей для произвольно выбранных мест расположения эталонов времени и частоты, питающих средства НКУ системы ГЛОНАСС, и для НКА, входящих в состав действующей группировки. В данной статье рассмотрим только тропосферную составляющую рефракционной погрешности измерения дальности.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ТРОПОСФЕРНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ РЕФРАКЦИОННОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ

Рефракционная погрешность измерения дальности обусловлена тем, что реальная длина траектории распространения радиоволн отличается от истинного расстояния по прямой между ИС и НКА. В специальной литературе по тропосферному распространению радиоволн, например [8–11], изложено большое количество алгоритмов расчета указанной погрешности, суть которых сводится к следующему. Тропосферу представляют в виде совокупности сферических слоев, как показано на рис. 2, в предположении, что в пределах каждого из слоев значение показателя преломления n_i (индекс рефракции) остается постоянным.

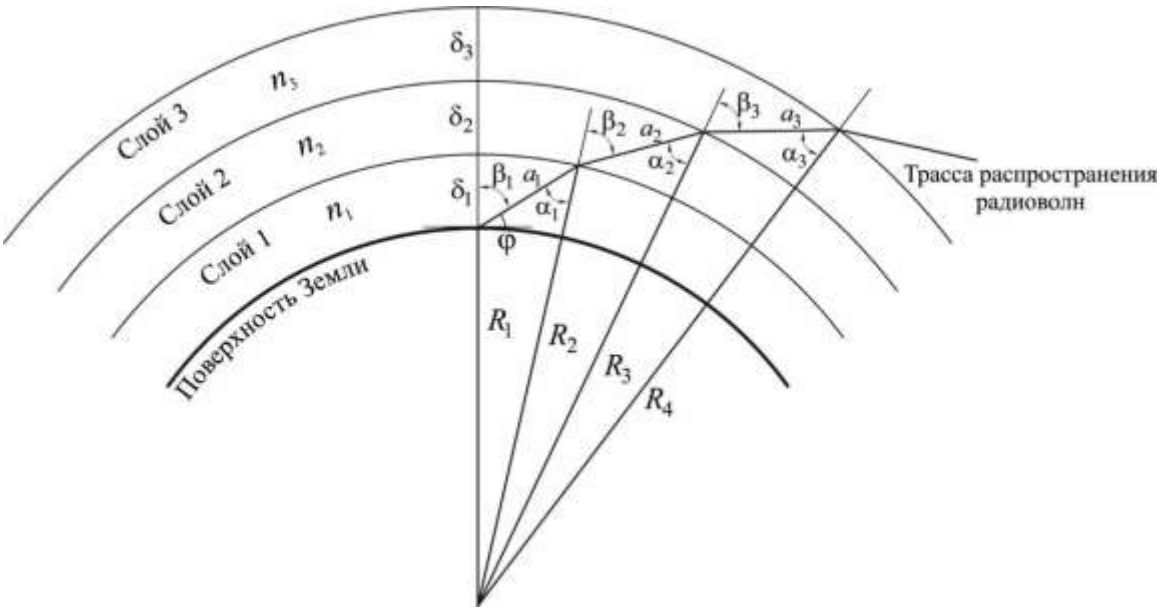


Рис. 2. К расчету рефракционной составляющей погрешности измерения дальности

Далее по закону Снеллиуса рассчитываются углы β_i и α_i, а также длина участка трассы a_i в пределах каждого слоя. Отличие длины пути распространения радиоволн в тропосфере от прямолинейной трассы и определяет тропосферную ошибку измерения дальности.

Наиболее простым, с точки зрения программной реализации, является алгоритм, подробно изложенный в [11]. Приведем основные этапы данного алгоритма применительно к рассматриваемому ДПМ сличения ШВ.

Этап 1. Для наклонной трассы между точкой расположения ИС и НКА до высоты 100 км тропосфера разбивается на слои в соответствии с экспоненциальным законом. Толщина слоев возрастает экспоненциально с 10 см у поверхности Земли приблизительно до 1 км на высоте около 100 км, чтобы обеспечить точную оценку показателя преломления n_i для каждого слоя. Толщина *i*-го слоя равна δ_i, где *i* – определяет общее количество слоев.

Этап 2. Индекс тропосферной рефракции [13] определим, используя профили эталонных стандартных атмосфер [12] и выражение

$$n_i = 1 + N_i \cdot 10^{-6}, \tag{1}$$

при этом рефракция радиоволн *N* определяется соотношением

$$N_i = 77,6\frac{P_i}{T_i} - 5,6\frac{e_i}{T_i} + 3,75\cdot 10^5 \frac{e_i}{T_i^2}, \tag{2}$$

где P_i – общее атмосферное давление [гПа], рассчитанное на высоте середины *i*-го слоя по заданному профилю эталонной атмосферы;

e_i – давление водяных паров [гПа], рассчитанное на высоте середины *i*-го слоя по заданному профилю эталонной атмосферы;

T_i – абсолютная температура [К], рассчитанная на высоте середины *i*-го слоя по заданному профилю эталонной атмосферы.

Как указывалось ранее, в Рекомендации МСЭ-R P.835 [12] приводятся выражения и данные для эталонных стандартных атмосфер для случаев, когда отсутствуют сведения о местных значениях температуры (*T*), давления (*P*) и давления паров воды (*e*).

Среднегодовая глобальная эталонная атмосфера отражает среднегодовые профили температуры и давления в зависимости от высоты, усредненные по всему земному шару. Используя алгоритм, приведенный в [12], строятся профили температуры и давления (рис. 3).

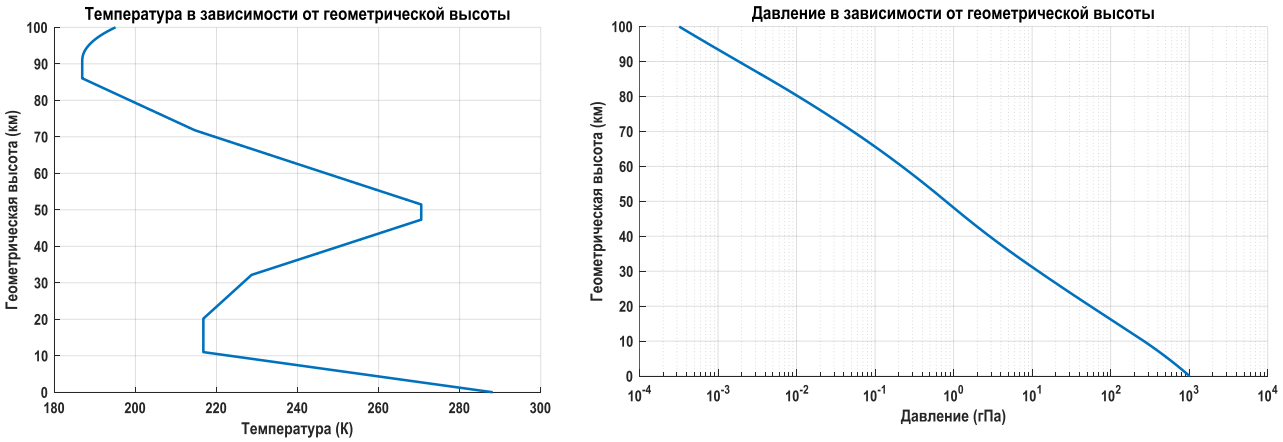


Рис. 3. Профили температуры и давления в зависимости от геометрической высоты для стандартной атмосферы (1 гПа соответствует 10^2 Па)

Так как распределение давления водяного пара существенно меняется по поверхности Земли, то алгоритм его расчета «ветвится» следующим образом:

а) сухая атмосфера для расчета ослабления;

б) годовая эталонная атмосфера на низких широтах (менее 22°);

в) эталонная атмосфера на средних широтах (между 22° и 45°):

лето – средние широты;

зима – средние широты;

г) эталонная атмосфера на высоких широтах (выше 45°):

лето – высокие широты;

зима – высокие широты.

Общее выражение для расчета давления водяного пара $e(h)$ в зависимости от высоты h получается из выражения для плотности водяных паров $\rho(h)$ и выглядит следующим образом:

$$e(h) = \frac{\rho(h)T(h)}{216,7} \text{ [гПа]}, \quad (3)$$

где $\rho(h)$ – распределение плотности водяных паров в зависимости от высоты h [км] при стандартном значении плотности водяных паров на уровне Земли $\rho_0 = 7,5$ г/м^3 и приведенной высоте $h_0 = 2$ км,

$$\rho(h) = \rho_0 \exp(-h / h_0) \text{ [г/м}^3\text{]};$$

$T(h)$ – температурный профиль в зависимости от высоты.

Плотность водяных паров уменьшается по экспоненциальному закону при увеличении высоты вплоть до высоты, на которой коэффициент смешения $e(h)/P(h) = 2 \cdot 10^{-6}$. Выше – коэффициент смешения считается постоянной величиной.

На рис. 4 приведены профили давления водяных паров для стандартной и сухой атмосферы, полученные в соответствии с соотношением (3). Их отличие состоит в том, что при вычислении плотности водяных паров для стандартной атмосферы приведенная высота $h_0 = 2$ км, а для сухой атмосферы $h_0 = 6$ км. Температурный профиль при этом не меняется.

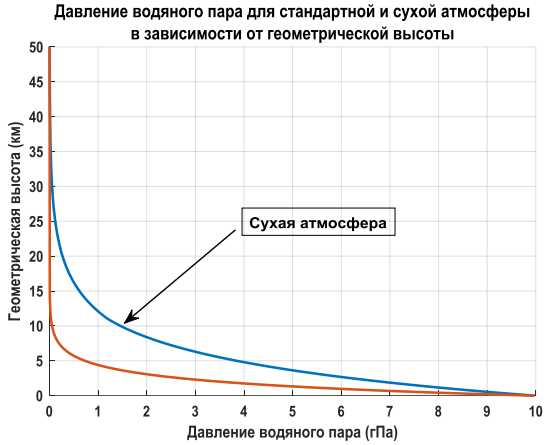


Рис. 4. Профили давления водяного пара для стандартной и сухой атмосферы в зависимости от геометрической высоты (1 гПа соответствует 10^2 Па)

Этап 3. На основе рассчитанных толщины слоя δ_i [км] и индекса тропосферной рефракции n_i в слое проводится расчет углов β_i, α_i и длины участка трассы a_i [км] в каждом слое (см. рис. 2) из следующих соотношений:

– угол входа радиоволны в слой:

$$\alpha_i = \arcsin\left(\frac{R_i}{R_{i+1}}\sin\beta_i\right), \qquad R_{i+1} = R_3 + \delta_i, \tag{4}$$

где R_i – длина радиуса-вектора из центра Земли к нижней границе i-го слоя;

R_1 – длина радиуса-вектора из центра Земли к нижней границе нижнего слоя (обычно это средний радиус Земли 6371,032 км в сумме с высотой точки излучения сигнала);

β_1 – местный зенитный угол непосредственно у поверхности Земли [угол, дополнительный к видимому начальному углу места φ (см. рис. 2), так что $\beta_1 = 90° - \varphi$];

– зенитный угол для i+1-го слоя

$$\beta_{i+1} = \arcsin\left(\frac{n_i}{n_{i+1}}\sin\alpha_i\right); \tag{5}$$

– длина участка a_i трассы в каждом слое

$$a_i = -R_i\cos\beta_i + \sqrt{R_i^2\cos^2\beta_i + 2R_i\delta_i + \delta_i^2} \ \text{[км]}. \tag{6}$$

Этап 4. Проводится расчет тропосферной составляющей рефракционной погрешности измерения дальности ΔL и полного искривления лучевой траектории радиоволны в тропосфере (*Bending*) вдоль трассы ИС – НКА, используя следующие соотношения:

$$\Delta L = \sum_{i=1}^{i_{\max}} a_i(n_i - 1) \ \text{[км]}, \tag{7}$$

$$Bending = \sum_{i=1}^{i_{\max}-1} (\beta_{i+1} - \alpha_i). \tag{8}$$

На рис. 5 представлен вариант расчета по формулам (7) и (8) при изменении начального видимого угла места для стандартной и сухой атмосферы.

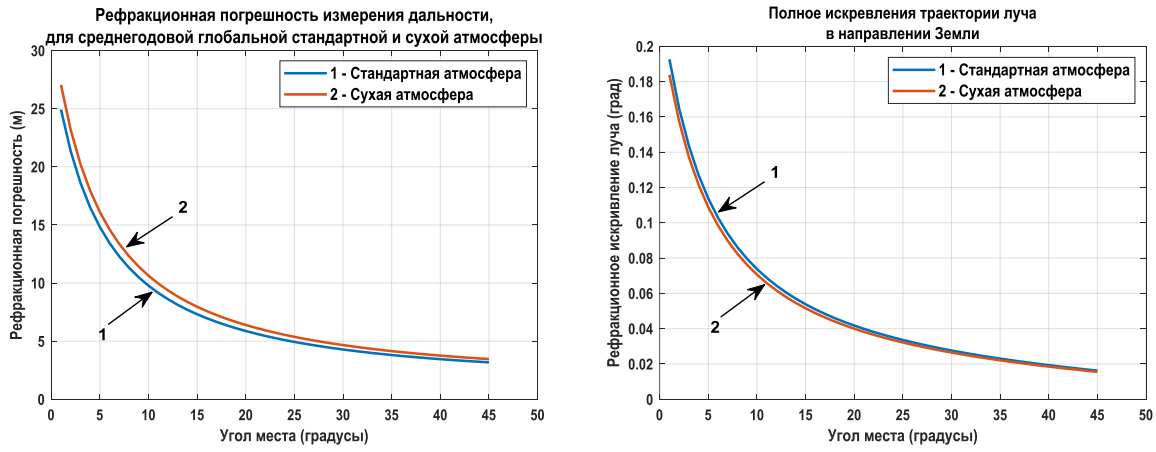


Рис. 5. Рефракционная погрешность измерения дальности и полного искривления траектории луча для стандартных атмосфер

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТРОПОСФЕРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ДВУХПУТЕВОГО МЕТОДА СЛИЧЕНИЯ ШКАЛ ВРЕМЕНИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФРАСТРУКТУРЫ ГНСС ГЛОНАСС

Исходные данные при проведении моделирования приведены в табл. 1 и 2, где заданы координаты ИС1 (г. Щелково) и ИС2 (г. Комсомольск-на-Амуре) и начальные условия для расчета траекторий четырех НКА в виде двухстрочных наборов данных (TLE-формат).

Таблица 1

Географические координаты передающих позиций

Измерительная станция	Широта (*lat*), [градусы]	Долгота (*lon*), [градусы]	Высота (*alt*), [м]
г. Щелково (ИС1)	55,9216667	37,9913889	143
г. Комсомольск-на-Амуре (ИС2)	50,550055	137,008685	36

Таблица 2

Начальные условия для НКА

Номер НКА	Начальные условия (TLE-формат)
702k	COSMOS 2501 (702K) 1 40315C 14075A 23338.99979167 .00000000 00000+0 00000+0 0 3381 2 40315 63.6298 222.4684 0018228 205.7681 214.3195 2.13101496 10
719	COSMOS 2432 (719) 1 32276C 07052B 23338.99979167 .00000000 00000+0 00000+0 0 3385 2 32276 66.0125 346.9957 0011410 312.9378 348.1583 2.13103455 12
744	COSMOS 2476 (744) 1 37867C 11064A 23338.99979167 .00000000 00000+0 00000+0 0 3384 2 37867 64.8076 104.2205 0022369 231.7463 81.9675 2.13101844 17
752	COSMOS 2522 (752) 1 42939C 17055A 23338.99979167 .00000000 00000+0 00000+0 0 3386 2 42939 64.0906 223.4470 0006216 237.1491 318.8002 2.13102204 16

Пример расшифровки формата TLE представлен в табл. 3. Выбор НКА определялся из условий их одновременной видимости из пунктов расположения ИС1 и ИС2 и приблизительного равенства видимых углов места для измерительных пунктов.

Таблица 3

Расшифровка формата TLE

Спутник	COSMOS 2501 (702K)	
Строка 1		
Номер ИСЗ	40315	
Классификация	C	
Год запуска	14	2014
Номер запуска в году	075	75
Фрагмент запуска	A	
Год эпохи	23	2023
Эпоха	338.99979167	5.12.2023, 0:0:1.358
Строка 2		
Номер ИСЗ	40315	
Наклонение, i	63.6298	
Прямое восхождение восходящего узла, Ω	222.4684	
Эксцентриситет, e	0018228	0.0018228
Аргумент перигея, ω	205.7681	
Средняя аномалия, ν	214.3195	
Среднее движение [об./день]	2.13101496	

Используя координаты измерительных пунктов и начальные условия по каждому из четырех НКА, выполним расчет сумм дальностей:

$$L_n^{(\mathrm{I})}{}_{\text{ИС1-НКА}} + L_n^{(\mathrm{I})}{}_{\text{НКА-ИС2}} \text{ и } L_m^{(\mathrm{II})}{}_{\text{ИС2-НКА}} + L_m^{(\mathrm{II})}{}_{\text{НКА-ИС1}},$$

необходимых для проведения СС (рис. 6).

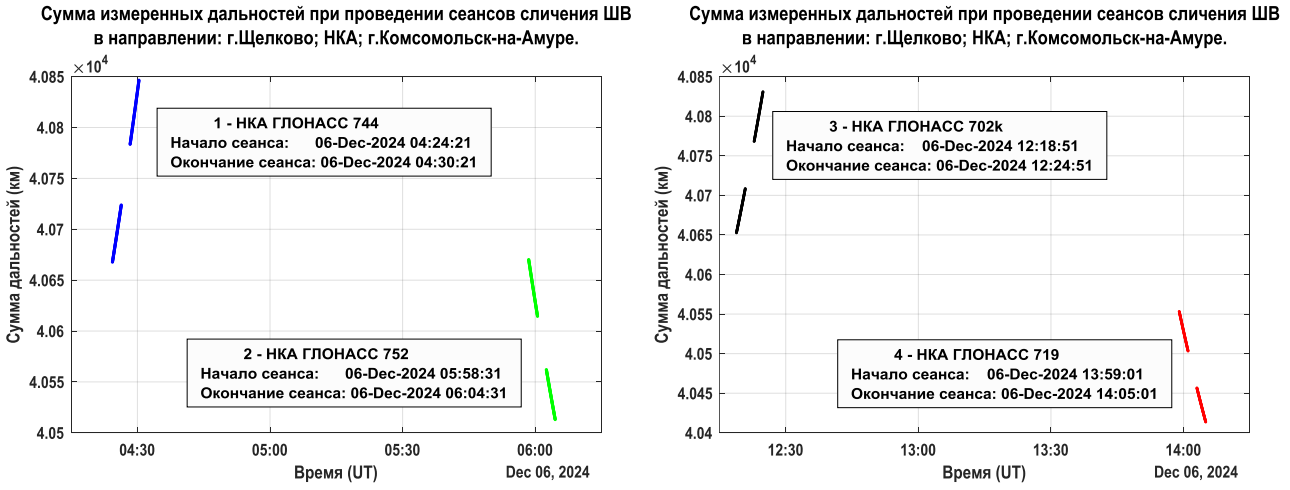


Рис. 6. Измеренная сумма дальностей при проведении сеансов сличения ШВ для четырех НКА ГЛОНАСС

В табл. 4 и 5 представлены расчеты рефракционной составляющей погрешности измерения дальности при проведении СС ШВ для различных НКА и моделей атмосферы. Пример изменения рефракционной погрешности представлен на рис. 7.

Таблица 4

Рефракционная погрешность измерения дальности при проведении сеансов сличения ШВ для стандартной атмосферы

НКА ГЛОНАСС	Время проведения сеанса 06-Dec-2024 (UT)	Минимальное и максимальное значение угла места на трассе г. Щелково – НКА (град)	Минимальное и максимальное значение угла места на трассе г. Комсомольск-на-Амуре – НКА (град)	Минимальное и максимальное значение рефракционной погрешности измерения дальности на трассе г. Щелково – НКА (м)/(нс)	Минимальное и максимальное значение рефракционной погрешности измерения дальности на трассе г. Комсомольск-на-Амуре – НКА (м)/(нс)
702k	12:18:51 12:24:51	41,7490 44,5192	54,9445 55,0066	3,3569/11,19 3,5340/11,78	2,8746/9,588 2,8767/9.595
719	13:59:01 14:05:01	55,3241 55,3766	46,2659 48,6163	2,8617/9,545 2,8635/9,551	3,1378/10,46 3,2578/10,86
744	04:24:21 04:30:21	40,6715 43,3997	57,1554 57,2196	3,4253/11,42 3,6104/12,04	2,8011/9,343 2,8032/9,350
752	05:58:31 06:04:31	55,9705, 56,0217	44,1940 46,6644	2,8399/9,472 2,8416/9,478	3,2364/10,79 3,3763/11,26

Таблица 5

Рефракционная погрешность измерения дальности при проведении сеансов сличения ШВ для стандартной атмосферы на высоких широтах

	Эталонная атмосфера на высоких широтах (выше 45°) зимой		Эталонная атмосфера на высоких широтах (выше 45°) летом	
НКА ГЛОНАСС	Минимальное и максимальное значение рефракционной погрешности измерения дальности на трассе г. Щелково – НКА (м)/(нс)	Минимальное и максимальное значение рефракционной погрешности измерения дальности на трассе г. Комсомольск-на-Амуре – НКА (м)/(нс)	Минимальное и максимальное значение рефракционной погрешности измерения дальности на трассе г. Щелково – НКА (м)/(нс)	Минимальное и максимальное значение рефракционной погрешности измерения дальности на трассе г. Комсомольск-на-Амуре – НКА(м)/(нс)
702k	3,3864/11,29 3,5651/11,89	2,8999/9,67 2,9021/9,68	3,4471/11,49 3,6289/12,10	2,9518/9,84 2,9541/9,85
719	2,8870/9,62 2,8888/9,63	3,1654/10,55 3,2865/10,96	2,9387/9,802 2,9405/9,808	3,2221/10,74 3,3453/11,15
744	3,4555/11,52 3,6421/12,14	2,8259/9,42 2,8279/9,43	3,5173/11,73 3,7073/12,36	2,8764/9,594 2,8785/9,601
752	2,8650/9,556 2,8667/9,562	3,2649/10,89 3,4061/11,36	2,9162/9,727 2,9180/9,733	3,3234/11,08 3,4670/11,56

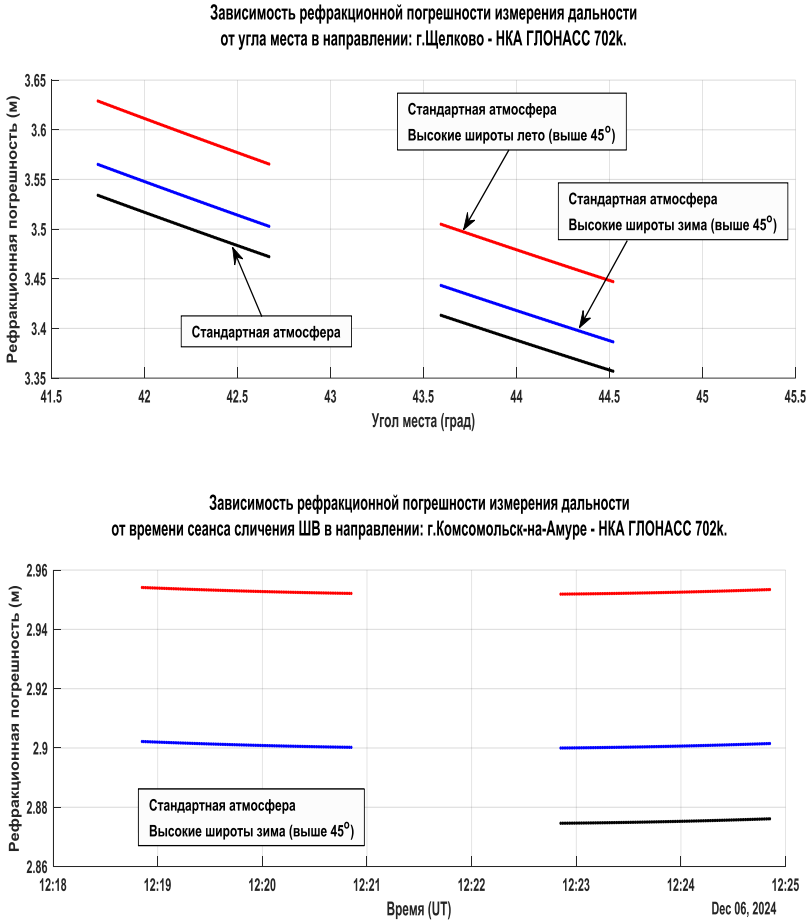


Рис. 7. Изменение рефракционной погрешности измерения дальности в процессе проведения СС ШВ по НКА №702k

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика оценки атмосферной составляющей рефракционной погрешности измерения дальности при реализации двухпутевого метода сличения шкал времени территориально удаленных высокостабильных эталонов времени и частоты с использованием наземной инфраструктуры и космического сегмента ГНСС ГЛОНАСС. Методика представляет собой четыре этапа расчетов погрешности, в основу которых положено описание стандартной атмосферы до высот в 100 км.

При проведении моделирования использовались начальные условия НКА ГНСС ГЛОНАСС с различной динамикой движения относительно измерительных пунктов. При этом максимальное значение рефракционной погрешности для стандартной атмосферы составляет 3,61 м (12,04 нс) для 744 НКА, а минимальное значение 2,803 м (9,35 нс). Разброс в погрешности за сеанс сличения составил 0,80 м (2.67 нс). Для стандартной атмосферы высоких широт зимой этот разброс составил 0,816 м (2,72 нс) и летом 0,828 м (2,759 нс).

Таким образом, при планировании проведения СС удаленных высокостабильных эталонов времени и частоты, необходимо учитывать как состояние измерительных средств НКУ системы ГЛОНАСС и спутникового оборудования НКА, так и геофизические условия проведения СС ШВ. При этом особое внимание необходимо уделять контролю динамики изменения атмосферной составляющей погрешности измерения дальности (задержки) от ИС до НКА.

Список использованных источников

1. ITU-R Recommendations. TF.1153-4. The operational use of two-way satellite time and frequency transfer employing pseudorandom noise codes. – Geneva, 2015. – 23 p.

2. *Наумов А. В.* Метод двухсторонней передачи времени и частоты с помощью геостационарных спутников (TWSTFT). Основы, история, настоящее, перспективы развития // Альманах современной метрологии. – 2016. – № 8. – С. 162–197. – EDN XRZLSF.

3. *Одуан К., Гино Б.* Измерение времени. Основы GPS. – М. : Техносфера, 2002. – 400 с.

4. Результаты эксперимента по двухпутевому методу сличения шкал времени территориально удаленных высокостабильных эталонов с использованием средств наземного комплекса управления и спутникового оборудования ГНСС ГЛОНАСС / А. П. Алёшкин [и др.] // Труды Института прикладной астрономии РАН. – 2013. – № 27. – С. 70–75. – EDN SCTGMR.

5. Сравнительный анализ результатов моделирования и эксперимента сличения шкал времени двухпутевым методом с использованием средств наземного комплекса управления и спутникового оборудования ГНСС ГЛОНАСС / С. В. Подрезов [и др.] // Труды Института прикладной астрономии РАН. – 2018. – № 44. – С. 138–141. – EDN YLTFRJ.

6. *Алёшкин А. П., Мысливцев Т. О.* Компенсация неидентичности трасс распространения тестовых сигналов при реализации дуплексного метода сличения шкал удаленных синхронизаторов на основе синтеза опорной функции по эфемеридной информации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2013. – Вып. 639. – С. 118–123. – EDN RWLWCZ.

7. Компенсация неидентичности трасс распространения тестовых сигналов при реализации дуплексного метода сличения шкал удаленных синхронизаторов на основе эмпирического синтеза опорной функции / А. П. Алёшкин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2013. – Вып. 640. – С. 171–176. – EDN RXEUZF.

8. *Сташкевич А. И., Стригин В. С.* Вопросы расчета технических характеристик специальных радиолиний : учеб. пособие. – МО СССР, 1988. – 169 с.

9. Распространение радиоволн : учебник / под ред. О. И. Яковлева. – М. : ЛЕНАНД, 2009. – 496 с.

10. Рекомендация МСЭ-R P.834-9. Влияние тропосферной рефракции на распространение радиоволн. – 2017, дек. – 14 с. // Международный союз электросвязи : [офиц. сайт]. – URL : https:// https://www.itu.int/rec/R-REC-P.834 (дата обращения: 27.03.2025).

11. Рекомендация МСЭ-R P.676-13. Затухание в атмосферных газах и связанное с ним воздействие. – 2022, авг. – 29 с. // Международный союз электросвязи : [офиц. сайт]. – URL: https:// https://www.itu.int/rec/R-REC-P. 676 (дата обращения: 27.03.2025).

12. Рекомендация МСЭ-R P.835-6. Эталонные стандартные атмосферы. – 2017, дек. –10 с. // Международный союз электросвязи : [офиц. сайт]. – URL: https:// https://www.itu.int/rec/R-REC-P.835 (дата обращения: 27.03.2025).

13. Рекомендация МСЭ-R P. 853-3. Индекс рефракции радиоволн: его формула и данные о рефракции. 2017, дек. – 23 с. // Международный союз электросвязи : [офиц. сайт]. – URL: https:// https://www.itu.int/rec/R-REC-P.853 (дата обращения: 27.03.2025).

Е. Н. Белихин,
кандидат технических наук;
П. А. Проценко,
кандидат технических наук

ОБОСНОВАНИЕ ВАРИАНТОВ ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ-РЕТРАНСЛЯТОРОВ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОЙ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ НА НАЗЕМНЫЕ ПУНКТЫ ПРИЕМА

В статье рассматриваются различные варианты построения орбитальной группировки малых космических аппаратов-ретрансляторов (МКАР) для оперативной передачи данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на наземные пункты приема. Анализируются три основных подхода: размещение ретрансляторов вблизи каждого космического аппарата (КА) ДЗЗ, размещение их в одной орбитальной плоскости с КА ДЗЗ, а также создание ретрансляционной группировки для нескольких орбитальных плоскостей КА ДЗЗ. Проведены расчеты орбитальных параметров, обоснована эффективность предложенных схем с точки зрения времени нахождения МКАР на линии визирования, количества обслуженных зон радиовидимости и энергозатрат. Полученные результаты демонстрируют преимущества формирования специализированных ретрансляционных группировок для повышения оперативности и надежности передачи данных ДЗЗ.

Ключевые слова: дистанционное зондирование земли, малый космический аппарат, космический аппарат-ретранслятор, орбитальная группировка.

ВВЕДЕНИЕ

Современные космические аппараты ДЗЗ генерируют огромные объемы данных, которые необходимо оперативно передавать на наземные пункты приема. Однако ограниченная зона видимости наземных станций и задержки в передаче данных снижают эффективность использования информации. В этой связи актуальным становится создание орбитальной группировки КА-ретрансляторов, которые обеспечат непрерывную и оперативную передачу данных.

Например, аппараты ДЗЗ, такие как Landsat, Sentinel или WorldView, работают на низких орбитах (500–800 км), что ограничивает время их контакта с наземными станциями до 10–15 минут за виток [1]. Это приводит к задержкам в передаче данных, что критично для задач, требующих оперативного реагирования (мониторинг стихийных бедствий, аварий на промышленных объектах, техногенных катастроф). Так, во время лесных пожаров в Австралии (2019–2020) задержки в передаче данных ДЗЗ затрудняли координацию спасательных операций.

Для повышения оперативности передачи информации с КА ДЗЗ видится рациональным располагать МКАР вблизи КА ДЗЗ, что позволит передавать информацию с КА ДЗЗ, находящегося в не зоны видимости пунктов приема информации (ППИ), через МКАР, находящийся в зоне радиовидимости ППИ (рис. 1). Такой подход позволит увеличить время, в течение которого КА ДЗЗ сможет передавать информацию на ППИ. А также появиться возможность передавать информацию на ППИ, которые ранее были не в зоне видимости КА ДЗЗ. При этом такой подход не потребует установки дополнительного оборудования на КА ДЗЗ, что обеспечивает его применение на существующих КА ДЗЗ. Таким образом, появляется возможность повысить оперативность передачи данных с КА ДЗЗ на ППИ.

Актуальность исследований обусловлена следующими факторами [1, 2]:

– быстрая передача данных ДЗЗ позволяет оперативно реагировать на стихийные бедствия, техногенные аварии;

– оптимизация орбитальной группировки ДЗЗ снижает затраты на запуск и эксплуатацию космических аппаратов;

– развитие технологий лазерной связи и искусственного интеллекта для управления группировками открывает новые возможности для повышения эффективности КА-ретрансляторов;

– изменение климата, деградация экосистем и рост урбанизации требуют постоянного мониторинга, что невозможно без оперативной передачи данных.

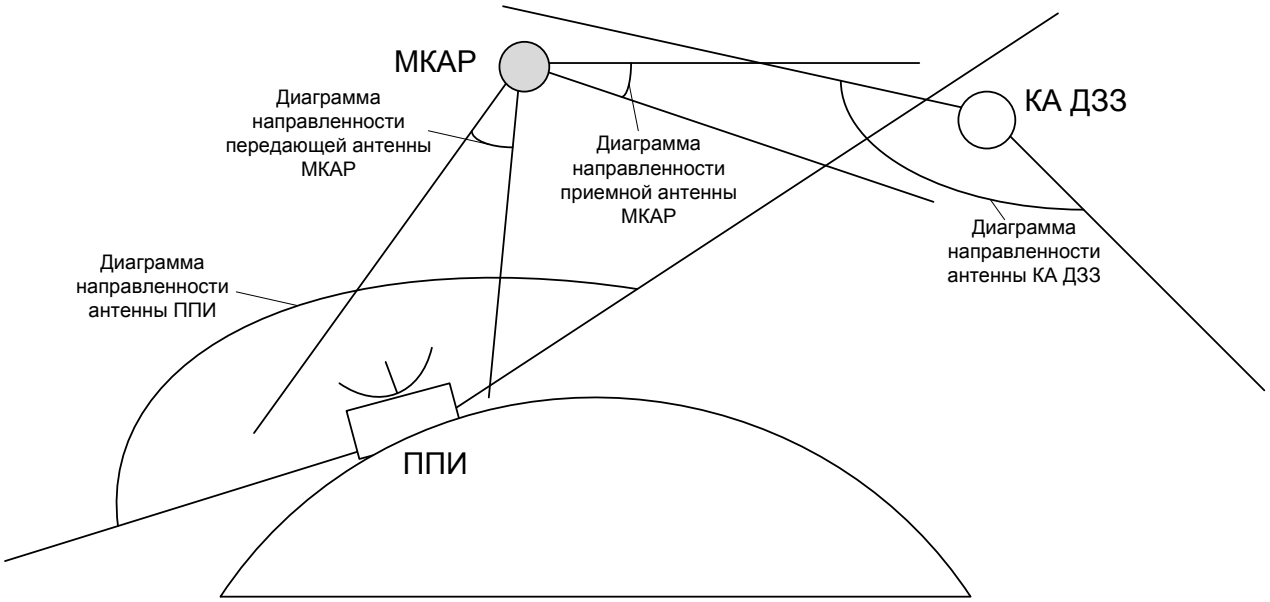


Рис. 1. Схема передачи информации через МКАР

Для решения данных задач видится актуальным создание орбитальной группировки на базе малых КА-ретрансляторов. В результате анализа возможностей МКАР разработано три способа построения ОГ МКАР:

1) построение орбитальной группировки МКАР вблизи каждого КА космической системы ДЗЗ;
2) построение ОГ МКАР в близкой орбитальной плоскости с КА ДЗЗ;
3) построение ОГ МКАР для группы орбитальных плоскостей КА ДЗЗ.

ПОСТРОЕНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МКАР ВБЛИЗИ КАЖДОГО КА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДЗЗ

Под каждым КА ДЗЗ должен быть расположен МКАР, который будет максимально возможное время находиться в нижней полусфере КА ДЗЗ в зоне устойчивого приема сигнала от КА ДЗЗ. Для постоянного нахождения МКАР в нижней полусфере КА ДЗЗ орбита МКАР должна быть меньшего радиуса, чем орбита КА ДЗЗ. Для того чтобы МКАР находился всегда вблизи КА ДЗЗ необходимо чтобы драконический период обращения КА ДЗЗ и МКАР совпадали. При этом период обращения МКАР в основном определяется радиусом орбиты. Не существует круговой орбиты с меньшим радиусом и с тем же периодом орбиты, что и у КА ДЗЗ. Для выравнивания периодов обращения КА ДЗЗ и МКАР большие полуоси их орбит должны совпадать. Предлагается располагать МКАР на эллиптических орбитах с периодом обращения таким же, как и у КА ДЗЗ, при этом около полупериода МКАР будет находиться выше КА ДЗЗ и другую половину МКАР будет ниже КА ДЗЗ (рис. 2).

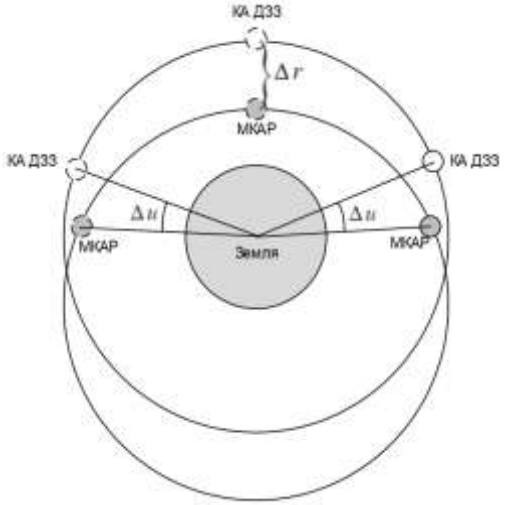


Рис. 2. Расположение МКА-ретранслятора на эллиптической орбите

Если пункты приема информации (ППИ) будут в основном находиться в северном полушарии, то перигей орбиты МКАР должен находиться также в северном полушарии. Выполненные расчеты показывают, что аргумент широты перигея должен быть равен 90 градусов.

Угловая скорость движения МКАР $\frac{d\vartheta}{dt}$ по орбите является переменной величиной, зависит от радиуса орбиты и определяется по формуле

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2}, \tag{1}$$

где μ – гравитационная постоянная Земли;
p – фокальный параметр;
r – величина радиуса-вектора МКАР.

МКАР необходимо разместить так, чтобы он входил в северное полушарие с некоторым отставанием по аргументу широт Δu от КА ДЗЗ. В момент прохождения МКАР перигея орбиты он будет находиться под КА ДЗЗ, а выходить МКАР из северного полушария будет с опережением по аргументу широты Δu (см. рис. 1). Значение аргумента широты Δu определяется разницей между радиусом орбиты КА ДЗЗ и радиусом перигея орбиты МКАР Δr по формуле

$$\Delta u = \frac{\Delta r}{r_{\text{КА ДЗЗ}}} \sin\vartheta, \tag{2}$$

где ϑ – истинная аномалия КА ДЗЗ;
$r_{\text{КА ДЗЗ}}$ – радиус орбиты КА ДЗЗ.

Драконический период обращения КА в общем случае рассчитывается по формуле

$$T_\Omega = T_0 \left\{ 1 + \frac{3}{2} c_{20} \left(\frac{a_э}{a} \right)^2 \left[3 - \frac{5}{2} \sin^2 i \ - e\cos\omega \left(1 - 5\sin^2 i \ \right) \right] \right\}, \tag{3}$$

где T_0 – оскулирующий период,

$$T_0 = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\sqrt{\mu}};$$

a – большая полуось;
i – наклонение;
e – относительный эксцентриситет;
ω – аргумент широты перигея;
c_{20} – константа второй гармоники разложения гравитационного поля Земли;
$a_э$ – радиус Земли на экваторе.

Скорость прецессии плоскости орбиты КА в общем случае рассчитывается по формуле

$$\dot{\Omega} = 3\frac{\pi_2 \pi \cos i}{T_\Omega \mu p^2}, \quad (4)$$

где $\pi_2 = \mu a_э^2 c_{20} = -1.7555 \cdot 10^{25}$ м^5/с^2.

Для выполнения требования нахождения МКАР вблизи КА ДЗЗ необходимо чтобы выполнялись следующие требования:

1) драконические периоды обращения МКАР и КА ДЗЗ должны совпадать:

$$T_{\Omega\,\text{МКАР}} = T_{\Omega\,\text{КА ДЗЗ}}; \quad (5)$$

2) скорости прецессий плоскостей орбит МКАР и КА должны совпадать:

$$\dot{\Omega}_{\text{МКАР}} = \dot{\Omega}_{\text{КА ДЗЗ}}.$$

Откуда следует, что

$$\frac{\cos i_{\text{КА ДЗЗ}}}{p^2_{\text{КА ДЗЗ}}} = \frac{\cos i_{\text{МКАР}}}{p^2_{\text{МКАР}}}. \quad (6)$$

Для расчета элементов орбиты МКАР необходимо задать значение Δr, таким образом определится радиус перигея орбиты МКАР:

$$r_{\text{П}} = r_{\text{КА ДЗЗ}} - \Delta r.$$

В предположении, что большая полуось орбиты МКАР равна радиусу орбиты КА ДЗЗ, рассчитаем радиус апогея орбиты МКАР по формуле

$$r_{\text{А}} = 2 \cdot r_{\text{КА ДЗЗ}} - r_{\text{П}}.$$

Относительный эксцентриситет e и фокальный параметр p орбиты МКАР рассчитываются по формулам:

$$e_{\text{МКАР}} = \frac{r_{\text{А}} - r_{\text{П}}}{r_{\text{А}} + r_{\text{П}}} \quad \text{и} \quad p_{\text{МКАР}} = r_{\text{КА ДЗЗ}}(1 - e^2). \quad (7)$$

С учетом того, что КА ДЗЗ располагаются на околокруговых орбитах

$$p_{\text{КА ДЗЗ}} = r_{\text{КА ДЗЗ}}. \quad (8)$$

Подставив формулы (7) и (8) в формулу (6) и выразив наклонение орбиты МКАР, получим

$$\cos i_{\text{МКАР}} = \cos i_{\text{КА ДЗЗ}}(1 - e^2)^2. \quad (9)$$

Анализ формулы (9) показывает, что при малых значениях эксцентриситета наклонения орбит совпадают. Действительно, задавшись значением Δr порядка 100 км, для КА ДЗЗ, расположенных на высотах порядка 600 км, получим значение эксцентриситета 0,007. Ошибка неучета влияния такого эксцентриситета на значение наклонения орбиты МКАР со-

ставляет порядка 0,001%, что позволяет принять наклонение орбиты МКАР, равной наклонению орбиты КА ДЗЗ. Таким образом, орбита МКАР будет иметь то же наклонение, что и КА ДЗЗ, а прямое восхождение восходящего узла орбиты МКА должно отличаться на несколько градусов от прямого восхождения восходящего узла КА ДЗЗ, чтобы расширить зону приема МКАР.

В нецентральном гравитационном поле аргумент широты перигея имеет прецессию. Скорость прецессии аргумента широты перигея рассчитывается по формуле

$$\dot{\omega} = \frac{3}{2T_{\Omega}} \frac{\pi_2}{\mu} \frac{\pi}{p^2} \left(1 - 5\cos^2 i\right).$$

Для компенсации ухода аргумента широты перигея необходимо осуществлять маневры коррекции [3]. Требуемый расход характеристической скорости для маневра коррекции аргумента широты перигея рассчитывается по формуле

$$\Delta V = -2\sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin\frac{\Delta\omega}{2},$$

где $\Delta\omega$ – требуемое смещения перигея в плоскости орбиты.

Предложенный подход требует постоянного расхода характеристической скорости. Проведенные оценки показывают, что требуемый расход характеристической скорости в сутки составляет порядка 1–10 м/с.

Число МКАР в орбитальной группировке совпадает с числом КА ДЗЗ, подлежащих обслуживанию. Данная система обладает очень высокими показателями общего времени нахождения МКАР на линии визирования МКАР – КА ДЗЗ и количества обслуженных зон радиовидимости КА ДЗЗ – ППИ за заданное время. При широкой диаграмме передающей антенны КА ДЗЗ МКАР способен контролировать все сеансы передачи информации над северным полушарием. Продублировав систему МКАР и изменив аргумент широты перигея на 270 градусов, можно обеспечить контроль орбиты КА ДЗЗ над южным полушарием. Создание второго сегмента системы МКАР над южным полушарием снимает вопрос удержания перигея, так как аргументы широты перигеев орбит МКАР для одного КА ДЗЗ всегда будут отстоять на 180 градусов, что обеспечит постоянный контроль КА ДЗЗ.

Относительные малые дальности между МКАР и КА ДЗЗ позволяют снизить требования к аппаратуре МКАР. Предлагаемый подход может быть рациональным для применения, только если МКАР будут недорогими. Для примера, при обслуживании орбитальной группировки, состоящей из 84 КА ДЗЗ, создается орбитальная группировка из 84 МКАР.

Результаты численного моделирования по оцениванию показателей эффективности системы МКАР на интервале одних суток следующие:

– общее время нахождения КА ДЗЗ без использования МКАР в зоне передачи информации на ППИ составляет 75 дней 8 часов 15 минут, а с использованием МКАР – 113 дней 3 часа 14 минут, что повышает время нахождения в зоне передачи информации на ППИ на 51%;

– общее число зон радиовидимости КА ДЗЗ – ППИ без использования МКАР составляет 1511, а с использованием МКАР – 2174, что увеличивает число зон для передачи информации на 44 %;

– дублирование работы МКАР при обслуживании соседних КА ДЗЗ составляет 10 раз, что говорит о значительном избытке системы МКАР;

– среднее количество характеристической скорости, потраченной на один сеанс сброса информации 0,0031 м/с;

– среднее время между сеансами сброса информации на ППИ сократилось с 55 минут до 32 минут.

ПОСТРОЕНИЕ ОГ МКАР В БЛИЗКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ С КА ДЗЗ

Анализ орбитальных группировок современных КА ДЗЗ показал, что основная часть КА ДЗЗ располагается на солнечно-синхронных орбитах, а также существуют некоторые группировки КА ДЗЗ, располагающиеся на одной орбите с некоторым разнесением по аргументу широты [3]. Предлагается создание под каждый КА ДЗЗ соответствующего МКАР на круговой орбите меньшего радиуса, чем орбита КА ДЗЗ, параметры орбиты которого выбраны таким образом, чтобы скорость прецессии плоскости орбиты МКАР и КА ДЗЗ совпадали, а орбита была меньшего радиуса, чем орбита КА ДЗЗ. Таким образом, МКАР располагается всегда в нижней полусфере КА ДЗЗ. Угловая скорость движения МКАР по орбите выше, чем КА ДЗЗ, в связи с этим постоянно МКАР вблизи КА ДЗЗ находиться не будет.

Для совпадения скоростей прецессий плоскостей орбит МКАР и КА ДЗЗ при разных драконических периодах обращения необходимо выбрать наклонение таким образом, чтобы выполнялось условие

$$\dot{\Omega}_{\text{КА ДЗЗ}} = 3\frac{\pi_2 \pi \cos i_{\text{МКАР}}}{T_{\Omega\,\text{МКАР}} \mu p_{\text{МКАР}}^2}, \qquad (10)$$

где $\dot{\Omega}_{\text{КА ДЗЗ}}$ – скорость прецессии плоскости орбиты КА ДЗЗ;

$T_{\Omega\,\text{МКАР}}$ – драконический период обращения по орбите МКАР;

$p_{\text{МКАР}}$ – фокальный параметр орбиты МКАР;

$i_{\text{МКАР}}$ – наклонение орбиты МКАР.

Разрешается выражение (10) по наклонению орбиты с применением итерационных методов поиска решения в трансцендентном уравнении с учетом того, что драконический период орбиты МКАР является также функцией наклонения орбиты МКАР. Прямое восхождение восходящего узла орбиты МКАР выбирается таким образом, чтобы обеспечить максимальное расширение зоны передачи информации на ППИ.

Предлагаемый подход к построению системы не требует дополнительных затрат энергетики для удержания параметров орбиты МКАР. Так как МКАР не находится постоянно вблизи одного КА ДЗЗ, он способен периодически обслуживать все КА ДЗЗ, находящиеся в соседней плоскости.

Для примера рассмотрим эффективность системы МКАР по обслуживанию КА ДЗЗ Jilin, расположенных в одной плоскости, параметры орбит которых представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры орбит системы КА ДЗЗ «Jilin»

Название системы	i, град	Ω, град	ω, град	p ,км	e	u , град
Jilin-1-03D-45	97,5	242,1	136,544	6912,3	0,001164	4,04395
Jilin-1-03D-47	97,5	242,1	150,448	6910,85	0,001397	28,8157
Jilin-1-03D-46	97,5	242,1	177,898	6904,09	0,001922	49,2419
Jilin-1-03D-49	97,5	242,1	245,717	6896,58	0,00141	102,23
Jilin-1-03D-48	97,5	242,1	184,846	6895,28	0,000237	127,625
Jilin-1-03D-44	97,5	242,1	128,525	6903,84	0,00137	147,39
Jilin-1-03D-50	97,5	242,1	170,365	6913,89	0,001611	181,416

В таблице использованы следующие обозначения:

i – наклонение орбиты;

Ω – прямое восхождение восходящего узла;

ω – аргумент широты перигея;

p – фокальный параметр;

e – эксцентриситет;

u – аргумент широты КА.

Параметры орбиты сформированной орбитальной группировки МКАР представлены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры орбиты системы МКАР

Название КА	i, град	Ω, град	ω, град	p, км	e	u, град
МКАР-1	97,3	237	0	6812,3	0	4,04395
МКАР-2	97,3	237	0	6810,85	0	28,8157
МКАР-3	97,3	237	0	6804,09	0	49,2419
МКАР-4	97,3	237	0	6796,58	0	102,23
МКАР-5	97,3	237	0	6795,28	0	127,625
МКАР-6	97,3	237	0	6803,84	0	147,39
МКАР-7	97,3	237	0	6813,89	0	181,416

Расчет показателей эффективности системы МКАР на интервале одних суток дал следующие результаты:

– общее время нахождения КА ДЗЗ без использования МКАР в зоне передачи информации на ППИ составляет 1 день 7 часов 45 минут, а с использованием МКАР – 1 день 15 часов 23 минуты, что повышает время нахождения в зоне передачи информации на ППИ на 25%;

– общее число зон радиовидимости КА ДЗЗ – ППИ без использования МКАР составляет 145, а с использованием МКАР – 177, что увеличивает число зон для передачи информации на 22 %;

– дублирование работы МКАР при обслуживании КА ДЗЗ составляет 54 %;

– среднее количество характеристической скорости, потраченной на один сеанс сброса информации 0,0031 м/с;

– среднее время между сеансами сброса информации на ППИ сократилось с 1 часа 1 минуты до 48 минут.

ПОСТРОЕНИЕ ОГ МКАР ДЛЯ ГРУППЫ ОРБИТАЛЬНЫХ ПЛОСКОСТЕЙ КА ДЗЗ

Анализ пространственного расположения КА ДЗЗ показывает, что возможна их группировка по пространственной удаленности плоскостей КА ДЗЗ [2, 3] и назначение для группы плоскостей КА ДЗЗ одной плоскости с несколькими МКАР (рис. 3).

На рис. 3 тонкими линиями обозначены орбиты КА ДЗЗ, а жирной линией – орбита МКАР.

Предлагается следующий подход к созданию системы МКАР. Рационально создавать только плоскость орбиты для некоторого M значения КА ДЗЗ, планирующихся к обслуживанию. При этом угол некомпланарности между плоскостью МКАР и КА ДЗЗ не должен пре-

вышать некоторого значения γ_{max}. Число МКАР, обслуживающих одну группу плоскостей КА ДЗЗ, равно *N*. Конкретные значения величин *M*, *N* и γ_{max} выбираются по принципу удовлетворения требованиям к системе МКАР.

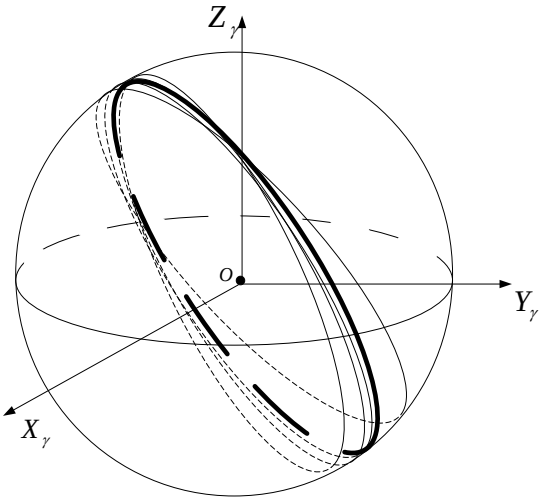


Рис. 3. Создание одной орбиты МКАР для группы орбит КА ДЗЗ

Генерация системы МКАР осуществляется по следующему алгоритму.

1. Разбивается множество КА ДЗЗ на группы. В одну группу входят КА ДЗЗ, где угол некомпланарности между плоскостями КА ДЗЗ меньше $2\gamma_{max}$. Анализ баллистического построения орбитальной группировки КА ДЗЗ показал, что наклонение орбит находится в диапазоне 97–99 градусов, таким образом, основной вклад в величину угла некомпланарности вносит разброс по прямому восхождению восходящего узла. Предлагается формировать КА ДЗЗ на группы, в которых разница между прямыми восхождениями восходящих узлов двух любых КА ДЗЗ меньше γ_{max}.

2. Оцениваются размеры групп – сколько КА ДЗЗ вошло в группу. Если число КА ДЗЗ в группе меньше *M*, то под эту группу не будут создаваться МКАР.

3. Для каждой группы МКАР выбирается центральная плоскость орбиты МКАР так, чтобы максимальный угол некомпланарности между плоскостью МКАР и плоскостями КА ДЗЗ был минимален.

4. В найденных плоскостях формируется круговая орбита с большой полуосью, меньшей на заданную величину, чем большая полуось КА ДЗЗ, имеющего наименьшую большую полуось из всех КА ДЗЗ в группе. При этом осуществляется коррекция наклонения орбиты МКАР так, чтобы орбита стала солнечно-синхронной.

5. На найденных орбитах равномерно располагаются *N* МКАР, разнесенных по аргументу широты на угол $\frac{2\pi}{N}$.

Например, создадим систему МКАР для следующих исходных данных:

– максимальный угол некомпланарности между МКАР и КА ДЗЗ γ_{max} = 10 град;

– минимальное число КА ДЗЗ в группе *M* = 10;

– число МКАР, обслуживаемых одну группу, *N* = 6;

– орбита МКАР берется на 100 км ниже самого низколетящего КА ДЗЗ в группе.

Множество КА ДЗЗ, состоящее из 84 КА, разбивается на шесть групп с составом КА, приведенным в табл. 3, и для каждой определяется положение плоскости орбиты МКАР.

Таблица 3

Разбиение множества КА ДЗЗ на группы

№ группы	Количество КА ДЗЗ в группе	$\Omega_{\min}$, град	$\Omega_{\max}$, град	$\Omega_{\text{МКАР}}$, град	$a_{\text{МКАР}}$, град	$i_{\text{МКАР}}$, град
1	3	41	49	–	–	–
2	3	79	81	–	–	–
3	1	112	112	–	–	–
4	22	152	172	162	6780	97,3
5	24	174	193	183,5	6780	97,3
6	20	201	221	211	6780	97,3
7	11	234	242	238	6780	97,3

Таким образом, предлагается орбитальная система МКАР, состоящая из четырех плоскостей по шесть МКАР в каждой. Произведены оценки показателей эффективности системы МКАР при обслуживании 77 КА ДЗЗ на интервале одних суток и получены следующие результаты:

– общее время нахождения КА ДЗЗ без использования МКАР в зоне передачи информации на ППИ составляет 22 день 3 часов 35 минут, а с использованием МКАР – 30 дней 5 часов 35 минут, что повышает время нахождения в зоне передачи информации на ППИ на 36%;

– общее число зон радиовидимости КА ДЗЗ – ППИ без использования МКАР составляет 1509, а с использованием МКАР – 2013, что увеличивает число зон для передачи информации на 33 %;

– дублирование работы МКАР при обслуживании КА ДЗЗ составляет 192 %;

– среднее время между сеансами сброса информации на ППИ сократилось с 57 минут до 46 минут.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрены различные варианты построения орбитальной группировки МКАР для обеспечения оперативной передачи данных ДЗЗ на наземные пункты приема. Проведенный анализ показал, что использование специализированных ретрансляторов позволяет значительно снизить задержки в передаче данных, что критично для задач мониторинга стихийных бедствий, техногенных аварий и оперативного реагирования.

На основе численного моделирования обоснованы три подхода к построению системы ретрансляции:

– размещение МКАР вблизи каждого КА ДЗЗ обеспечивает максимальное увеличение зоны передачи информации с КА ДЗЗ на ППИ;

– размещение МКАР в близких орбитальных плоскостях с КА ДЗЗ снижает затраты на управление, но требует оптимизации параметров орбиты;

– формирование единой ретрансляционной группировки для нескольких орбитальных плоскостей КА ДЗЗ повышает гибкость системы и уменьшает общее количество требуемых МКАР.

Результаты расчетов демонстрируют, что каждый из предложенных вариантов имеет свои преимущества и может быть использован в зависимости от требуемых параметров системы. Наиболее перспективным направлением является адаптивное комбинирование предложен-

ных схем с учетом развития технологий лазерной связи и искусственного интеллекта для управления орбитальными группировками.

Таким образом, разработка и внедрение орбитальных систем ретрансляции данных ДЗЗ являются важным шагом к повышению эффективности использования космических аппаратов, расширению возможностей мониторинга Земли и оперативному реагированию на возникающие чрезвычайные ситуации.

Список использованных источников

1. *Аверкиев Н. Ф., Коваленко Ю. А.* Алгоритмы прогнозирования движения космических аппаратов : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2004. – 89 с.

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

3. *Баринов К. Н., Бурдаев М. Н., Мамон П. А.* Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1975. – 232 с.

С. Е. Березовский;
А. В. Колесник,
доктор военных наук;
О. И. Латанова;
Е. А. Сакулин,
кандидат технических наук

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ФАКТОРА ТОЧНОСТИ ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ С УЧЕТОМ ТЕХНИЧЕСКОЙ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье рассмотрены обобщенная структура глобальной навигационной спутниковой системы и типовые задачи моделирования ее алгоритмов функционирования. Приведены примеры взаимного расположения навигационных космических аппаратов и соответствующие им уровни геометрического фактора точности. Представлена методика оценки геометрического фактора точности глобальной навигационной спутниковой системы с учетом технической надежности космических аппаратов.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система, показатели эффективности, геометрический фактор точности, техническая надежность.

ВВЕДЕНИЕ

Современные глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) предназначены для координатно-временного и навигационного обеспечения различных классов потребителей. ГНСС является сложной иерархической системой, в состав которой входит множество взаимосвязанных элементов, которые, в свою очередь, объединены в подсистемы различных уровней. Определение показателей эффективности функционирования ГНСС является комплексной задачей и проводится на основании ее моделирования.

Одними из основных показателей эффективности функционирования ГНСС является точность определения местоположения потребителей [1, 2]. Она зависит от множества факторов: погрешности эфемеридного и частотно-временного обеспечения навигационных космических аппаратов (КА); рефракции радиоволн при их распространении от навигационных КА до потребителя; количества навигационных КА, находящихся в зоне радиовидимости потребителя, а также от взаимного расположения этих КА; отношения сигнал-помеха каждого навигационного КА; аппаратурных погрешностей.

Актуальность рассматриваемого направления исследований обусловлена активным развитием ГНСС и их применением при решении навигационных задач различными классами потребителей.

ОБОБЩЕННАЯ СТРУКТУРА ГНСС И ТИПОВЫЕ ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ОЦЕНКИ ЕЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Выполнение требований потребителей по навигационно-временному обеспечению и дальнейшее развитие ГНСС обеспечивается функционированием всех ее составных частей и включает в себя:

– подсистему навигационных космических аппаратов (космический сегмент);

– подсистему контроля и управления, в которую входят центр управления системой, наземный комплекс управления космическими аппаратами и система контроля потребительских характеристик;

– навигационную аппаратуру потребителей (НАП), интегрированную в объекты навигации, и автоматизированные системы управления ими (сегмент потребителей);

– средства функциональных дополнений;

– подсистему фундаментального обеспечения.

Усложнение задач навигационно-временного обеспечения и их существенная интеллектуализация привели к формированию территориально-распределенной интегрированной системы информационного навигационно-временного обеспечения потребителей и появлению нового класса автоматизированных систем – навигационно-информационных систем.

Под навигационно-информационными системами понимаются автоматизированные системы, основанные на реализации метода спутниковой радионавигации и предназначенные для проведения навигационных определений, передачи от объектов навигации мониторинговой информации и формирования на ее основе системной навигационной информации, предоставляемой потребителям.

Процесс функционирования современной ГНСС основывается на применении метода беззапросных дальномерных измерений между навигационными КА и потребителем. Потребителю в составе навигационного сообщения передается оперативная и неоперативная информация, которая включает в себя: эфемериды навигационных КА, сдвиг шкалы времени КА относительно системной шкалы, альманах состояния, альманах фаз, альманах орбит и др.

Основные параметры радионавигационного поля ГНСС определяются методом моделирования функционирования системы в процессе проведения статистических испытаний [3]. Основными методами определения параметров радионавигационного поля ГНСС являются:

– метод измерения рабочей зоны системы;

– метод определения доступности навигационного обслуживания;

– метод определения надежности навигационного обслуживания;

– метод определения погрешности местоопределения;

– метод определения погрешности параметра дальности;

– метод определения погрешности передачи времени UTC (SU).

На основании этого формируются внутренние и внешние типовые задачи моделирования функционирования ГНСС, связанные с навигационным обеспечением различного класса потребителей.

Типовыми задачами моделирования функционирования ГНСС являются:

– оценка текущих целевых характеристик ГНСС, в том числе в условиях деградации ее состава и структуры;

– оценка доступности определения местоположения в заданных районах с учетом тактико-технических характеристик НАП и требований потребителей к точности;

– формирование и выдача оценки потенциальной точности навигации подвижных потребителей ГНСС вдоль трассы движения, параметров движения объектов, оснащенных НАП;

– определение рациональных маршрутов движения высокодинамичных объектов с учетом целевых характеристик ГНСС.

Применительно к этим задачам определяются соответствующие показатели качества функционирования ГНСС и ее эффективность. Эффективность ГНСС является обобщенной характеристикой совокупности ее различных свойств, которые в полной мере отображают качество выполнения навигационных задач в различных условиях обстановки. При проведении оценки эффективности ГНСС необходимо учитывать множество показателей системы, в частности функциональные, технико-эксплуатационные и др.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ГНСС

Совокупность показателей, выбранных при проведении оценки эффективности ГНСС, позволяет оценить ее основные характеристики, значимые для решения прикладных потребительских задач.

Оценка эффективности ГНСС проводится с учетом множества показателей, относящихся к функциональным, технико-эксплуатационным и др.

В общем виде эффективность системы представляет собой оценку ее качества, которая может быть представлена в следующей форме:

$$Э = Э(K_1, K_2, \ldots, K_n),$$

где K_i – определенные показатели качества системы ($i = 1, \ldots, n$).

При этом выбор компонентов, которые будут первичными, не имеют строгого обоснования и будут определяться исходя из условий и требований, предъявляемых к поставленной задаче.

Для эффективного решения задач навигационного обеспечения различных классов потребителей необходимо знать и прогнозировать траектории полета самих навигационных КА.

На точность навигационных определений оказывают влияние геометрический фактор точности определения местоположения потребителей (PDOP) и его составляющие: геометрический фактор точности определения местоположения потребителей ГНСС по вертикали (VDOP) и геометрический фактор точности определения местоположения потребителей ГНСС по горизонтали (HDOP).

В свою очередь, предельное значение PDOP, превышение которого не обеспечивает требуемой точностью навигационного обеспечения потребителей, называется маской PDOP. В соответствии со стандартом обеспечения точного позиционирования потребителей [4] максимальное значение маски PDOP для навигационных КА ГНСС, при котором возможно выполнение навигационной задачи с требуемой точностью, составляет 6.

В общем случае геометрический фактор PDOP определяется следующим образом [5]:

$$\mathrm{PDOP} = \sqrt{\mathrm{HDOP}^2 + \mathrm{VDOP}^2}; \quad (1)$$

$$\mathrm{VDOP} = \frac{\sigma_h}{\sigma_{\text{пд}}}; \quad (2)$$

$$\mathrm{HDOP} = \frac{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}}{\sigma_{\text{пд}}}, \quad (3)$$

где σ_h – среднеквадратическая погрешность высотной составляющей определения местоположения потребителей ГНСС;

$\sigma_{\text{пд}}$ – среднеквадратическая погрешность определения псевдодальности до НКА ГНСС;

σ_x, σ_y – среднеквадратическая погрешность определения горизонтальных координат.

Примеры взаимного расположения навигационных КА представлены на рис. 1. Наилучшей конфигурацией, при которой значение PDOP будет минимальным, считается конфигурация из четырех КА, три из которых расположены симметрично относительно четвертого КА, расположенного в зените (рис. 1,*а*). При такой конфигурации результаты полученных измерений наиболее точные. При этом большое значение PDOP будет в том случае, когда все

КА расположены в одной и той же части пространства (рис. 1,*б*) или выстроились в прямую линию (рис. 1,*в*). Однако при решении навигационных задач может быть важна, прежде всего, точность определения только вертикальных (VDOP) или горизонтальных (HDOP) координат. Тогда могут быть рассмотрены конфигурации расположения навигационных КА, представленные на рис. 1,*в* и *г*.

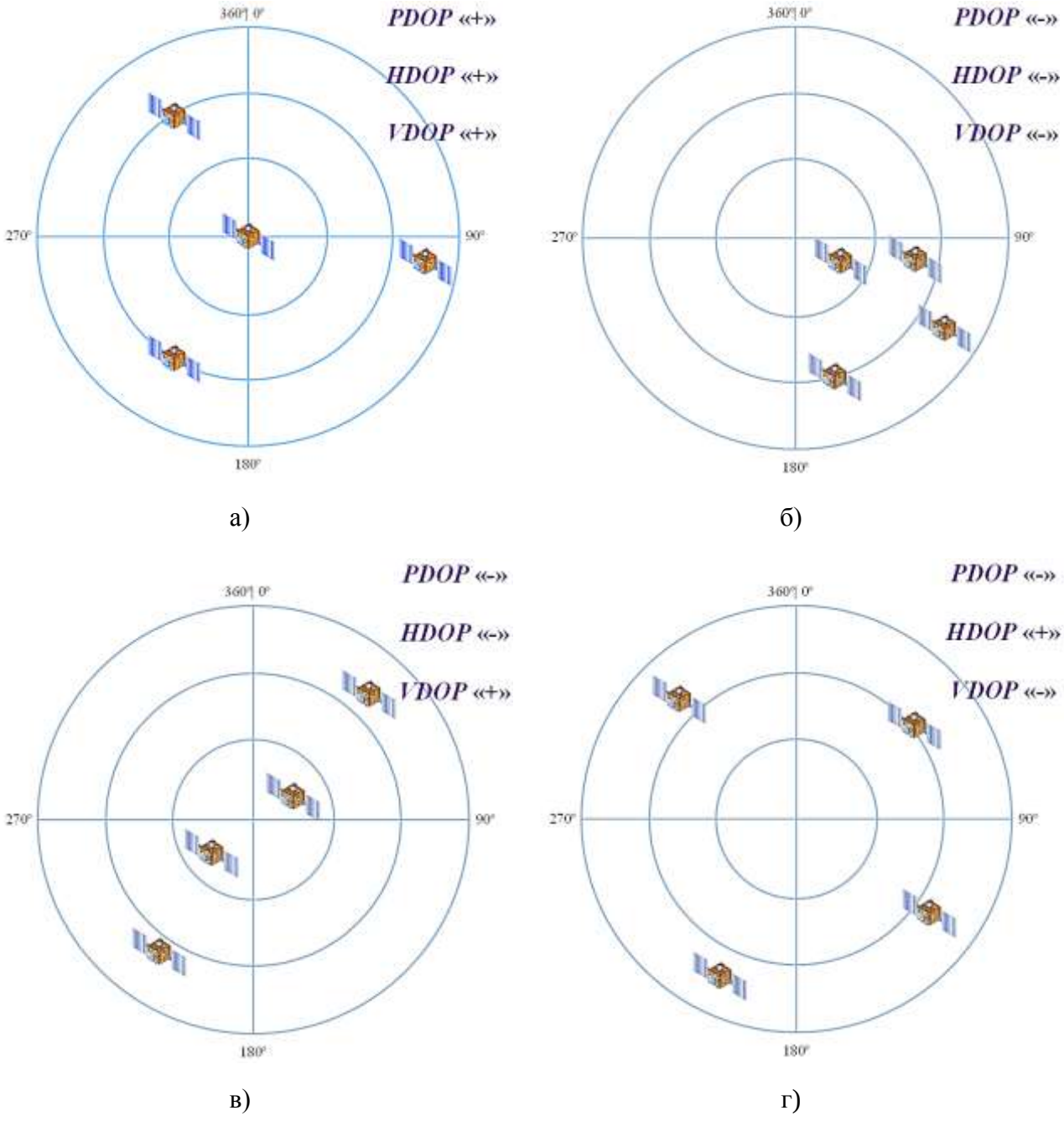


Рис. 1. Варианты взаимного расположения навигационных КА

Снижение уровня PDOP может быть достигнуто путем выборки созвездия навигационных КА, которое обеспечивает наилучшее взаимное расположение в пространстве на основании результатов прогнозирования их траекторий полета.

Значения геометрического фактора снижения точности определения местоположения потребителей и соответствующие им уровни точности представлены в табл. 1.

Таблица 1

Уровни точности геометрического фактора снижения точности определения местоположения потребителей

Значения PDOP	Уровень точности	Возможности применения полученных результатов
1<PDOP≤2	Идеальный	Рекомендуемый уровень для систем, требующих максимально возможную точность
2<PDOP≤4	Отличный	Достаточная точность для использования результатов измерений в чувствительной аппаратуре и программах
4<PDOP≤6	Хороший	Рекомендуемый минимум для принятия решений. Результаты могут быть использованы для достаточно точных навигационных указаний
6<PDOP≤8	Удовлетворительный	Результаты могут быть использованы для грубой оценки местоположения, но требуется повышение точности
8<PDOP	Неудовлетворительный	Результаты не могут быть использованы для грубой оценки местоположения

Мгновенные значения распределения геометрического фактора в пространстве наглядно представляются в форме, приведенной на рис. 2, где светлые области соответствуют наименьшему значению (наилучшему) PDOP.

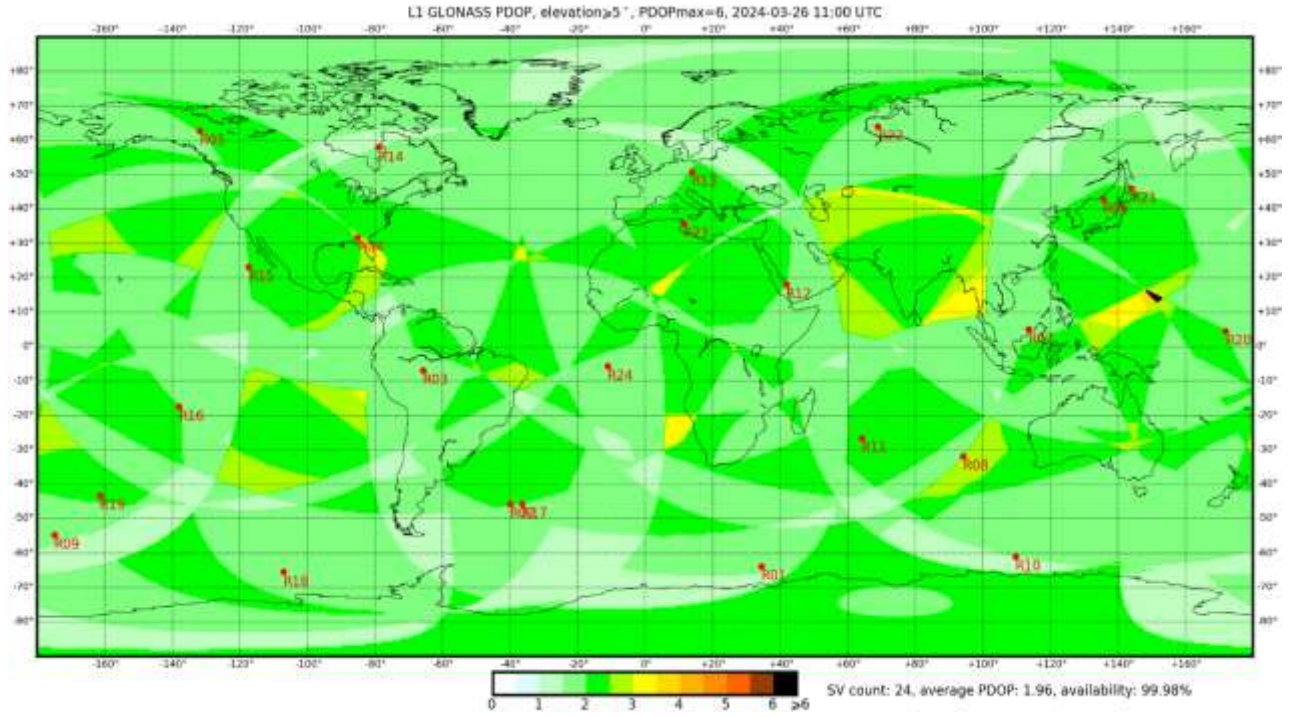


Рис. 2. Распределение значений PDOP ГНСС ГЛОНАСС

Распределение значений PDOP промоделировано на момент времени 11:00 (UTC) для ОГ в составе 24 навигационных КА, предельно допустимое значение $PDOP_{max} = 6$. При заданных условиях доступность навигационного поля составила 99,98%, а среднее значение PDOP глобально составило 1,96. При этом среднее значение PDOP может вычисляться для конкретных районов, включающих несколько областей с различными значениями геометриче-

ского фактора, а также на заданном временном интервале с учетом динамики изменения показателя PDOP.

Рассмотрим результаты распределения значений PDOP на примере ГНСС ГЛОНАСС в зависимости от числа видимых навигационных КА, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Распределение значений PDOP в зависимости от числа видимых навигационных КА

Параметр	Количество видимых навигационных КА					
	4	5	6	7	8	9
PDOP	2,45	2,16	2,05	1,91	1,86	1,79

При стандартной конфигурации ОГ ГЛОНАСС, значении «угла маски» равном 5 град в глобальной рабочей зоне на 24-часовом временном интервале с вероятностью 99,9 % и более обеспечивается видимость четырех и более навигационных КА. При этом четыре навигационных КА обеспечивают уровень PDOP не выше 6. В дальнейшем полученные данные могут использоваться для оценки точности определения местоположения потребителей.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ФАКТОРА ТОЧНОСТИ ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

Важным условием достижения высокой точности навигационного обеспечения потребителей является такое взаимное пространственное расположение рабочего созвездия навигационных КА и потребителя с НАП, при котором обеспечивается требуемая точность координатно-временного и навигационного обеспечения выполнения специальных задач на заданном временном интервале в определенном районе. Влияние геометрии взаимного расположения навигационных КА на точность определения местоположения потребителей оценивается по уровню значений PDOP.

Однако в навигационных КА могут возникать аппаратно-программные сбои, которые обусловлены как внешними воздействиями естественного происхождения, так и преднамеренными деструктивными воздействиями. Это может послужить причиной частичной работоспособности или полного выхода из строя КА, входящих в рабочее созвездие, и, как следствие, исключение их из обработки. В связи с этим очень важным аспектом выполнения потребителем задач с требуемым качеством навигационного обеспечения является выбор оптимального созвездия навигационных КА, обеспечивающего наилучший уровень PDOP, с учетом их технической надежности. В общем случае для решения навигационной задачи достаточно нахождения в зоне радиовидимости потребителя четырех навигационных КА.

В свою очередь, техническая надежность КА характеризуется совокупностью свойств, характеризующих способность КА обеспечивать получение выходного эффекта. Выходной эффект является результатом, получаемым в ходе решения КА задач с заданным качеством в определенный временной интервал [6]. Уровень качества выходного эффекта устанавливается потребителем в соответствии с требованиями, предъявляемыми к решаемым им задачам. Уровень технической надежности созвездия КА оценивается значением вероятности получения выходного эффекта не менее заданной:

$$P = \prod_{i=1}^{N} [K_{ri} \cdot P_i(t)], \qquad (4)$$

где $K_{гi}$ – коэффициент готовности i-го КА;
$P_i(t)$ – вероятность безотказной работы i-го КА;
i – порядковый номер КА;
N – общее число КА, входящих в ОГ (4).

В случае, когда орбитальная группировка (ОГ) ГНСС функционирует в штатном режиме и отсутствуют внешние возмущающие воздействия, PDOP чаще всего достигает заданных значений. Однако в случаях, когда один или более навигационных КА выведены на техническое обслуживание, меняется конфигурация орбитальной группировки ГНСС и изменяются значения PDOP, что напрямую влияет на качество навигационного обеспечения потребителей.

На рис. 3 представлена методика оценки PDOP с учетом технической надежности для минимально необходимого числа навигационных КА (четырех), реализующая предлагаемый подход к оценке эффективности навигационного обеспечения, применительно к состоянию радионавигационного поля в районе функционирования потребителей.

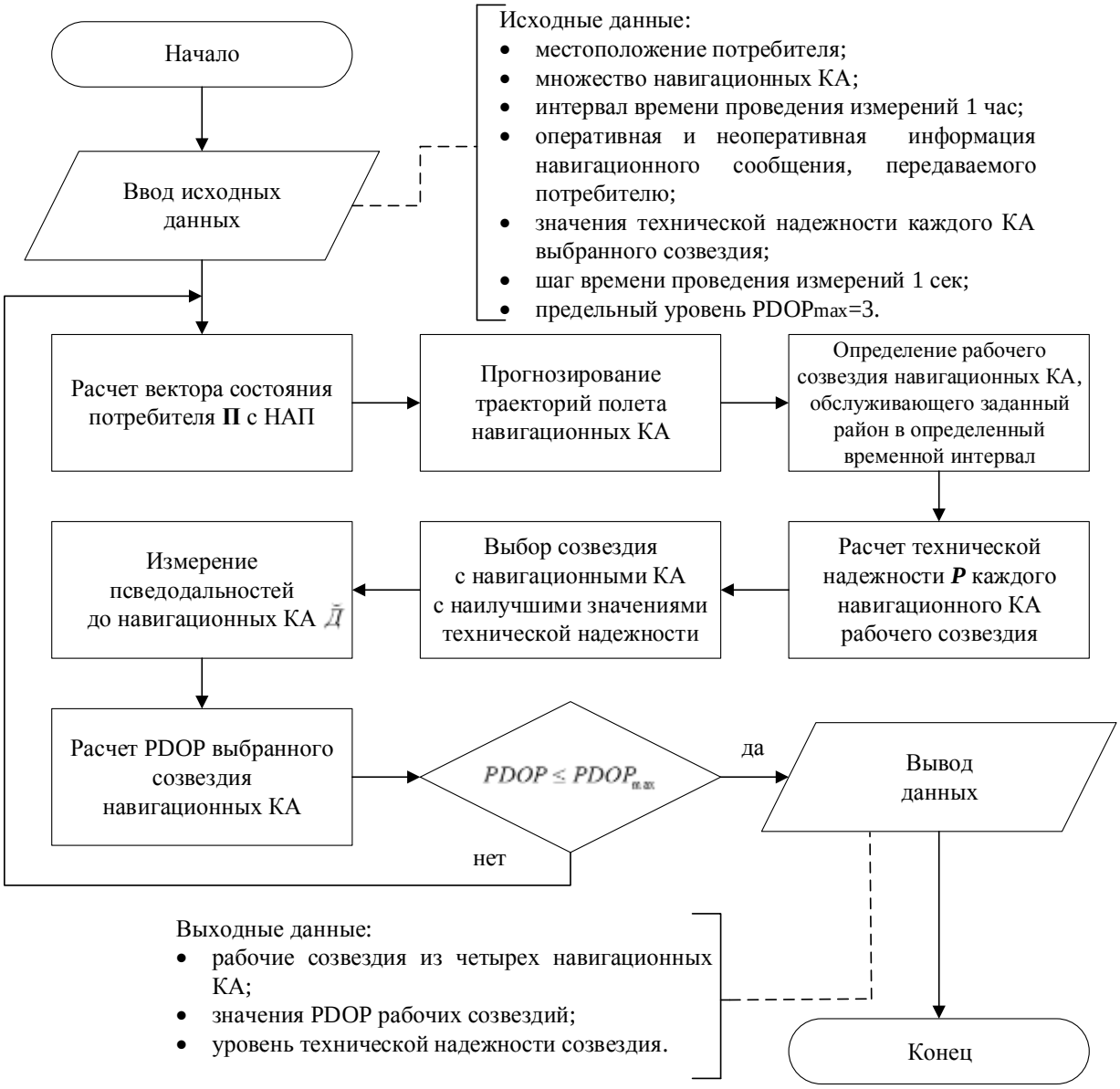


Рис. 3. Методика оценки PDOP ГНСС с учетом технической надежности навигационных КА

Для высокоточного навигационного обеспечения потребителей и решения ими специальных задач задан максимальный уровень PDOP, равный 3.

Для реализации представленной методики, включающей в себя выбор оптимального рабочего созвездия навигационных КА с учетом их технической надежности, необходимо произвести расчеты вектора состояния потребителя с НАП и измерения псевдодальностей до навигационных КА.

Как известно из работы [2], по результатам решения навигационной задачи определяется вектор состояния потребителя П, который в инерциальной геоцентрической системе координат представляется в виде

$$\text{П}=\left|x,\ y,\ z,\ \Delta t\right|^{\text{T}}, \tag{5}$$

где x, y, z – координаты потребителя;

Δt – поправка рассогласования шкалы времени потребителя относительно системной шкалы времени.

Дальность от потребителя до КА определяется как

$$\text{Д} = c\tau, \tag{6}$$

где c – скорость света;

τ – задержка навигационного сигнала.

С учетом задержки τ_k распространения навигационного радиосигнала от k-го навигационного КА и ввиду большого разноса передающей и приемной позиций фиксации моментов излучения и приема навигационного радиосигнала выражение (6) примет вид:

$$\breve{\text{Д}}_k(t_{\text{пр}}^{\text{ШВП}}) = \text{Д}_{k\ \text{ист}}(t_{\text{пр}}^{\text{ШВП}}) + \text{Д}' = \\ = \sqrt{\left[(x_k(t_{\text{изл}}^{\text{БШВ}_k}) - x(t_{\text{пр}}^{\text{ШВП}}))^2 + (y_k(t_{\text{изл}}^{\text{БШВ}_k}) - y(t_{\text{пр}}^{\text{ШВП}}))^2 + (z_k(t_{\text{изл}}^{\text{БШВ}_k}) - z(t_{\text{пр}}^{\text{ШВП}}))^2\right]} + \text{Д}'; \tag{7}$$

$$\text{Д}' = c\left[T_{\text{ШВП}}(t_{\text{изл}}) - T_{\text{БВП}}(t_{\text{изл}})\right], \tag{8}$$

где $\breve{\text{Д}}$ – псевдодальность от потребителя до навигационного КА;

$t_{\text{пр}}^{\text{ШВП}}$ – момент времени приема навигационного радиосигнала, излученного с k-го КА, потребителем;

$t_{\text{изл}}^{\text{БШВ}}$ – момент времени излучения навигационного радиосигнала с борта k-го КА;

x_k, y_k, z_k – координаты k-го КА на момент проведения измерений;

x, y, z – координаты потребителя.

В представленной методике выбор рабочего созвездия навигационных КА производится с учетом технической надежности каждого навигационного КА и последующей выборки наиболее надежных. Таким образом, выбранное созвездие обеспечивают требуемый уровень PDOP, что, свою очередь, обеспечивает требуемую точность определения местоположения потребителей.

Для оценки PDOP с учетом технической надежности КА и последующего выбора рабочего созвездия аппаратов с наилучшими показателями надежности проведены расчеты по следующим исходным данным:

1) состав орбитальной группировки – 24 КА;
2) для каждого КА задан его показатель надежности P;
3) интервал проведения измерений ΔT – 1 час;
4) местоположение потребителя – широта 54 град 43 мин, долгота 20 град 30 мин;

По результатам моделирования сформированы возможные варианты созвездий навигационных КА и соответствующие им значения показателя PDOP и уровня технической надежности, которые представлены в табл. 3. При этом из 15 сформированных вариантов созвездий только три созвездия удовлетворяют требуемому значению PDOP (PDOP≤3). Они расположены в верхней части табл. 3.

Таблица 3

Рабочие созвездия навигационных КА ГНСС ГЛОНАСС в пределах зоны видимости потребителя

№ варианта	Тип навигационного КА				Значение показателя PDOP	Техническая надежность созвездия КА	
						Значение	Ранжирование
1	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2529 (757)	КОСМОС 2545 (760)	2.45	0.4374	6
2	**КОСМОС 2460 (732)**	**КОСМОС 2477 (745)**	**КОСМОС 2529 (757)**	**КОСМОС 2545 (760)**	**2.48**	**0.5832**	**1**
3	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2529 (757)	2.97	0.3024	14
4	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2545 (760)	3.03	0.3402	11
5	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2545 (760)	3.37	0.5103	2
6	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2529 (757)	КОСМОС 2545 (760)	3.42	0.4536	4
7	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2529 (757)	КОСМОС 2545 (760)	3.77	0.3888	9
8	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2529 (757)	КОСМОС 2545 (760)	3.82	0.3888	8
9	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2529 (757)	4.54	0.4536	3
10	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2529 (757)	КОСМОС 2545 (760)	4.64	0.3024	15
11	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2545 (760)	5.75	0.4536	5
12	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2529 (757)	5.96	0.3402	10
13	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2529 (757)	6.82	0.3024	13
14	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2522 (752)	КОСМОС 2545 (760)	120.5	0.3402	12
15	КОСМОС 2460 (732)	КОСМОС 2477 (745)	КОСМОС 2514 (751)	КОСМОС 2522 (752)	541.8	0.3888	7

Из полученных вариантов созвездий выбирается тот вариант, который обеспечивает наибольший уровень технической надежности (вариант № 2) и удовлетворяет требованию по значению показателя, характеризующего геометрический фактор снижения точности ГНСС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлены обобщенная структура ГНСС, типовые задачи моделирования функционирования системы и примеры взаимного расположения навигационных КА. Приведен методический подход к оценке эффективности функционирования ГНСС на основании анализа геометрии взаимного расположения навигационных КА, осуществляющих навигационное обеспечение потребителей в заданный временной интервал, дополнительно учитывающий уровень технической надежности навигационных КА.

Проведенные исследования являются актуальными и прошли апробацию в рамках комплексной наземной экспериментальной отработки перспективного учебно-исследовательского космического аппарата «Можаец-6», создаваемого при участии специалистов Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского, в целях подтверждения эффективности технических решений в области реализации перспективных методов управления и интеллектуальной комплексной обработки массивов навигационных данных.

Список использованных источников

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / под ред. В. С. Шебшаевича. – М. : Радио и связь, 1993. – 408 с.

2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. – М. : Радиотехника, 2010. – 800 с.

3. ГОСТ 32454-2013. Глобальная навигационная спутниковая система. Параметры радионавигационного поля. Технические требования и методы испытаний. – М. : Стандартинформ, 2014. – 19 с.

4. *Карлащук В. И., Карлащук С. В.* Спутниковая навигация. Методы и средства. – М. : СОЛОН-Пресс, 2006. – 176 с.

5. ГОСТ Р 52928-2010. Система спутниковая навигационная глобальная. Термины и определения. – М. : Стандартинформ, 2011. – 16 с.

6. ГОСТ Р 56526-2015. Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования. – М. : Стандартинформ, 2016. – 45 с.

7. *Сакулин Е. А., Березовский С. Е., Латанова О. И.* Способы повышения помехоустойчивости и имитостойкости навигационной аппаратуры потребителей глобальных навигационных спутниковых систем // Известия ТулГУ. – Вып. 8 : Технические науки. – 2022. – С.160–164.

8. Теория и практика навигационного обеспечения применения ВС РФ : моногр. / И. В. Сахно [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – Ч. I : Спутниковая навигация (навигационная аппаратура потребителей). – 316 с.

М. Н. Богданов[1];
А. В. Ивашина[2],
кандидат технических наук;
Г. Д. Парамонов[3];
И. О. Паршин[4]
[1, 3, 4] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2] Штаб космических войск, г. Москва.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ВЛИЯНИЯ КАЧЕСТВА НАВИГАЦИОННО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА РЕШЕНИЕ ИМИ ЦЕЛЕВЫХ ЗАДАЧ

В статье рассматриваются основные принципы и технологии навигационно-временного обеспечения полета космических аппаратов. Сформулированы требования к навигационно-временному обеспечению полета для различных групп космических аппаратов в зависимости от их целевых задач и обозначены основные проблемы данной области. Вместе с тем приводится методика оценки качества навигационно-временного обеспечения полета космических аппаратов.

Ключевые слова: навигационно-временное обеспечение, бортовой навигационный комплекс, глобальная навигационная спутниковая система, инерциальная навигационная система, космический аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время проблема определения текущего местоположения космических аппаратов (КА) с высокой точностью является задачей, требующей обоснованного методического подхода. Существует множество взглядов на решение данной задачи, но отсутствует комплексный подход, связанный с предметной областью проблемы – навигационно-временным обеспечением (НВО) полета КА.

НВО полета КА – совокупность средств и методов, обеспечивающих определение вектора состояния КА в геоцентрической системе координат, ориентации КА в пространстве и коррекции бортовой шкалы времени (ШВ) КА относительно наземной эталонной ШВ.

Качество выполнения КА целевых задач зависит и во многом связано с НВО его применения, которое можно декомпозировать на следующие процессы:

– управление ориентацией и стабилизацией КА;

– определение параметров орбиты КА;

– синхронизация бортовой ШВ.

НВО полета КА осуществляется с помощью технических средств бортового навигационного комплекса (БНК) (навигационной аппаратуры потребителя (НАП) глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), приборов астронавигационных измерений, технических средств инерциальной навигационной системы и геотехнических средств) [1], а также оптических и радиотехнических средств (РТС) наземного комплекса управления (НКУ). При этом состав БНК ограничен возможностями бортового вычислительного комплекса и требованиями к массогабаритным характеристикам КА, а НКУ зависит от метеоусловий, количества командно-измерительных средств и их расположения на поверхности Земли, а также электромагнитной обстановки в районе применения средств НКУ.

В зависимости от целевых задач КА варьируются и требования к НВО. Качество НВО напрямую влияет на эффективное решение целевых задач КА, так как недостаточная точность определения вектора состояния КА может привести к снижению качества данных, получаемых специальным комплексом, что, в свою очередь, приведет к увеличению затрат на их обработку.

В настоящее время наблюдается тенденция на построение многоспутниковых космических систем, где наибольший интерес представляет построение оптимального БНК КА, в составе которого ведущая роль отводится НАП ГНСС. Вместе с тем необходимо учитывать, что эффективность НВО полета КА зависит от характеристик навигационного поля, которое является разрывным на высотах более 2000 км. Таким образом, методика НВО на орбитах указанной высоты требует отдельной отработки, в том числе с использованием малых КА, в ходе проведения экспериментальных исследований.

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ НАВИГАЦИОННО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Этап 1. Требуется провести анализ основных показателей эффективности НВО полета КА, к которым относятся [2]:

– готовность (характеризуется коэффициентом готовности) – способность технических устройств из состава средств, решающих задачи НВО полета КА, находиться в состоянии, в котором они могут выполнять свои функции по предназначению;

– оперативность – способность определять параметры движения центра масс КА в течение заданного интервала времени техническими средствами, решающими задачи НВО полета КА;

– непрерывность – способность определять параметры движения центра масс КА в любой момент времени техническими средствами НВО полета КА;

– точность, которая характеризуется значениями средних квадратических погрешностей (СКП) определения текущего местоположения ($x_{\text{текущее}}$, $y_{\text{текущее}}$, $z_{\text{текущее}}$) и проекций скорости КА ($V_{x,\text{текущее}}, V_{y,\text{текущее}}, V_{z,\text{текущее}}$) относительно истинных значений ($x_{\text{истинное}}, y_{\text{истинное}}, z_{\text{истинное}}$, $V_{x,\text{ истинное}}, V_{y,\text{ истинное}}, V_{z,\text{ истинное}}$):

$$\sigma_q = \sqrt{\frac{1}{N-1}\sum_{i=1}^{N}(q_{\text{i, текущее}} - q_{\text{истинное}})^2},$$

где $q_{\text{текущее}}$ – текущий вектор состояния КА ($q = \{x, y, z, V_{x,}, V_{y,}, V_{z,}\}$);

$q_{\text{истинное}}$ – истинный вектор состояния КА;

N – количество измерений;

и расхождения ШВ КА ($\tau_{\text{ШВ КА}}$) и эталонной ($\tau_{\text{ШВ эталонная}}$):

$$\Delta\tau = \tau_{\text{ШВ КА}} - \tau_{\text{ШВ эталонная}}.$$

Наиболее значимыми показателями, влияющими на выполнение целевых задач КА, являются точность определения параметров движения центра масс КА, а также точность синхронизации ШВ КА с эталонной ШВ, за которую, как правило, принимают ШВ ГНСС при условии, что в составе БНК присутствует НАП.

Этап 2. Требуется обозначить потенциальные точности определения параметров движения КА с помощью технических средств БНК КА и средств траекторных измерений НКУ.

Точность определения параметров движения КА с помощью РТС НКУ зависит от внешних факторов (электромагнитная обстановка, потери сигнала на трассе распространения) и внутренних (параметры передающей антенны, тип и вид сигнала, мощность передатчика, метод измерения и состав текущих навигационных параметров (ТНП)). Для определения параметров движения КА измеряют ТНП (наклонную дальность R, радиальную скорость $\dot{R}$, до-

плеровское смещение частоты $f_Д$, угловые скорости и угловые координаты), которые пересчитываются в параметры движения КА.

Известно, что существует аналитическое представление потенциальной точности измерения ТНП РТС [3, 4], которое определяет потенциальную точность измерения координат и скорости КА.

Дисперсия ошибки измерения дальности будет определяться как

$$\sigma_R^2 = \frac{1}{q\Delta f_{эф}^2},$$

где q – отношение сигнал/шум на входе приемного тракта РТС НКУ;

$\Delta f_{эф}$ – эффективная полоса спектра сигнала, используемого для измерения дальности РТС НКУ.

Дисперсия ошибки измерения доплеровского смещения часты определяется следующим образом [3, 4]:

$$\sigma_{f_Д}^2 = \frac{1}{q\Delta\tau_{эф}^2},$$

где $\Delta\tau_{эф}$ – эффективная длительность сигнала, используемого для измерения дальности РТС НКУ.

Потенциальная точность измерения ТНП РТС ограничена техническими возможностями создания и реализации сложных сигнальных конструкций, одновременно обладающих широкой эффективной полосой спектра сигнала и наиболее эффективной длительностью сигнала, а также электромагнитной обстановкой в районе применения РТС.

Квантово-оптические средства (КОС) НКУ в силу особенностей построения и функционирования способны измерять только наклонную дальность с более высокой точностью, чем РТС, при этом потенциальная точность измерения наклонной дальности достигает единиц сантиметров, но использование измерений КОС НКУ ограничено исключительно ночным временем и метеоусловиями.

В состав БНК КА могут быть включены навигационные датчики, позволяющие определить вектор состояния КА с точностью, которая, в свою очередь, зависит от их физических принципов работы, использования различных методов комплексирования измерений, влияния воздействий внешней среды и др.

В настоящее время наиболее эффективными техническими средствами БНК являются НАП ГНСС, комплексированные по сильносвязанной или слабосвязанной схеме построения БНК с инерциальной навигационной системой (ИНС). Такое взаимодействие технических средств будет способствовать процессу непрерывного получения измерений ТНП КА в течение полного витка полета КА. Это позволяет обеспечить непрерывность и высокую точность НВО полета КА.

Современные ИНС получили широкое распространение в технике и являются автономными, неизлучающими, устойчивыми к организованным помехам и достаточно точными для удовлетворения требований большинства потребителей. Такие ИНС позволяют определить местоположение КА в любой момент времени, а также параметры скорости и ориентации КА. В качестве датчиков ИНС, в самом простом представлении, используется связка акселерометра и гироскопа (датчиков угловой скорости). При этом к недостаткам ИНС относятся чрезвычайно высокие требования к чувствительным элементам по стабильности характеристик.

В ИНС в связи с зависимостью точности измерений навигационных параметров от погрешностей датчиков СКП достаточно высока по сравнению с НАП ГНСС. Так, СКП определения местоположения в современных системах составляет 1,852 км за час полета [5]. Но комплексирование с НАП позволит компенсировать дрейфы датчиков и обеспе-

чить измерения навигационных параметров в разрывном навигационном поле на средних орбитах.

В табл. 1 представлены основные источники возникновения ошибок измерений в ИНС и выражения для их определения численным методом [6], где использовались следующие обозначения: ω_0 – шулеровская частота, g – ускорение силы тяжести, R – радиус Земли, VI_c – инерциальная скорость (поперечная составляющая), λ – широта в данный момент времени, t – время, а T_0 – период Шулера, рассчитываемый по формуле

$$T_0 = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}.$$

Таблица 1

Зависимости ошибок измерений ИНС от времени

№ п/п	Источник ошибки	Ошибка местоположения	Происхождение ошибки
1	Смещение нуля акселерометра ε_a	$\frac{\varepsilon_a}{\omega_0^2}(1-\cos\omega_0 t)$	Инструментальная ошибка
2	Начальная ошибка в скорости ε_v	$\varepsilon_v \frac{\sin\omega_0 t}{\omega_0}$	Начальные условия
3	Дрейф вертикального гироскопа ω_v	$R\omega_0\left(t-\frac{\sin\omega_0 t}{\omega_0}\right)$	Инструментальная ошибка
4	Погрешность начальной выставки по вертикали θ_0	$R\theta_0(1-\cos\omega_0 t)$	Начальные условия, калибровка, инструментальная ошибка
5	Погрешность начальной выставки по азимуту ψ_0	$\psi_0 VI_c t$	Начальные условия, калибровка, инструментальная ошибка
6	Дрейф азимутального гироскопа ω_z	$\omega_z VI_c\left[\frac{t^2}{2}+\frac{\cos\omega_0 t-1}{\omega_0^2}\right]$	Инструментальная ошибка

Аппаратура ГНСС, входящая в состав БНК КА, как правило, является мультисистемной и использует сигналы одной или нескольких ГНСС (ГЛОНАСС, GPS, BeiDou, Galileo). Достижимые точности определения местоположения потребителя с помощью ГНСС зависят от следующих факторов:

– количества и конфигурации доступных для определения местоположения потребителя навигационных КА (пространственный геометрический фактор);

– погрешностей, вносимых эфемеридно-временной информацией;

– аппаратных задержек НАП.

Для КА на средних орбитах потребуется, как уже упоминалось выше, использовать в ходе обработки измерений ТНП нерегулярные и неравноточные измерения бортовой НАП вследствие разрывности навигационного поля на этих орбитах.

СКП (по уровню 0,95) определения местоположения с помощью НАП по сигналам открытого доступа при абсолютном режиме решения навигационной задачи без использования информации от функциональных дополнений на любом суточном интервале времени в пределах всей области обслуживания системы для ГНСС ГЛОНАСС [7], GPS [8], Beidou [9], Galileo [10] представлена в табл. 2.

Таблица 2

Показатели средней квадратической погрешности определения местоположения и сверки шкалы времени потребителя ГНСС

Тип ГНСС	Без учета ошибок приемной аппаратуры и условий приема		С учетом ошибок приемной аппаратуры и условий приема	
	по положению	по синхронизации времени	по положению	по синхронизации времени
ГЛОНАСС	не более 5 м	не более 40 нс	не более 9 м	не более 40 нс
GPS	не более 3,8 м	не более 30 нс	не более 7 м	не более 30 нс
BeiDou	не более 2 м	не более 20 нс	не более 4,6 м	не более 20 нс
Galileo	не более 2 м	не более 30 нс	не более 7 м	не более 30 нс

Этап 3. Предъявление различных требований к каждой группе КА (табл. 3) в связи с выполняемыми целевыми задачами.

Требования по точности НВО определяются разработчиками КА различного целевого назначения и на их основе формируются условия эффективного применения бортовой аппаратуры. В качестве примера требований к НВО приведем параметры (табл. 4), используемые для коммерческих и исследовательских КА с учетом данных, приведенных в документе «Радионавигационный план Российской Федерации» [12].

Таблица 3

Целевые задачи КА

Категория КА	Задачи, выполняемые КА
Метеорологические КА	Метеорологические наблюдения
	Океанографические исследования
	Экологический мониторинг
КА связи и ретрансляции	Обеспечение глобальной спутниковой связи и широкополосного интернета
	Ретрансляция данных
КА картографии	Наблюдения за земной поверхностью в видимом диапазоне
КА дистанционного зондирования Земли	Наблюдения за земной поверхностью в видимом, инфракрасном и радиодиапазоне
КА геодезии	Альтиметрические исследования

Этап 4. Разработка математической модели движения КА с учетом всех особенностей построения ОГ и с учетом состава и размещения средств, привлекаемых для НВО, чтобы произвести оценку влияния показателей НВО на выполнение целевых задач КА. Аналогично необходимо создание модели выполнения целевых задач для каждой группировки КА с учетом требований, сформулированных в табл. 4.

Таблица 4

Обобщенные требования к НВО полета КА

Категория КА	Погрешность определения местоположения	Погрешность определения скорости	Точность синхронизаций ШВ
Метеорологические КА	0,1–0,5 км	0,05 м/с	3 нс
КА связи и ретрансляции	30–100 м	0,03 м/с	0,1 мс
КА картографии	1–100 м	0,03 м/с	5 мс
КА дистанционного зондирования Земли	0,03–10 м	0,0075 м/с	0,3 нс
КА геодезии	0,05–10 м	0,0075 м/с	5 нс

Для полного моделирования функционирования ОГ КА необходимо совместить модели движения и выполнения целевых задач. После получения согласованной модели к требуемым точностям (табл. 4), заложенным в нее, ввести детерминированные или случайные погрешности определения координат, проекций вектора скорости и синхронизации бортовой ШВ. При проведении модельных расчетов с различными погрешностями показателей НВО полета КА возможно оценить их влияние на эффективность выполнения целевых задач КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, методический аппарат оценки влияния качества НВО полета КА на решение ими целевых задач формирует комплексный подход к решению проблемы определения текущего местоположения КА с высокой точностью. Были определены показатели эффективности НВО, которые позволяют оценить качество определения вектора состояния КА, приведены аналитические выражения для определения потенциальных измерений ТНП различными техническими средствами, решающими задачу НВО полета КА, а также предъявлены требования по точности НВО к различным группам КА. Кроме того, предложен подход для оценки влияния качества НВО полета КА на решение ими целевых задач – создание математических моделей движения и функционирования КА.

Представленный в статье подход был реализован при проведении испытаний бортовой аппаратуры навигации учебно-исследовательского КА «Можаец-6».

При проведении экспериментальной отработки технологии навигации был выявлен недостаток в организации эффективного применения БНК на орбитах свыше 2000 км, обусловленного дискретностью навигационного поля, формируемого ГНСС. Решение рассмотренной в статье задачи потребует доработки соответствующего программно-алгоритмического обеспечения и уточнения требований к навигационно-временному обеспечению КА, функционирующих в области средних орбит.

Список использованных источников

1. *Селезнев В. П.* Навигационные устройства. – М. : Машиностроение, 1974. – 600 с.

2. *Голяков А. Д., Ананенко В. М.* Системы навигации летательных аппаратов : учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 270 с.

3. Теоретические основы радиолокации : учеб. пособие для вузов / В. Е. Дулевич [и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Сов. радио, 1978. – 608 с.

4. *Коростелёв А. А.* Пространственно-временная теория радиосистем : учеб. пособие для вузов. – М. : Радио и связь, 1987. – 320 с.

5. *Сарайский Ю. Н., Липин А. В., Либерман Ю. И.* Аэронавигация : учеб. пособие. – СПб. : СПбГУ ГА, 2013. – Ч. 2: Радионавигация в полете по маршруту. – 383 с.

6. *Голдстайн М. С., Курицки М. М.* Инерциальная навигация // ТИИЭР. – 1983. – Т. 71, № 10. – С. 47–73.

7. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Стандарт эксплуатационных характеристик открытого сервиса. Редакция 2.2. – Королёв, 2019. – 125 с.

8. Global Positioning System. Standard positioning service performance standard. – Washington, DC: Office of the Department of Defense, 2020. – 196 с.

9. BeiDou Navigation Satellite System. Open Service Performance Standard, version 3.0. – China Sattelite Navigation Office, 2021. – 43 с.

10. Galileo – open service – Service definition document. – 2021. – Is. 1.2. – 70 с.

11. *Вовасов В. Е., Герко С. А.* Комплексирование радиотехнических систем управления с другими информационными датчиками. – М. : Горячая линия – Телеком, 2023. – 242 с.

12. Радионавигационный план Российской Федерации : утв. приказом Минпромторга России № 3296 от 4 сент. 2019 г. – М., 2019. – 83 с.

В. В. Вознюк,
кандидат технических наук, доцент;
В. А. Сафаралеев

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ РАДИОЛИНИЙ С *M*-ПОЗИЦИОННОЙ КВАДРАТУРНОЙ АМПЛИТУДНОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ НА ОСНОВЕ РАЦИОНАЛЬНОГО ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ СИГНАЛЬНЫХ СОЗВЕЗДИЙ

В работе рассматривается способ повышения помехоустойчивости высокоскоростных радиолиний передачи данных, основанный на использовании модифицированных сигнально-кодовых конструкций сигналов с *M*-позиционной квадратурной амплитудной (амплитудно-фазовой) модуляцией, сформированных на основе программной оптимизации координат узлов соответствующих им сигнальных созвездий. Данный способ может быть использован для снижения негативного влияния помех различного происхождения на радиолинии связи и передачи данных в условиях сложной сигнально-помеховой обстановки. Проведена оценка результативности рассматриваемого способа для различных параметров действующих сигналов и помех по показателям снижения вероятности символьной и битовой ошибок передаваемых сообщений.

Ключевые слова: сигнал, модуляция, сигнальное созвездие, отношение сигнал/шум, взаимная эквивалентная энергия сигналов, вероятность битовой ошибки, межузловое расстояние, среднеквадратический уровень сигнала, специальное программное обеспечение, интерфейс программы, помехоустойчивость радиолинии.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из основных направлений обеспечения помехоустойчивости современных высокоскоростных систем цифровой радиосвязи, которые функционируют в условиях сложной сигнально-помеховой обстановки, является применение сигналов со сложными видами модуляции (манипуляции), обладающими высокой спектральной эффективностью и информационной емкостью в условиях жестких ограничений на выделенные полосы частот и мощность излучаемых сигналов. Для формирования таких сигналов на практике часто используют *M*-позиционную квадратурную амплитудную манипуляцию (*M*-КАМн)[1].

В свою очередь, проводится много исследований по повышению эффективности *M*-КАМн сигналов. Так, в работе [1] исследуется спектральная и энергетическая эффективность таких сигналов. А в [2] описывается способ оптимизации сигнальных созвездий в каналах с нефлуктуационными помехами.

Известно, что для каждого значения параметра *M* данному виду модуляции соответствует так называемое сигнальное созвездие (СС), которое удобно представить в виде совокупности *M* узлов с координатами, соответствующими нормированным значениям квадратурных компонент различных реализаций сигнала, в окружности единичного радиуса. При любом порядке расстановки данных узлов вероятность символьной и битовой ошибок в каналах связи с *M*-КАМн сигналами при равновероятном характере передаваемых символов определяется значением минимального из возможных межузловых расстояний в СС. Следовательно, от выбора координат узлов СС будет зависеть и помехоустойчивость радиолинии в целом. С учетом данного факта, в рамках данного исследования, предлагается разработка способа выбора наилучших позиций узлов СС сигналов с *M*-КАМн модуляцией, с точки зрения достижения минимума символьной (битовой) ошибки.

[1] В общем случае квадратурная амплитудная модуляция является частным случаем амплитудно-фазовой модуляции, при котором узлы сигнальных созвездий располагаются в углах прямоугольной сетки.

В данной работе оптимизированные СС, которые могут отличаться от регулярной прямоугольной сетки, также будут обозначаться термином *M*-КАМн.

Основная идея способа состоит в разработке алгоритма и программы направленного поиска рациональной (оптимальной, где это возможно) структуры СС (т. е. поиска координат размещения всех узлов сигнального созвездия) при ограничении на среднюю мощность *M*-КАМн сигналов, которая бы обеспечивала минимальные средние вероятности символьной и битовой ошибок при передаче цифровых сообщений в радиолинии с помехами.

Цель работы – разработка способа формирования сигнальных созвездий сигналов путем целенаправленного выбора координат сигналов с *M*-позиционной амплитудно-фазовой манипуляцией по критерию максимизации минимального межузлового расстояния.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При использовании квадратурной амплитудной манипуляции (англ. – *quadrature amplitude shift keying*, QASK) каждому из возможных значений дискретного символа q_k, $k \in \{1,...,M\}$, где M – число позиций сигнального созвездия, ставится в соответствие пара величин: нормированные амплитуды синфазной и квадратурной составляющих (a_k,b_k) либо, что эквивалентно, амплитуда и начальная фаза (A_k,φ_k) несущего колебания (координаты сигнальной позиции) [3]:

$$q_k \to (a_k, b_k), \quad s(t) = A_0\left[a_k \cos(\omega_0 t) + b_k \sin(\omega_0 t)\right], \quad kT_b \le t < (k+1)T_b \tag{1}$$

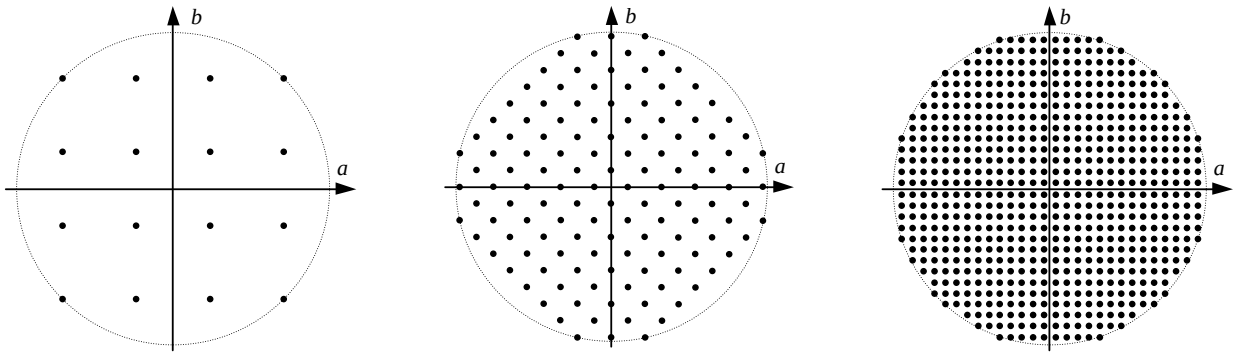
или

$$q_k \to (A_k, \varphi_k), \quad s(t) = A_0 A_k \cos(\omega_0 t + \varphi_k), \quad kT_b \le t < (k+1)T_b, \tag{2}$$

где параметр A_0 – амплитуда сигнала в точке приема.

Совокупность этих чисел (координат сигнальных позиций) для всех возможных значений дискретного символа составляет так называемое сигнальное созвездие (*constellation*) [4]. В отечественной литературе также используется термин «сигнально-кодовая конструкция» [5].

На практике используются сигнальные созвездия, содержащие от четырех точек до нескольких тысяч [4]. На рис. 1 показаны некоторые созвездия *M*-КАМн, используемые модемами, предназначенными для передачи данных [5].



а) б) в)

Рис. 1. Примеры сигнальных созвездий, используемых при квадратурной манипуляции: а – 16 позиций (протокол V.32, скорость 9600 бит/с); б – 128 позиций (протокол V.32bls, скорость 14400 бит/с); в – 640 позиций (протокол V.34, скорость 28800 бит/с)

Каждому символу q_k при этом сопоставлено $m = \log_2 M$ бит передаваемой информации, представленной в двоичном виде. Для оценивания уровня помехоустойчивости приема таких сигналов в условиях действия шумов и помех часто используют такие показатели как средняя вероятность символьной[2] и средняя вероятность битовой ошибок[3] передаваемого цифрового сообщения. Средняя вероятность битовой ошибки для бинарного представления передаваемого символа $q_i = \{B_{i1}, B_{i2}, ..., B_{ik},\}$, где $B_{i,k} \in \{0,1\}$ $i = 1...M$, $k = 1...\log_2(M)$, может быть определена с использованием следующего выражения [4]:

$$P_b = \frac{1}{2M \log_2(M)} \sum_{i \in 1...M} \sum_{\substack{j \in 1...M \\ j \neq i}} D\langle q_i, q_j \rangle p_{ij}, \tag{3}$$

где $D\langle q_i, q_j \rangle$ – расстояние Хэмминга между двоичными последовательностями длиной *m*, соответствующих символам q_i и q_j сигнального созвездия (число отличий при сравнении битовых последовательностей, соответствующих символам q_i и q_j) [4];

p_{ij} – вероятность перепутывания символов q_i и q_j в результате действия гауссовских шумов и помех,

$$p_{ij} = F(h_{ij}).$$

Здесь h_{ij} – отношение сигнал/шум, определяемое ко входу приемника,

$$h_{ij} = \sqrt{\frac{\Delta E_{ij}}{2N_0}},$$

где ΔE_{ij} – энергия разностного сигнала на входе приемника;

N_0 – сумма спектральных плотностей действующих шумов и помех.

Оператор $F(...)$ для рассматриваемого вида модуляции имеет сложную структуру и поэтому в дальнейшем реализуется в виде имитационной модели функционирования оптимального приемника *M*-КАМн сигналов на фоне действующего белого гауссовского шума. Имитация заключается в наложении гауссовского шума на каждый сигнальный узел заданной сигнальной позиции, после чего для каждой реализации помехи определяется результат декодирования (декодирован истинный узел или ошибочный).

При заданной интенсивности шумов и помех потенциальная помехоустойчивость приема канальных символов в виде двоичных последовательностей длиной *m* зависит только от величины энергии разностного сигнала на входе приемника, определяемой следующим выражением:

$$\Delta E_{ij} = \int_0^T \Delta s_{ij}^2(t)dt = \int_0^T (s_i(t) - s_j(t))^2 dt = P_{ci}T + P_{cj}T - 2\int_0^T s_i(t) \cdot s_j(t)dt, \tag{4}$$

где P_{ci} и P_{cj} – средние мощности сигналов при передаче q_i и q_j символов СС. Величина энергии разностного сигнала пропорциональна квадрату расстояния между координатами символов q_i и q_j в СС.

---

[2] Вероятность символьной ошибки зависит от положения текущего узла внутри СС. Так, для узлов, находящихся на углах квадрата, эта вероятность минимальна, для узлов на гранях – больше, а для узлов в середине СС – максимальна.

[3] Вероятность битовой ошибки определяется вероятностью ошибки определения узла и количеством различающихся бит, соответствующих истинному и детектированному узлам. Для разных пар узлов оно может отличаться.

Помехоустойчивость выше (средняя вероятность символьной и битовой ошибок меньше) у той системы, у которой больше энергия разностного сигнала, независимо от формы используемых сигналов. Последние, в частности, могут быть как простыми (отрезками синусоиды с малой базой), так и сложными (шумоподобными сигналами, с большой базой) [4].

Для сигналов с *M*-КАМн выражение (4) может быть записано в несколько ином виде:

$$\Delta E_{ij} = E_0\left(\left[a_i - a_j\right]^2 + \left[b_i - b_j\right]^2\right),\ E_0 = P_c T, \tag{5}$$

где P_c – мощность сигнала в точке приема, $P_c = \frac{A_0^2}{2}$;

T – длительность передачи одного канального символа.

Тогда выражение для расчета аргумента функции средней вероятности канальной битовой ошибки запишем как

$$h_{ij} = \sqrt{\frac{E_0}{2N_0}\left(\left[a_i - a_j\right]^2 + \left[b_i - b_j\right]^2\right)}. \tag{6}$$

Применительно к сигналам с *M*-КАМн возможные варианты значений (a_i,b_i) координат узлов СС представлены в табл. 1 [6].

Таблица 1

Значения параметров сигнального созвездия для сигналов с *M*-КАМн

Вид модуляции	a_i	b_i
2-КАМ (2-ФМн)	$\frac{1}{\sqrt{2}}(1-2B_0)$	$\frac{1}{\sqrt{2}}(1-2B_0)$
4-КАМ (4-ФМн)	$\frac{1}{\sqrt{2}}(1-2B_0)$	$\frac{1}{\sqrt{2}}(1-2B_1)$
16-КАМ	$\frac{1}{3\sqrt{2}}\left[(1-2B_0)(2-(1-2B_2))\right]$	$\frac{1}{3\sqrt{2}}\left[(1-2B_1)(2-(1-2B_3))\right]$
64-КАМ	$\frac{1}{7\sqrt{2}}\left[(1-2B_0)(4-(1-2B_2)(2-(1-2B_4)))\right]$	$\frac{1}{7\sqrt{2}}\left[(1-2B_1)(4-(1-2B_3)(2-(1-2B_5)))\right]$
256-КАМ	$\frac{1}{15\sqrt{2}}\left[(1-2B_0)(8-(1-2B_2)(4-(1-2B_4)(2-(1-2B_6))))\right]$	$\frac{1}{15\sqrt{2}}\left[(1-2B_1)(8-(1-2B_3)(4-(1-2B_5)(2-(1-2B_7))))\right]$

Примечание. Здесь B_j – значение *j*-го бита формируемого символа, $B_j \in \{0,1\}$.

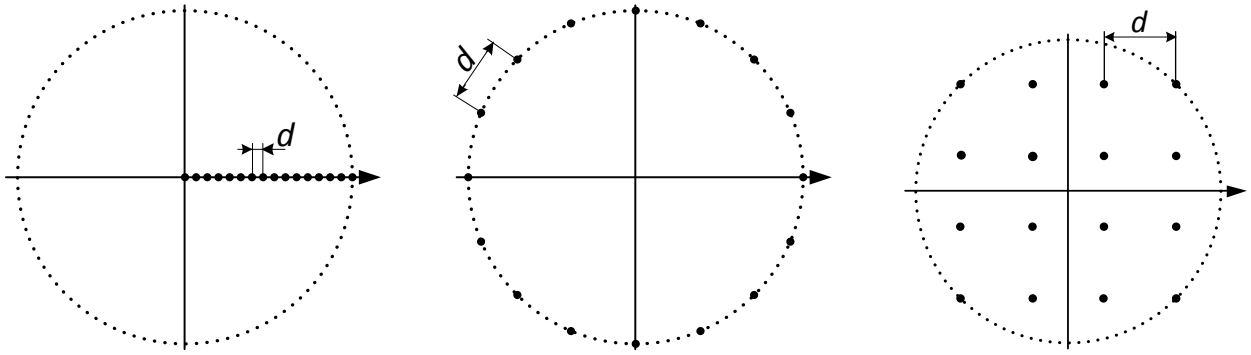
Анализ выражения (6) показывает, что при фиксированном значении энергии сигнала и спектральной плотности мощности шумов и помех значение помехоустойчивости *M*-КАМн сигналов определяется нормированной величиной – расстоянием между ближайшими узлами (координатными позициями) СС (так называемое межузловое расстояние), размещенными внутри окружности единичного радиуса:

$$d_{ij} = \sqrt{\frac{\Delta E_{ij}}{E_0}} = \sqrt{\left[a_i - a_j\right]^2 + \left[b_i - b_j\right]^2}.$$

Проведем сравнение различных многопозиционных модулированных сигналов с разными типами СС, у которых будут одинаковыми не только число узлов, но и среднеквадратические нормированные амплитуды узлов:

$$\sigma_M = \sqrt{\frac{1}{M}\sum_{i=1}^{M}\left(a_i^2 + b_i^2\right)}. \qquad (7)$$

Сравним, для примера, помехоустойчивость 16-позиционных сигналов с амплитудной, фазовой и квадратурной амплитудной манипуляциями (рис. 2).



а) б) в)

Рис. 2. Сравнение помехоустойчивости 16-позиционной амплитудной (а), фазовой (б) и квадратурной (в) манипуляций

Результаты расчетов минимального расстояния между узлами среднеквадратического уровня сигналов, а также межузлового расстояния, нормированного к этому уровню, сведены в табл. 2.

Таблица 2

Сравнение помехоустойчивости разных видов 16-позиционной манипуляции

Вид манипуляции	Минимальное межузловое расстояние, $d_{\min} = \min\limits_{\substack{i,j \\ i \neq j}}\{d_{ij}\}$	Среднеквадратический уровень сигнала, σ	Нормированное расстояние, $\rho = d_{\min}/\sigma_{16}$
АМн	1/15=0.067	$\frac{\sqrt{1240}}{15\cdot 16} \approx 0{,}147$	$\frac{\sqrt{1240}}{16} \approx 0{,}45$
ФМн	$2\sin\left(\frac{\pi}{32}\right) \approx 0{,}39$	1	$2\sin\left(\frac{\pi}{32}\right) \approx 0.39$
КАМн	$\frac{\sqrt{2}}{3} \approx 0{,}4714$	$\frac{\sqrt{5}}{3} \approx 0,745$	$\frac{\sqrt{2}}{\sqrt{5}} \approx 0,63$

Анализ данных из таблицы показывает, что сигнал с 16-КАМн модуляцией обеспечивает максимальное межузловое расстояние, нормированное к среднеквадратическому уровню сигнала, а, следовательно, обладает наибольшей из всех рассмотренных типов сигналов помехоустойчивостью.

Вместе с тем возникает вопрос: а является ли СС 16-КАМн с представленной на рис. 2 конфигурацией размещения узлов на комплексной плоскости максимально помехоустойчивой, т. е. обеспечивающей выполнение того условия, что величина нормированного минимального межузлового расстояния

$$\rho_1(S_M) = \frac{\min\limits_{\substack{i,j\in 1\ldots N \\ i\neq j}} \left\{ \sqrt{\left(a_i - a_j\right)^2 + \left(b_i - b_j\right)^2} \right\}}{\sqrt{\frac{1}{M}\sum\limits_{k=1}^{M}\left(a_k^2 + b_k^2\right)}} = \frac{\min\limits_{\substack{i,j\in 1\ldots N \\ i\neq j}} \left\{ d_{ij} \right\}}{\sqrt{\frac{1}{M}\sum\limits_{k=1}^{M}\left(a_k^2 + b_k^2\right)}} \qquad (8)$$

примет свое максимальное значение для всех возможных вариантов S_M размещения узлов в пределах окружности единичного радиуса?

Ответ на этот вопрос отрицательный, так как анализ структуры размещения узлов СС 16-КАМн показывает очевидные направления изменения их положения, которые будут способствовать увеличению величины числителя выражения (8):

$$\rho(S_M) = \min_{\substack{i,j\in 1\ldots N \\ i\neq j}} \left\{ d_{ij} \right\} -.$$

На рис. 3 стрелками показаны допустимые направления смещения узлов на плоскости, а сплошными линиями – границы возможных смещений, которые будут способствовать увеличению величины $\rho(S_M)$.



Рис. 3. Направления повышения помехоустойчивости 16-позиционной квадратурной манипуляции

С учетом этого задача поиска оптимальных позиций (координат) узлов сигнального созвездия *M*-КАМн сигналов может быть сформулирована в виде следующей оптимизационной задачи: необходимо найти такие *M* координат сигнальных позиций в пределах окружности единичного радиуса $S_M^* = \left\{(a_1^*, b_1^*), \ldots, (a_M^*, b_M^*)\right\}$, которые бы обеспечили максимум показателя (8). Формально эта задача может быть представлена в следующем виде:

$$\rho_1(S_M^*) = \max_{S_M \in Q_M} \min_{\substack{i,j \in 1...N \\ i \neq j}} \frac{\left\{ \sqrt{\left(a_i - a_j\right)^2 + \left(b_i - b_j\right)^2} \right\}}{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{k=1}^{M} \left(a_k^2 + b_k^2\right)}} \quad (9)$$

при ограничениях

$$Q_M \equiv \left\{ a_k, b_k \left| \sqrt{a_k^2 + b_k^2} \le 1, k \in 1...M \right. \right\}.$$

Отдельное значение имеет также другая, но сопряженная с предыдущей, задача поиска оптимального СС, обеспечивающего максимизацию минимального межузлового расстояния

$$d_{\min} = \min_{\substack{i,j \\ i \neq j}} \left\{ \sqrt{\left(a_i - a_j\right)^2 + \left(b_i - b_j\right)^2} \right\}$$

при тех же ограничениях Q_M, что эквивалентно выполнению условия абсолютной максимизации помехоустойчивости *M*-КАМн сигнала.

Формальная постановка такой задачи оптимизации может быть представлена в следующем виде:

$$\rho_2(S_M^*) = \max_{S_M \in Q_M} \min_{\substack{i,j \in 1...N \\ i \neq j}} \left\{ \sqrt{\left(a_i - a_j\right)^2 + \left(b_i - b_j\right)^2} \right\} \quad (10)$$

при ограничениях

$$Q_M \equiv \left\{ a_k, b_k \left| \sqrt{a_k^2 + b_k^2} \le 1, k \in 1...M \right. \right\}.$$

Похожие по смыслу задачи решались в работах [7–9], однако в работе [8] найдены лишь частные решения для ограниченного числа значений параметра M = 4, 8 и 16, а в работе [9] разработано так называемое правило Кампопьяно – Глейзера, которое обеспечивает поиск оптимальных характеристик множества сигналов, плотно упакованных в регулярный массив или решетку, в смысле обеспечения минимальной средней или пиковой мощности сигнала при заданной вероятности ошибки.

В данной работе решается иная задача выбора рациональной (близкой к оптимальной) структуры сигнального созвездия *M*-КАМн сигнала с целью минимизации символьной ошибки при фиксированной или ограниченной средней мощности сигнала без ограничений на регулярность искомой сигнальной структуры.

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ СИГНАЛОВ С *M*-КАМн

Анализ приведенных ранее математических постановок задач поиска оптимальных координат сигнальных позиций в СС *M*-КАМн сигналов (9) и (10) показывает, что данные задачи относятся к классу двухкритериальных задач математического нелинейного программирования. К методам аналитического решения данной задачи можно отнести метод оптимизации с неопределенными множителями Лагранжа. Применение такого метода приводит к необходимости решения системы нелинейных трансцендентных уравнений, а, следовательно, не позволяет получить решения в виде явных аналитических зависимостей.

Таким образом, основным методом практического решения указанных выше задач становится один из методов приближенного численного решения. С учетом этого для решения данных задач предлагается применить метод пошагового направленного поиска (перебора) лучших решений относительно базовых структур СС, приведенных в табл. 1. Поиск (перебор) новых сигнальных позиций прекращается в случае, если прирост показателя оптимизации в задаче (10) становится меньше заданного порога. При реализации такого пошагового направленного поиска для каждого узла, последовательно, начиная с первого и до последнего, определяется массив потенциальных позиций, лежащих на окружностях с центром в исходной позиции (рис. 4). Для каждой из этих потенциальных позиций рассчитывается частный показатель – минимальное межузловое расстояние между данной позицией и всеми остальными узлами СС:

$$d_{i\min} = \min_{\substack{i,j \\ i \neq j}} \left\{ \sqrt{\left(a_i - a_j\right)^2 + \left(b_i - b_j\right)^2} \right\},$$

где i – номер узла;

j – номер потенциальной позиции.

Та потенциальная позиция, в которой показатель $d_{i\min}$ принимает наибольшее значение, становится текущей. Цикл повторяется заданное число раз или до тех пор, пока приращение основного показателя (10) превышает заданную малую величину. Для обеспечения сходимости поиска в каждом следующем цикле шаг между уровнями позиций уменьшается.

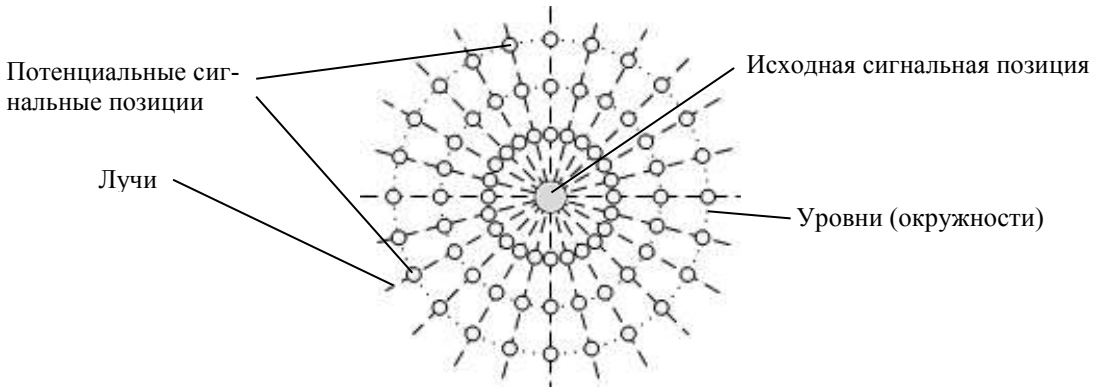


Рис. 4. Положение потенциальных позиций относительно исходной (центральный круг)

Данный способ реализован в процедуре численного решения задачи поиска оптимальных сигнальных созвездий, алгоритм которой представлен на рис. 5. В этой подпрограмме последовательно для каждого узла производится поиск нового положения, при котором минимальное расстояние до любого другого узла будет больше (не меньше), чем изначальное. Положение, при котором дистанция максимальна, принимается новым положением узла.

Операторы 1–3 являются подготовительными: выполняют ввод исходного положения, которое для первого выполнения данной процедуры заранее рассчитывается на основании заданных исходных данных, а для остальных вызовов применяется положение, полученное в ходе предыдущего вычисления.

Операторы 6–10 выполняются в цикле для каждого узла и каждой позиции и вычисляют значение целевого показателя – минимального расстояния от текущей позиции до других узлов.

Операторы 11–13 определяют и сохраняют наибольшее из минимальных расстояний.

Оператор 15 выполняет перенос узла в найденную максимально удаленную позицию.

Оператор 17 отображает на графическом поле исходное и улучшенное сигнальные созвездия, а также выводит их энергетические характеристики.

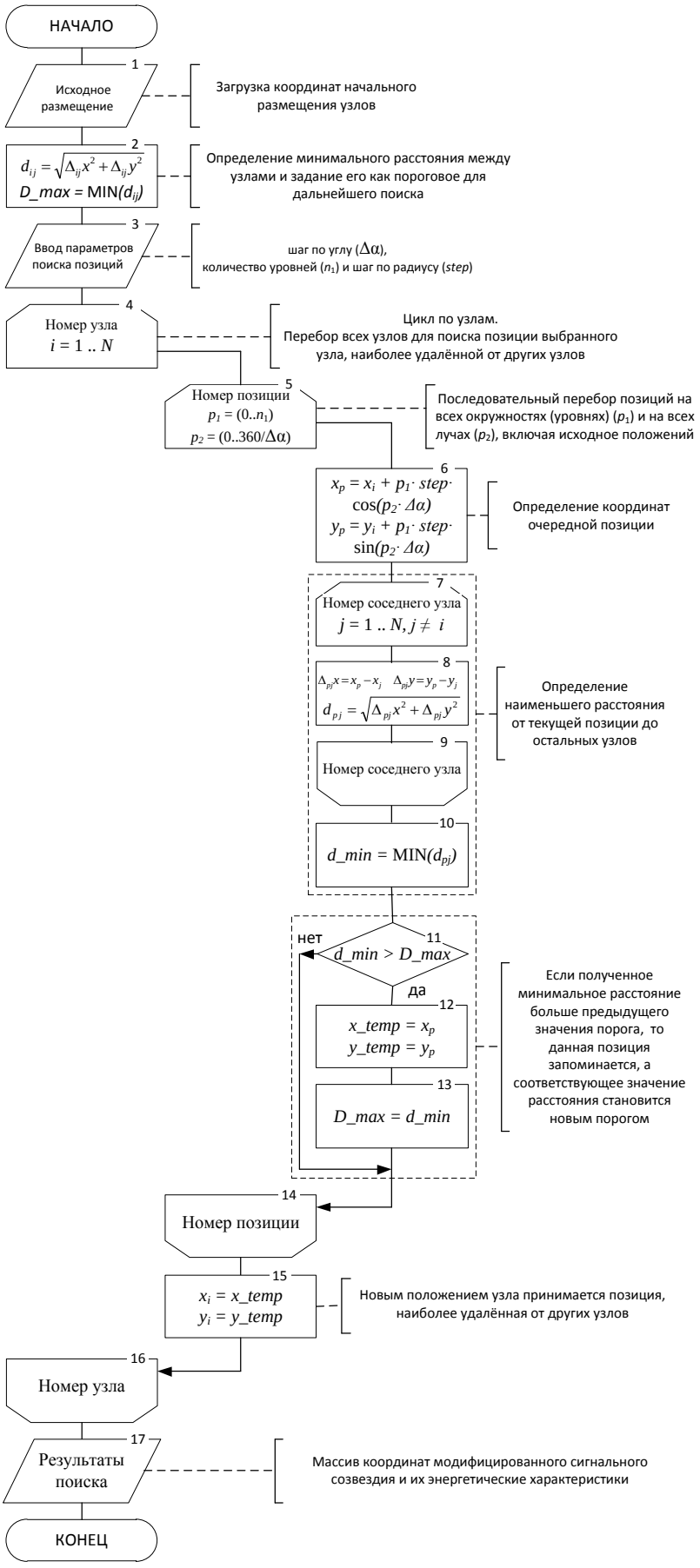


Рис 5. Алгоритм подпрограммы численного решения задачи поиска оптимальных сигнальных созвездий

Для численного решения данной задачи было разработано специальное программное обеспечение (СПО). Результат работы СПО представлен на рис. 6.

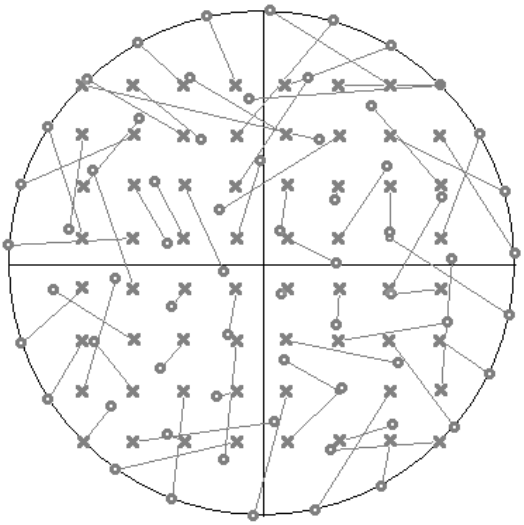


Рис. 6. Пример результата работы программы поиска улучшенных сигнальных созвездий по заданным параметрам

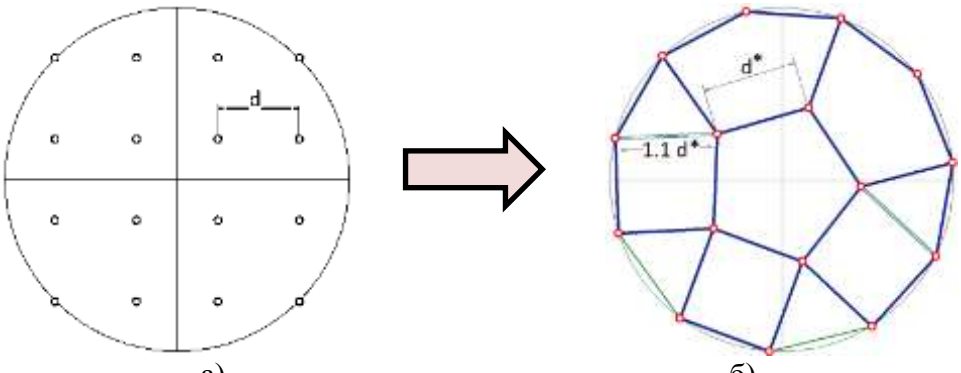
На рисунке начальные положения узлов обозначены крестиками, а оптимизированные – кружками. Линии показывают соответствие начальных и конечных положений каждого узла.

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ ДОСТИГАЕМЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИМИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРОВ СС

В результате применения рассмотренного выше СПО были получены следующие результаты.

Для 16-КАМн исходное значение $d_{\min}$ равно 0,4714, а для оптимизированного созвездия – 0,5531. Увеличение межсимвольного расстояния составляет **0,0817** или **17,33%**. При этом средняя энергия СС увеличивается с 0,7454 до 0,8694 (на 16,64%), а нормированная дистанция изменяется (увеличивается) с 0,6325 до 0,6362 (на 0,59%).

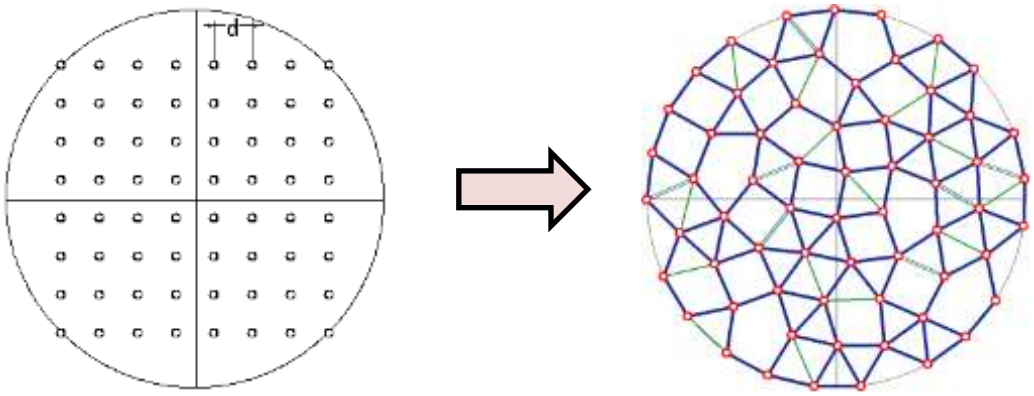
Результаты поиска оптимального СС для M = 16 представлены на рис. 7. Кроме новых, найденных позиций узлов, на рис. 7,*б* показаны дистанции, равные минимальным значениям, или превышающих их в заданное число раз (в приведенном примере оно равно 1,1).



а) б)

Рис. 7. Исходное (а) и оптимизированное (б) созвездия при 16-КАМн

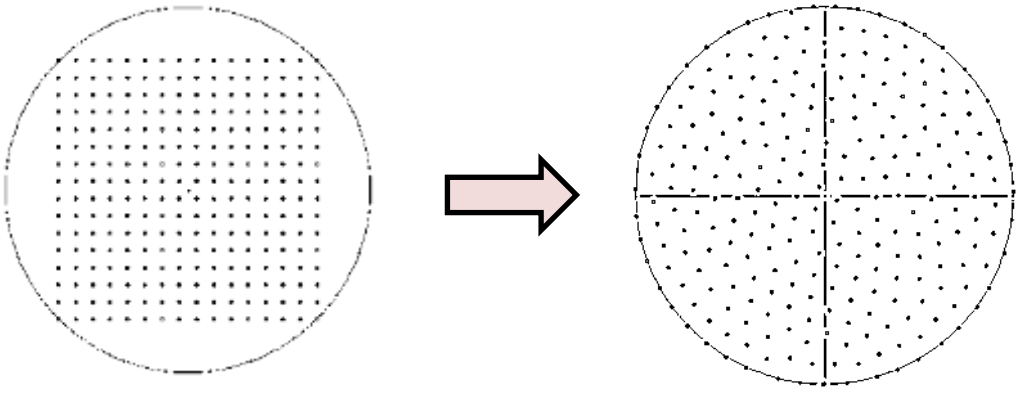
Для 64-КАМн исходное значение d_{min} равно 0,202, а для оптимизированного созвездия – 0,2468. Увеличение межсимвольного расстояния составляет **0,0448** или **22,17%**. При этом средняя энергия СС увеличивается с 0,6547 до 0,7749 (на 18,37%), а нормированная дистанция изменяется (увеличивается) с 0,3086 до 0,3185 (на 3,22%). Результаты представлены на рис. 8.



а) б)

Рис. 8. Исходное (а) и оптимизированное (б) созвездия при 64-КАМн

Для 256-КАМн исходное значение d_{min} равно 0,0943, а для оптимизированного созвездия – 0,1186. Увеличение межсимвольного расстояния составляет **0,0243** или **25,76%**. При этом средняя энергия СС увеличивается с 0,6146 до 0,7397 (на 20,35%), а нормированная дистанция изменяется (увеличивается) с 0,1534 до 0,1603 (на 4,5%). Результаты представлены на рис. 9.



а) б)

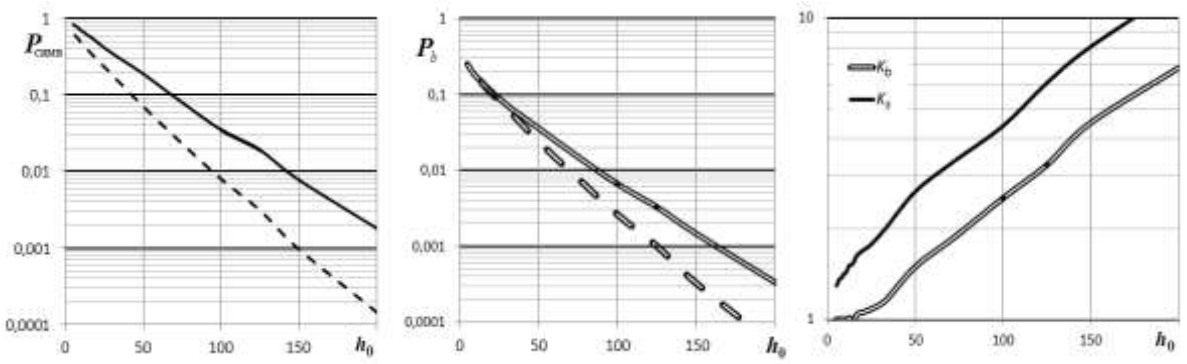
Рис. 9. Исходное (а) и оптимизированное (б) созвездия при 256-КАМн

Зависимость вероятностей символьной и средней битовой ошибок для исходного и улучшенного вариантов СС 16-КАМн и достигнутого выигрыша (отношения указанных вероятностей ошибок) от величины отношения сигнал/шум

$$h_0 = \frac{P_c T}{N_0}$$

представлена на рис. 10.

Общий вклад предлагаемого решения в снижение средней вероятности символьной ошибки при определенных значениях отношения сигнал/шум h_0 для сигналов КАМн с M = 16 и 64 представлен в табл. 3.



а) б) в)

Рис. 10. Зависимости средних символьной (а) и битовой (б) ошибок от отношения сигнал/шум h_0 для исходного (сплошная линия) и улучшенного (пунктир) сигнальных созвездий, а также достигаемый выигрыш (в разах) (в) для символьной $K_s = \frac{P_{симв}^{опт}}{P_{симв}}$ *(одинарная линия) и средней битовой* $K_b = \frac{P_b^{опт}}{P_b}$ *(двойная линия) ошибок для сигналов с 16-КАМ*

Таблица 3

Зависимость достигаемого выигрыша по вероятности символьной ошибки (в разах) КАМн-сигналов при оптимизации параметров СС в зависимости от отношения сигнал/шум h_0 для разных значений M

h_0	M = 16	M = 64
5	**1,15**	**1,01**
10	**1,42**	**1,02**
25	**1,78**	**1,05**
100	**4,40**	**1,27**
200	**12,50**	**1,61**
300	**36,10**	**2,36**

Повышение величины вклада оптимизации параметров СС в снижение вероятности битовой ошибки КАМн-сигналов наблюдается при повышении отношения сигнал/шум и уменьшении величины M.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали, что вид и параметры сигнальных созвездий сигналов с M-КАМн модуляцией оказывают значительное влияние на помехоустойчивость их приема.

Применяемый в настоящее время способ построения сигнальных созвездий сигналов с M-КАМн модуляцией, заключающийся в формировании квадратных форм, не обеспечивает максимального уровня помехоустойчивости таких сигналов.

Предлагаемый способ построения сигнальных созвездий сигналов с M-КАМн модуляцией предполагает проведение пошагового направленного поиска рациональной структуры сигнального созвездия для каждого значения параметра M и обеспечивает близкий к максимальному уровень помехоустойчивости таких сигналов. При этом выигрыш в помехоустой-

чивости увеличивается с ростом отношения сигнал/шум и может достигать десятикратного и более значения (для отношений сигнал/шум более 200). При этом выигрыш по необходимому отношению сигнал/шум (при любой фиксированной вероятности символьной ошибки) составляет около 2 дБ.

В отличие от традиционных схем формирования сигналов с *M*-КАМн модуляцией реализация разработанного способа характеризуется более сложным (относительно данных, приведенных в табл. 1) алгоритмом амплитудно-фазового управления и поэтому рекомендуется для приемо-передающих систем, построенных по технологии SDR (программно-определяемого радио).

При построении передающего и приемного устройств на основе микросхем цифровой обработки сигналов материальные затраты при внедрении данного решения минимизируются и соответствуют затратам на разработку новой версии СПО, включающей таблицу фаз и амплитуд для всех предопределенных значений *M*. В противном случае доработка устройств радиосвязи осуществляется в направлении перенастройки или создания модуляторов и демодуляторов с новыми настройками, что в отдельных образцах вооружения может быть трудно реализуемо.

Список использованных источников

1. *Макаров С. Б., Завьялов С. В., Овсянникова А. С.* Спектральная и энергетическая эффективность оптимальных АФМ сигналов с увеличенными размерами сигнального созвездия // Вопросы радиоэлектроники. Сер.: Техника телевидения. – 2022. – № 2. – С. 30–34.

2. *Куликов Г. В., Данг С. Ч., Лелюх А. А.* Оптимизация созвездий с амплитудно-фазовой манипуляцией в каналах связи с нефлуктуационными помехами // Russian Technological Journal. – 2025. – Т. 13, № 1. – С. 76–88.

3. *Скляр Б.* Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение : пер. с англ. – Изд. 2-е, испр. – М. : Вильямс, 2003. – 1104 с.

4. *Френкс Л.* Теория сигналов : пер. с англ. / под ред. Д. Е. Вакмана. – М. : Сов. радио, 1974. – 372 с.

5. *Сергиенко А. Б.* Цифровая обработка сигналов. – СПб. : Питер, 2002. – 608 с.

6. Сети мобильной связи 5G: технологии, архитектура и услуги / В. О. Тихвинский [и др.]. – М. : Медиа Паблишер, 2019. – 312 с.

7. *Возенкрафт Дж., Джекобс И.* Теоретические основы техники связи : пер. с англ. / под ред. Л. Р. Добрушина. – М. : Мир, 1969. – 410 с.

8. *Thomas C. M., Weidner M. Y., Durrani S. H.* Digital Amplitude-Phase Keying with M-ary Alphabets // IEEE Trans. Commun. – 1974. – Vol. COM-22, № 2. – P. 168–180.

9. *Campopiano C. N., Glazer B. G.* A Coherent Digital Amlitude and Phase Modelation Scheme // IRE Trans. on Commun. Sys. – 1962. – Vol. CS-10. – P. 90–95.

Ю. Н. Копалов,
кандидат технических наук;
Г. Н. Мальцев,
доктор технических наук, профессор;
С. А. Нахов

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ШИРОКОПОЛЬНЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ ДЛЯ КОНТРОЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В современных условиях одной из ведущих тенденций развития мировой космической деятельности является развертывание в околоземном космическом пространстве низкоорбитальных многоспутниковых космических систем. Проведен анализ возможностей дистанционного наблюдения низкоорбитальных космических аппаратов наземными оптико-электронными системами на примере наблюдения космических аппаратов многоспутниковой космической системы Starlink. Рассмотрены условия наблюдения за отдельным космическим аппаратом и одновременного наблюдения за множеством космических аппаратов, попадающих в угловое поле оптико-электронной системы. Сделан вывод о необходимости развертывания сети наземных широкопольных оптико-электронных систем с размером углового поля до нескольких десятков градусов для контроля состояния развертываемых в околоземном космическом пространстве многоспутниковых космических систем.

Ключевые слова: дистанционное наблюдение космических аппаратов, низкоорбитальные многоспутниковые космические системы, широкопольные оптико-электронные системы.

ВВЕДЕНИЕ

Наземные оптико-электронные системы (ОЭС) в настоящее время являются основным типом информационных средств, используемых для наблюдения за космическими объектами в интересах мониторинга и предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве [1–3]. Основным режимом наблюдения космических объектов является их наблюдение с естественной солнечной подсветкой при прохождении в угловом поле наземных ОЭС. По данным наблюдения определяются угловые координаты и блеск космических объектов. При этом большинство существующих наземных ОЭС наблюдения космических объектов имеют угловое поле, размер которого не превышает десятка градусов.

В современных условиях космический трафик в околоземном космическом пространстве непрерывно растет. Одной из ведущих тенденций развития мировой космической деятельности является развертывание в околоземном космическом пространстве низкоорбитальных многоспутниковых космических систем на основе малых космических аппаратов (КА) с числом КА от нескольких сотен до нескольких тысяч на орбитах высотой от 500 км до 1000 км [4, 5]. В качестве основных задач для таких многоспутниковых космических систем на основе малых КА рассматриваются спутниковая связь и дистанционное зондирование Земли. Наиболее ярким примером многоспутниковых космических систем является низкоорбитальная многоспутниковая система связи Starlink [5, 6]. К настоящему времени на орбиту выведено уже несколько тысяч КА Starlink и их общее число в составе орбитальной группировки системы планируется довести до нескольких десятков тысяч. Контроль за такой орбитальной группировкой составляет сложную задачу и для ее решения необходимо использовать наземные широкопольные ОЭС наблюдения. В настоящей статье анализируются возможности дистанционного контроля КА Starlink наземными ОЭС наблюдения с широким угловым полем, размером до нескольких десятков градусов.

АНАЛИЗ УСЛОВИЙ НАБЛЮДЕНИЯ НАЗЕМНЫМИ ШИРОКОПОЛЬНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Основными задачами мониторинга околоземного космического пространства являются оценка обстановки и предупреждение об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве. Развертывание многоспутниковых космических систем типа системы Starlink с числом КА до нескольких тысяч и более составляет серьезную угрозу безопасности космических полетов и практического использования космических систем, а также усложняет процесс каталогизации космических объектов. Для контроля за такими многоспутниковыми космическими системами необходимо регулярное проведение сеансов наблюдения КА, входящих в их орбитальные группировки, наземными ОЭС. При этом развертывание многоспутниковых систем малых КА совместно с имеющимся на околоземных орбитах космическим мусором взаимно усиливают проблему загрязнения околоземного космического пространства и обеспечения безопасности полетов [7].

Проект космической системы Starlink освещался как коммерческий проект системы спутникового широкополосного доступа в Интернет, однако области ее применения как глобальной телекоммуникационной системы значительно шире [5]. Развертывание системы началось в 2019 году. Предполагается несколько этапов (генераций) развертывания орбитальной группировки. По состоянию на конец 2024 года орбитальная группировка космической системы Starlink составляет более 6000 КА. Большинство выведенных на орбиты КА находится на круговых орбитах высотой 345–570 км с различными наклонениями. На предшествующих этапах развертывания системы большинство КА выводились на орбиты высотой около 530 км, а для последующих этапов развертывания системы в качестве основной высоты орбиты КА предполагается высота около 360 км. Для анализа условий наблюдения КА Starlink наземными ОЭС рассмотрим прохождение КА с такими высотами орбит в зоне видимости наземной ОЭС. При этом будем рассматривать потенциальные возможности наблюдения, которые определяются нахождением КА в угловом поле наземной ОЭС без учета ограничений, определяемых метеоусловиями и условиями солнечной подсветки [8].

Максимально возможное время нахождения КА в зоне видимости наземной ОЭС имеет место при его зенитном прохождении. В этом случае зенитный угол линии визирования на наблюдаемый КА изменяется по абсолютной величине в пределах от 90º до 0º. В общем случае зенитный угол линии визирования изменяется по абсолютной величине в пределах от 90º до некоторого минимального зенитного угла β_0. Диапазон изменения зенитного угла зависит от соотношения между параметрами орбиты КА и координатами пункта расположения ОЭС. В этом диапазоне зенитных углов ОЭС может наблюдать КА в пределах своего углового поля, если она выставляется в определенном направлении в «парковом» режиме наблюдения, или в пределах зоны видимости ОЭС, если осуществляется плановое наблюдение КА и его проводка при прохождении в зоне видимости ОЭС.

При оценке возможностей обнаружения и наблюдения космических объектов наземными ОЭС для описания условий наблюдения обычно используются достаточно простые модели невозмущенного движения КА по круговым околоземным орбитам [9, 10]. Если характеризовать условия прохождения КА в зоне видимости наземной ОЭС геоцентрическим углом δ_0 между положением ОЭС и трассой наблюдаемого КА на поверхности Земли, то минимальный зенитный угол наблюдения КА составляет

$$\beta_0 = \frac{\pi}{2} - \operatorname{arctg}\left[\frac{\cos\delta_0(R_З + H_{КА}) - R_З}{\sin\delta_0(R_З + H_{КА})}\right], \quad (1)$$

где $H_{КА}$ – высота орбиты КА;
$R_З$ – радиус Земли, $R_З$ = 6378 км.

При зенитном прохождении КА $\delta_0 = 0$ и $\beta_0 = 0$. Значение геоцентрического угла δ_0, при котором траектория КА проходит на линии местного горизонта ОЭС, составляет

$$\delta_{0\max} = \arccos\left(\frac{R_З}{R_З + H_{КА}}\right) \quad (2)$$

и наблюдение КА наземной ОЭС возможно при $\delta_0 < \delta_{0\max}$. При $H_{КА} = 360$ км $\delta_{0\max} = 0{,}328$ рад, при $H_{КА} = 530$ км $\delta_{0\max} = 0{,}394$ рад.

При движении КА по круговой орбите высотой $H_{КА}$ время его нахождения в зоне видимости ОЭС при $\delta_0 < \delta_{0\max}$ составляет

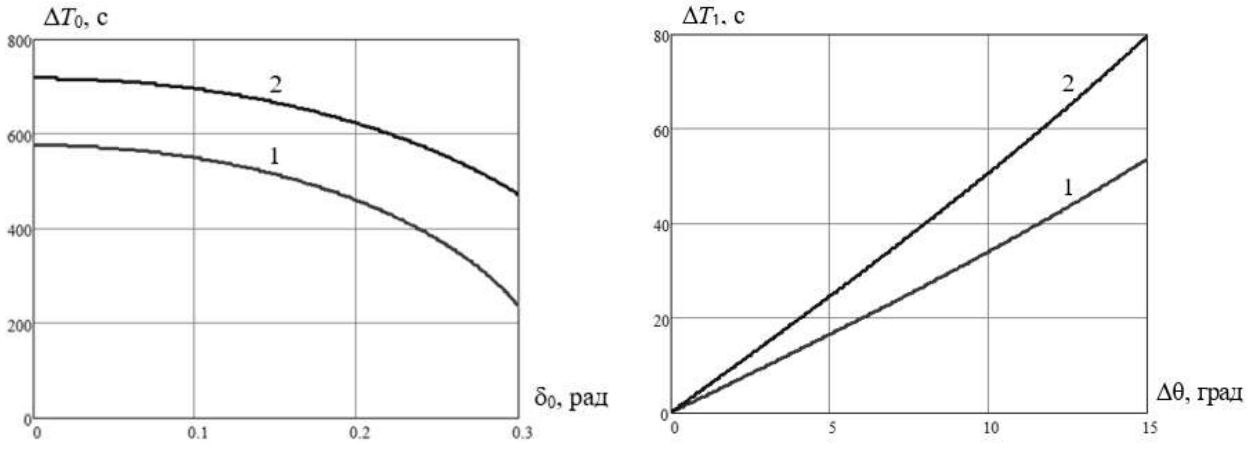
$$\Delta T_0 = 2(R_З + H_{КА})\sqrt{\frac{R_З + H_{КА}}{\mu}}\arccos\left(\frac{R_З \sec\delta_0}{R_З + H_{КА}}\right), \quad (3)$$

где μ – гравитационная постоянная, $\mu = 3{,}986\cdot10^5$ км^{3}с$^{-2}$. При зенитном прохождении КА ($\delta_0 = 0$) и максимальном значении зенитного угла β_1 линии визирования на наблюдаемый КА время нахождения КА в зоне обзора наземной ОЭС наблюдения, характеризуемой зенитным углом $\beta_1 < 90°$, составляет

$$\Delta T_1 = 2(R_З + H_{КА})\sqrt{\frac{R_З + H_{КА}}{\mu}}\left[\beta_1 - \arcsin\left(\frac{R_З \sin\beta_1}{R_З + H_{КА}}\right)\right]. \quad (4)$$

Выражение (3) может быть использовано для оценки времени наблюдения КА при его прохождении в зоне видимости наземной ОЭС, а выражение (4) – для оценки времени наблюдения КА при его прохождении в угловом поле наземной ОЭС.

На рис. 1 приведены расчетные зависимости времени нахождения КА Starlink в зоне видимости наземной ОЭС ΔT_0 от геоцентрического угла δ_0 (рис. 1,*а*) и времени нахождения КА Starlink в угловом поле наземной ОЭС ΔT_0 (рис. 1,*б*) от ширины углового поля ОЭС $\Delta\theta = 2\beta_1$. Кривые *1* соответствуют $H_{КА} = 360$ км, кривые *2* соответствуют $H_{КА} = 530$ км. Приведенные зависимости характеризуют возможную продолжительность наблюдения КА Starlink наземной ОЭС при его сопровождении (проводке) в зоне видимости и без сопровождения (в «парковом» режиме) в пределах углового поля.



а) б)

Рис. 1. Расчетные зависимости времени нахождения КА Starlink в зоне видимости и в угловом поле наземной ОЭС наблюдения

При наблюдении КА с сопровождением в зоне видимости при $0 \le \delta_0 \le 0{,}2$ продолжительность наблюдения одного КА составляет 7–9 мин. при высоте орбиты $H_{КА} = 360$ км и 10–12 мин. при высоте орбиты $H_{КА} = 530$ км. При наблюдении КА в «парковом» режиме и выставлении ОЭС в зенит продолжительность наблюдения одного КА при увеличении ширины углового поля ОЭС $\Delta\theta$ от 2° до 10° увеличивается от 5 с до 35 с при высоте орбиты $H_{КА} = 360$ км и от 10 с до 50 с при высоте орбиты $H_{КА} = 530$ км. Таким образом, при прохождении КА в угловом поле наземной широкопольной ОЭС наблюдения при $\Delta\theta \ge 10°$ возможно получение измерительной информации об угловых координатах КА в течение 30–50 с.

Полученные оценки не учитывают ограничения условий наблюдения низкоорбитальных КА наземными ОЭС с естественной солнечной подсветкой в различное время суток. В дневное время суток наблюдение оказывается невозможным вследствие высокого уровня фонового излучения небесного свода, а в ночное время суток условие одновременного нахождения КА в зоне обзора ОЭС и вне зоны тени Земли, когда имеет место его солнечная подсветка, выполняется в ограниченном диапазоне значений угла погружения Солнца за горизонт. Это усиливает роль использования наземных широкопольных ОЭС наблюдения, которые позволяют увеличить временной интервал наблюдения и объем получаемой координатной и некоординатной информации о наблюдаемых КА.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ КОНТРОЛЯ НАЗЕМНЫМИ ШИРОКОПОЛЬНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ НАБЛЮДЕНИЯ СОСТОЯНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Возможности контроля наземными ОЭС наблюдения состояния низкоорбитальной группировки КА определяются возможностями наблюдения множества КА в одном сеансе наблюдения. Очевидно, что чем больше угловое поле наземной ОЭС наблюдения, тем больше в каждый момент времени в него попадает КА многоспутниковой космической системы и тем больше обзорные возможности ОЭС по одновременному наблюдению за множеством объектов. Однако большое количество объектов наблюдения не позволит планировать многократные наблюдения одного и того же КА, и определение (уточнение) параметров орбит КА должно проводиться по полученной выборке измерений ограниченного объема.

Методом имитационного математического моделирования было проведено исследование возможностей наблюдения множества КА Starlink наземной ОЭС наблюдения с заданной шириной углового поля для текущего состояния орбитальной группировки системы. Полагалось, что наземная ОЭС проводит наблюдения в «парковом» режиме и анализировалось количество КА Starlink, попадающих в угловое поле ОЭС, находящейся в выбранном пункте наблюдения на территории страны и заданном своими географическими координатами, и при выставлении оптической оси ОЭС в направлениях с различными зенитными углами.

В качестве исходных данных для моделирования орбитального движения КА использовались TLE-параметры орбитального движения КА Starlink, приведенные в имеющемся в открытом доступе каталоге космических объектов NORAD по состоянию на 01.12.2024. Соответственно, в модели учитывались КА Starlink, отраженные в каталоге NORAD на эту дату. TLE-параметры представляют собой начальные условия для расчета параметров орбит КА с использованием специализированных баллистических моделей SGP [9]. С помощью TLE-параметров и баллистических моделей SGP (существуют баллистические модели SGP4 и SGP8) возможно вычисление положения КА и его скорости для заданного момента времени непосредственно, без потребности в численном интегрировании уравнений движения КА. Верхний предел точности прогнозирования параметров движения низкоорбитальных КА по TLE-параметрам составляет до 30 км, что является приемлемой точностью для моделирова-

ния орбитального движения КА при решении рассматриваемой задачи анализа возможностей дистанционного контроля КА низкоорбитальных многоспутниковых космических систем.

В имитационной математической модели описание орбитального движения КА Starlink осуществляется по их TLE-параметрам с использованием баллистической модели SGP4. В качестве выходных данных моделирования для анализируемых моментов времени t формируются векторы географических координат (широты и долготы) точек трассы КА на поверхности Земли $\lambda_{КА}(t)$, $\varphi_{КА}(t)$ и высоты КА над поверхностью Земли $H_{КА}(t)$. Положение пункта наблюдения, в котором находится наземная ОЭС, задается географическими координатами (широтой и долготой) $\lambda_{ОЭС}$, $\varphi_{ОЭС}$. Задаются ширина углового поля ОЭС $\Delta\theta$ и зенитный угол, в направлении которого ОЭС выставляется для проведения наблюдений. При выставлении ОЭС в зенитном направлении и высоте круговой орбиты наблюдаемых КА $H_{КА}$ угловому полю ОЭС $\Delta\theta$ соответствует геоцентрический угол охватываемого участка орбиты КА:

$$\Delta\delta = \Delta\theta - 2\arcsin\left[\frac{R_З \sin\left(\Delta\theta/2\right)}{R_З + H_{КА}}\right]. \qquad (5)$$

Для анализа условий нахождения каждого КА в угловом поле наземной ОЭС осуществляется переход от описания движения КА в геоцентрической системе координат к описанию его движения в топоцентрической системе координат, связанной с географическими координатами пункта наблюдения. Рассчитываются значения азимутов и углов места в направлении КА $\alpha(t)$, $\beta(t)$ для пункта наблюдения с географическими координатами $\lambda_{ОЭС}$, $\varphi_{ОЭС}$, и для каждого анализируемого момента времени t определяется число M КА, попадающих в угловое поле ОЭС шириной $\Delta\theta$. По ансамблю реализаций строится гистограмма числа КА, попадающих в пределы углового поля ОЭС с заданной шириной $\Delta\theta$, и определяется среднее значение $M_{ср}$ числа КА, одновременно попадающих в угловое поле ОЭС для анализируемого пункта и условий наблюдения. Интервалы модельного времени между анализируемыми моментами наблюдения КА задаются с учетом интервалов времени нахождения КА в угловом поле наземной ОЭС наблюдения. Полная смена множества КА в угловом поле наземной ОЭС наблюдения при высоте орбиты $H_{КА}$ = 360 км происходит через 9 мин., а при высоте орбиты $H_{КА}$ = 530 км – через 12 мин.

Таким образом, разработанная математическая модель позволяет получить данные, необходимые для расчета количества КА Starlink, одновременно попадающих в угловое поле наземной ОЭС в заданный (модельный) момент времени и в среднем на интервале моделирования. По результатам моделирования анализировались возможности наблюдения множества КА Starlink наземными широкопольными ОЭС наблюдения с шириной углового поля в несколько десятков градусов. Среди существующих наземных ОЭС наблюдения космических объектов к числу таких систем относятся оптико-электронный комплекс обнаружения космического мусора ОЭК-ОКМ с телескопами узкого поля с угловым полем шириной 10° и широкого поля с угловым полем шириной 40° [11] и многоканальный мониторинговый телескоп ММТ-9 с суммарным угловым полем решетки из 9 каналов-объективов 30° [12]. Примечательно, что используемые в существующей Автоматизированной системе предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) оптико-электронные комплексы ОЭК-19х2 и ОЭК-19х4 имеют суммарные угловые поля для двух или четырех телескопов до 15° [11] и относятся к ОЭС со средним угловым полем.

Пункты наблюдения, в которых предполагалось расположение наземных ОЭС наблюдения КА, задавались в Северном полушарии с широтой расположения от 35° с. ш. до 55° с. ш. На рис. 2 приведены гистограммы распределения числа M наблюдаемых КА для шести рассмотренных пунктов наблюдения (НП-1 – НП-6) при выставлении ОЭС в зенит и угловом поле ОЭС $\Delta\theta$ = 10°(рис. 2,*а*), $\Delta\theta$ = 20°(рис. 2,*б*), $\Delta\theta$ = 30°(рис. 2,*в*), $\Delta\theta$ = 40°(рис. 2,*г*). Наблюдение наземной ОЭС космических объектов, попадающих в ее угловое поле,

можно рассматривать как обзорные возможности ОЭС. Приведенные гистограммы характеризуют изменение обзорных возможностей ОЭС при увеличении ее углового поля $\Delta\theta$ и существенное увеличение обзорных возможностей широкопольных ОЭС наблюдения с угловым полем шириной $\Delta\theta > 20°$ в сравнении с узкопольными ОЭС с угловым полем шириной $\Delta\theta < 10°$.

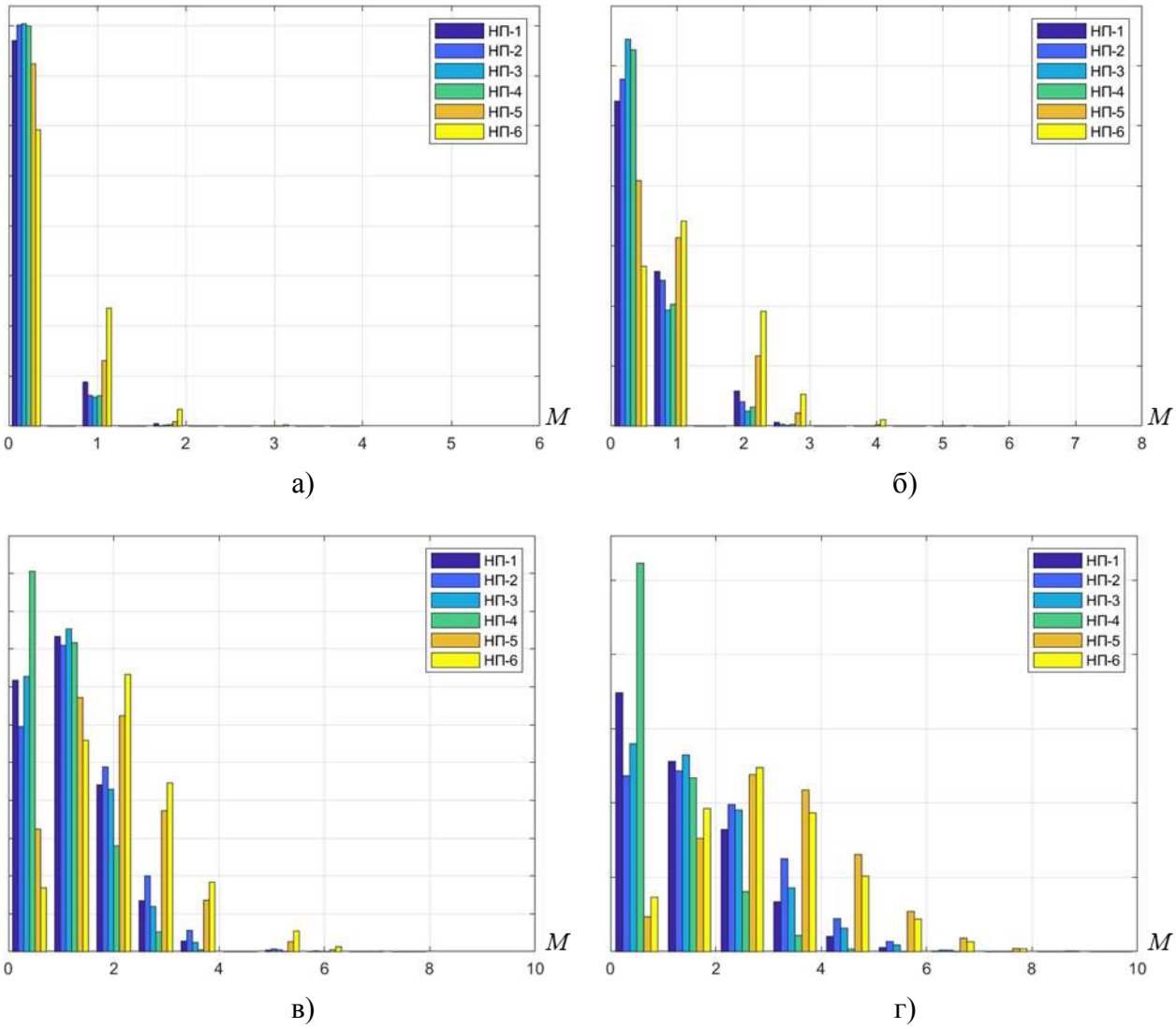


Рис. 2. Гистограммы распределения числа наблюдаемых КА при различном угловом поле ОЭС

Можно полагать, что для рассмотренного диапазона значений широт расположения пунктов наблюдения, охватывающего 20° широты в средних широтах Северного полушария, условия контроля наземными ОЭС состояния орбитальной группировки КА системы Starlink отличаются незначительно. Это иллюстрирует рис. 3, на котором приведена зависимость среднего значения $M_{ср}$ числа КА, одновременно попадающих в угловое поле ОЭС, от ширины углового поля ОЭС $\Delta\theta$ для НП-1 – НП-6. При $\Delta\theta \leq 10°$ расхождение зависимостей для всех пунктов незначительно, заметное расхождение зависимостей для различных пунктов начинается при $\Delta\theta > 15°$.

Кроме оценок среднего числа КА в угловом поле наземной ОЭС наблюдения разработанная модель позволяет получить оценки среднего времени $\Delta T_{ср}$ нахождения КА в угловом поле наземной ОЭС наблюдения. На рис. 4 приведены графики зависимости среднего времени

$\Delta T_{ср}$ нахождения КА Starlink в угловом поле наземной ОЭС наблюдения и доли времени $\Delta T_{ср}/\Delta T_{\Sigma}$ на интервале моделирования ΔT_{Σ}, в течение которого в угловом поле ОЭС находится хотя бы один КА Starlink, от ширины углового поля ОЭС $\Delta\theta$ для шести рассмотренных пунктов наблюдения (НП-1 – НП-6).

Полученные результаты показывают необходимость использования наземных широкопольных ОЭС наблюдения КА, в том числе многоканальных с угловым полем в десятки градусов для контроля состояния КА системы Starlink и других низкоорбитальных многоспутниковых космических систем в интересах мониторинга и предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве.

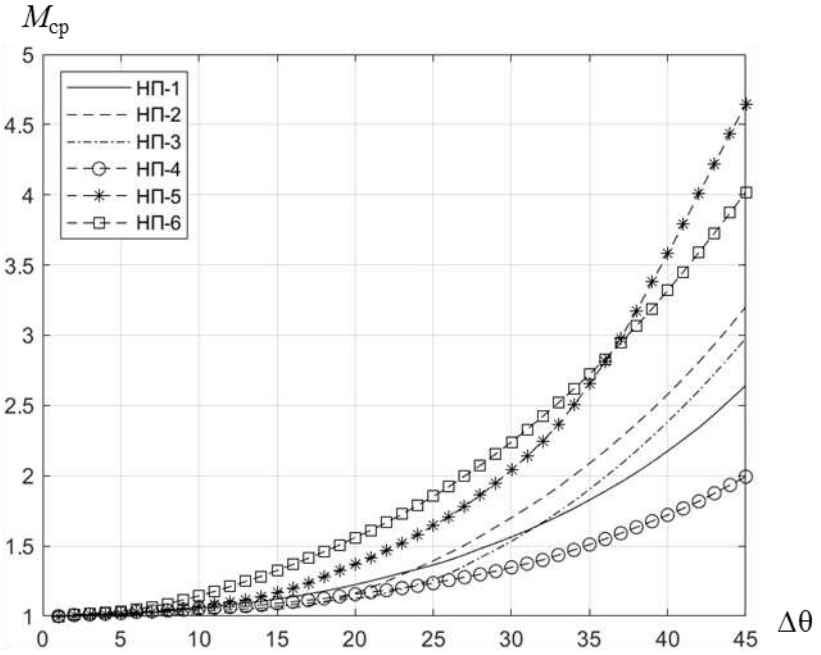
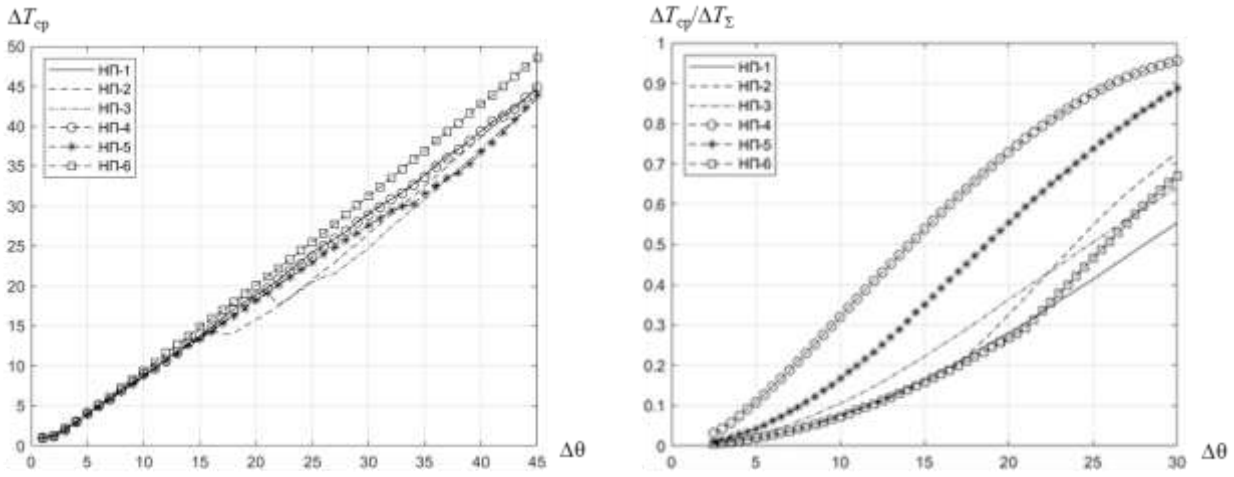


Рис. 3. Зависимости среднего значения числа КА, одновременно попадающих в угловое поле ОЭС, от ширины углового поля



а) б)

Рис. 4. Зависимости среднего времени нахождения КА в угловом поле наземной ОЭС наблюдения (а) и отношения интервала времени, на котором в угловом поле ОЭС находится хотя бы один КА, к общему интервалу наблюдения (б) от ширины углового поля ОЭС

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В современных условиях контроль состояния развертываемых на орбитах многоспутниковых космических систем является одной из основных задач мониторинга околоземного космического пространства. Для решения этой задачи необходимо использование сети наземных широкопольных ОЭС наблюдения КА с высокой проницающей способностью и шириной углового поля в десятки градусов. За счет увеличения углового поля ОЭС увеличиваются интервал наблюдения и объем получаемой координатной и некоординатной информации о каждом наблюдаемом КА и обзорные возможности ОЭС по одновременному наблюдению за множеством КА.

Проведенные исследования характеризуют потенциальные возможности контроля с использованием наземных широкопольных ОЭС орбитальных группировок КА типа Starlink. В рассмотренной полосе широт расположения пунктов наблюдения условия контроля наземными ОЭС состояния орбитальной группировки КА системы Starlink отличаются незначительно. При этом дополнительные ограничения наблюдения КА наземными ОЭС с естественной солнечной подсветкой в различное время суток, а также влияние метеоусловий на работу ОЭС приводят к необходимости развертывания сети наземных информационных ОЭС наблюдения космических объектов, разнесенных по долготе, в различных часовых поясах и в пунктах наблюдения с хорошим астроклиматом.

Список использованных источников

1. *Свиридов К. Н.* Оптическая локация космического мусора. – М. : Знание, 2006. – 488 с.

2. *Муртазов А. К.* Мониторинг загрязнений околоземного пространства оптическими средствами. – Рязань : РГУ, 2010. – 248 с.

3. *Вениаминов С. С.* Космический мусор – угроза человечеству. – М. : ИКИ РАН, 2013. – 207 с.

4. *Потюпкин А. Ю.* Управление многоспутниковыми космическими системами. – М. : Инфра-Инженерия, 2024. – 290 с.

5. *Урличич Ю. М.* Анализ низкоорбитальных спутниковых систем широкополосного доступа на примере развития Starlink // Электросвязь. – 2024. – № 7. – С. 14–19.

6. *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.

7. *Леус Н. А., Макарова Д. Ю.* К вопросу развития систем мониторинга космического пространства с целью обеспечения безопасности и устойчивого развития космической деятельности // Экономика космоса. – 2023. – № 3. – С. 3–18.

8. *Мальцев Г. Н., Назаров А. В., Коробченко И. П.* Анализ ограничений наблюдения космических объектов наземными оптико-электронными системами условиями солнечной подсветки // Вопросы радиоэлектроники. Техника телевидения. – 2020. – № 3. – С. 38–50.

9. *Назаренко А. И.* Определение и прогнозирование орбит низколетящих спутников // Космическая баллистика – от истоков к будущему : сб. тр. по механике, управлению. – М. : ИКИ РАН, 2015. – С. 113–125.

10. *Зиновьев К. Г., Сасункевич А. А., Силантьев С. Б.* Оценивание времени нахождения космического аппарата в зоне радиовидимости наземного радиотехнического средства // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 667. – С. 361–368.

11. *Макаров Ю. Н.* Мониторинг техногенного засорения космического пространства. Проблемы и решения // Наноиндустрия. – 2019. – № 1. – С. 6–14.

12. Широкоугольный оптический мониторинг с помощью многоканального телескопа высокого временного разрешения Мини-МегаТОРТОРА (ММТ) / Г. М. Бескин [и др.] // Астрофизический бюллетень. – 2017. – № 1. – С. 89–102.

А. В. Косырев
Военная академия связи имени С. М. Будённого, г. Санкт-Петербург.

МОДЕЛЬ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ОТКАЗОВ И БОЕВЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ СВЯЗИ

В статье представлена математическая модель, описывающая процессы возникновения отказов и боевых повреждений в военной технике связи (ВТС).

Цель публикации статьи – классификация видов отказов и состояний ВТС при поступлении в ремонтные органы в условиях боевых действий, а также разработка математической модели, позволяющей определить вероятности состояний в зависимости от интенсивности боевых действий, уровня обученности личного состава и конструктивных особенностей ВТС.

Особенностью данной модели является определение возможности использования отдельных образцов ВТС в качестве донора для восстановления аналогичного образца в зависимости от характера и критичности повреждения, а также принятия решения для дальнейшего вывода в различные виды ремонта без проведения разборки диагностируемого образца.

Ключевые слова: модель отказов, отказы, повреждения, техника связи, дифференциальные уравнения состояний.

ВВЕДЕНИЕ

Основной задачей ремонта ВТС при возникновении отказов, получении боевых повреждений или дефектов по причине эксплуатационных отказов является восстановление работоспособности в требуемые сроки.

Современные тенденции развития ВТС характеризуются активным внедрением передовой элементной базы, включающей компоненты поверхностного монтажа (*Surface Mount Device*, SMD) [1]. Данный подход способствует существенному снижению массогабаритных параметров аппаратуры, однако сопровождается значительным усложнением процессов диагностики и снижением уровня ремонтопригодности. Это обусловлено миниатюризацией компонентов, увеличением плотности компоновки и усложнением топологии печатных плат, что предъявляет повышенные требования к методам и средствам технического диагностирования, обслуживания и ремонта.

Особенностью современного развития системы технического обслуживания и ремонта ВТС является тот факт, что появление новых, более сложных средств связи и автоматизированных систем управления (АСУ) при одновременном сокращении личного состава привело к снижению его уровня квалификации, вызвало необходимость внедрения ремонта *агрегатным методом,* предусматривающим выполнение операций восстановления вышедшей из строя ВТС путем замены ее отдельных блоков (модулей элементов, агрегатов).

Основным недостатком метода агрегатного ремонта является необходимость в оборотном фонде агрегатов [2]. При этом доставка запасных инструментов и принадлежностей (ЗИП) и отправка (возвращение в строй) занимают длительное время.

Перенимая положительный опыт специальной военной операции (СВО) [3], командиры различных звеньев управления самостоятельно организуют ремонт ВТС силами наиболее подготовленного личного состава, что позволяет в значительной степени сократить время возвращения ее строй. Непосредственно на местах осуществляется ремонт отказавших или поврежденных модулей, при этом активно используются как работоспособные модули других не работоспособных или поврежденных образцов, так и отдельные компоненты.

В настоящее время отсутствие полноценной статистики отказов и боевых повреждений по различным типам техники связи не позволяет достоверно описать характеристики потока

техники, поступающей в ремонтные органы. В этих условиях моделирование представляет собой эффективный инструмент для восполнения недостающих данных.

Предлагаемая модель, базирующаяся на нормативных данных руководящих документов и частично верифицированная эмпирическими статистическими данными, обеспечивает моделирование потока разнотипных отказов и боевых повреждений ВТС. Такой подход позволяет решать задачи технического диагностирования и ремонта с приемлемой степенью достоверности, проводить комплексную верификацию методик диагностирования на основе вероятностных оценок различных видов отказов. При этом важно отметить, что модель обладает свойством масштабируемости – по мере накопления реальной статистики отказов и повреждений точность и достоверность моделируемых оценок будут существенно возрастать. Особую ценность представляет возможность постепенного дополнения модели новыми эмпирическими данными, что позволит последовательно приближать ее к реальным условиям боевых действий.

ПОСТРОЕНИЕ ГРАФОВОЙ МОДЕЛИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ОТКАЗОВ И БОЕВЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ СВЯЗИ

В ходе ведения боевых действий ВТС подвергается комплексному воздействию различных факторов внешней среды, приводящих к ее износу, повреждениям и отказам. Ключевыми из них являются огневое воздействие противника, деградация элементной базы и ошибки личного состава при эксплуатации.

В руководящих документах представлена модель расчета безвозвратных потерь и выхода в различные виды ремонта техники связи и АСУ, которая позволяет количественно произвести расчеты, но не позволяет получить данные по характеру боевых повреждений и типу отказов, что является не достаточным для оценки нагрузки на ремонтные органы.

В ходе проведенного анализа существующих моделей, представленных в работах [4–7], было установлено, что рассматриваемые подходы обладают существенным методологическим ограничением – они оперируют обобщенным понятием отказа без его дифференциации по классификационному признаку и характеру возникновения.

Наиболее близкой является модель [4], однако в отличие от нее предлагаемая модель возникновения отказов и боевых повреждений ВТС не объединяет все отказы в единое состояние, а декомпозирует их на отдельные классы в соответствии с приведенной ниже классификацией. При расчете вероятности нахождения в том или ином состоянии модель учитывает интенсивность боевых действий, уровень обученности личного состава, эксплуатирующего ВТС, зонирование по степени критичности повреждений с учетом ремонтопригодности, а также позволяет определить вероятность использования поврежденных образцов в качестве запасных частей для восстановления других образцов.

Модель возникновения отказов и боевых повреждений основана на теории марковских процессов с дискретными состояниями и непрерывным временем [8]. Модель позволяет количественно определить вероятности пребывания системы в каждом из возможных состояний, используя параметры интенсивности переходов между ними. Представим ВТС как систему S с конечным множеством дискретных состояний $S_1, S_2, ..., S_n$, переходы между которыми инициируются случайными событиями (отказами, повреждениями). Структура исследуемого графа представлена на рис. 1.

Для формализации процесса диагностирования и ремонта модель учитывает всевозможные виды отказов и состояния, в которых ВТС может поступить в ремонтный орган, что делает модель универсальной и применимой для различных технических систем. Данная классификация является замкнутой и полной, с точки зрения теории надежности и логики ремонтных процессов (табл. 1).

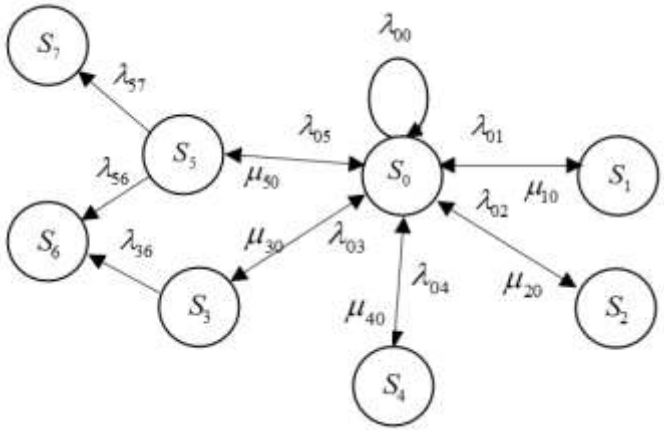


Рис. 1. Графовая модель возникновения отказов и боевых повреждений

Таблица 1

Состояние ВТС

№ п/п	Состояние ВТС	Тип отказа	Обоснование отказа
1	Боевое повреждение	Внезапный отказ	Скачкообразный переход из работоспособного состояния в неработоспособное состояние
2	Деградационный отказ	Постепенный отказ	Отказ, обусловленный естественными процессами старения, износа, коррозии и усталости
3	Эксплуатационный отказ	Отказ из-за нарушения правил эксплуатации	Отказ, возникший по причине, связанной с нарушением установленных правил и (или) условий эксплуатации объекта
4	Внешне работоспособно, но не позволяет выполнять задачи по предназначению	Скрытый отказ	Оборудование кажется исправным, но не выполняет свою функцию
5	ВТС работоспособна (попала в ремонт в результате ошибки персонала)	Ложный отказ (не стандартная ситуация)	Не связан с реальной неисправностью, вызван ошибкой в результате человеческого фактора
6	Использование как ЗИП	Ресурсное изъятие	Техника изымается из эксплуатации для использования в качестве запасных элементов
7	Безвозвратные потери	Списание. Предельное состояние	Оборудование не подлежит восстановлению из-за экономической или технической целесообразности

Соответственно, в предложенной модели система *S* (ВТС, поступающая в ремонтный орган для диагностирования и ремонта) имеет вид

$$S = \{S_0, S_1, S_2, S_3, S_4, S_5, S_6, S_7\}, \quad (1)$$

где S_0 – работоспособное состояние ВТС;

S_1 – ВТС работоспособна (попала в ремонт в результате ошибки персонала);

S_2 – по внешним признакам ВТС работоспособна, но не позволяет выполнять задачи по предназначению;

S_3 – ВТС не работоспособна, имеет эксплуатационный отказ;

S_4 – ВТС не работоспособна, имеет деградационный отказ [9];

S_5 – ВТС не работоспособна, имеет боевое повреждение;

S_6 – ВТС не работоспособна, используется как запасные части для восстановления другого образца;

S_7 – безвозвратные потери.

Особенности модели:

– состояние S_7 является поглощающим;

– состояние S_5 представляет собой точку принятия решения (использовать как ЗИП для восстановления другого образца или перевести в категорию безвозвратные потери). Данное решение принимается ремонтником при проведении внешнего осмотра на начальном этапе диагностирования;

– модель учитывает различные пути перехода ВТС в состояние «использовать как ЗИП для восстановления другого образца»;

Вероятность состояний $P_i(t)$ определяется путем решения системы дифференциальных уравнений (уравнений Колмогорова) [10]:

$$\frac{dP_i(t)}{dt} = \sum_{j=1}^{n} \lambda_{ji} P_j(t) - P_i(t) \sum_{j=1}^{n} \lambda_{ij}, \quad (2)$$

где $i = 0,1,...,n$.

Таким образом, система дифференциальных уравнений модели возникновения отказов и боевых повреждений имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{dP_0(t)}{dt} = -(\lambda_{01} + \lambda_{02} + \lambda_{03} + \lambda_{04} + \lambda_{05}) P_0(t) + \mu_{10} P_1(t) + \mu_{20} P_2(t) + \mu_{30} P_3(t) + \mu_{40} P_4(t) + \mu_{50} P_5(t); \\ \frac{dP_1}{dt} = -\mu_{10} P_1(t) + \lambda_{01} P_0(t); \\ \frac{dP_2}{dt} = -\mu_{20} P_2(t) + \lambda_{02} P_0(t); \\ \frac{dP_3}{dt} = -(\mu_{30} + \lambda_{36}) P_3(t) + \lambda_{03} P_0(t); \\ \frac{dP_4}{dt} = -\mu_{40} P_4(t) + \lambda_{04} P_0(t); \\ \frac{dP_5}{dt} = -(\mu_{50} + \lambda_{56} + \lambda_{57}) P_5(t) + \lambda_{05} P_0(t); \\ \frac{dP_6}{dt} = \lambda_{36} P_3(t) + \lambda_{56} P_5(t); \\ \frac{dP_7}{dt} = \lambda_{57} P_5(t). \end{cases} \quad (3)$$

Постоянство интенсивностей переходов λ_i предполагает экспоненциальное распределение времени пребывания системы в каждом состоянии, что соответствует марковскому свойству процесса. При фиксированных λ_i система описывается линейными дифференциальными уравнениями Колмогорова с постоянными коэффициентами.

В стационарном режиме (t→∞) производные $\frac{dP_i(t)}{dt} = 0$, система сводится к алгебраическим уравнениям и ее решение известно и является вектором постоянных составляющих вероятностей $P = (P_0, P_1, P_2, P_3, P_4, P_5, P_6, P_7) = \lim_{x\to\infty} P(t)$.

С учетом условия нормировки $\sum P_i = 1$ система дифференциальных уравнений Колмогорова в стационарном режиме сводится к системе линейных алгебраических уравнений:

$$\begin{cases} 0 = -\mu_{10}P_1(t) + \lambda_{01}P_0(t); \\ 0 = -\mu_{20}P_2(t) + \lambda_{02}P_0(t); \\ 0 = -(\mu_{30} + \lambda_{36})P_3(t) + \lambda_{03}P_0(t); \\ 0 = -\mu_{40}P_4(t) + \lambda_{04}P_0(t); \\ 0 = -(\mu_{50} + \lambda_{56} + \lambda_{57})P_5(t) + \lambda_{05}P_0(t); \\ 0 = \lambda_{36}P_3(t) + \lambda_{56}P_5(t); \\ 0 = \lambda_{57}P_5(t); \\ P_0 + P_1 + P_2 + P_3 + P_4 + P_5 + P_6 + P_7 = 1. \end{cases} \quad (4)$$

Для решения системы уравнений необходимо определить интенсивности переходов из работоспособного состояния в последующие:

λ_{01} – интенсивность перехода из состояния S_0 в состояние S_1, представляет собой малую величину (до 0,2 %) и определяется статистическими данными. Значения данного показателя связаны с недостаточной квалификацией эксплуатирующего персонала.

λ_{02} – интенсивность перехода из состояния S_0 в состояние S_2, представляет собой малую величину (порядка 0,02 %) и определяется статистическими данными. Ее значение варьируется в зависимости от конструктивных особенностей конкретного образца ВТС.

λ_{04} – интенсивность перехода из состояния S_0 в состояние S_4, т. е. возникновение деградационного отказа, рассчитывается исходя из наработки на отказ, указанной в формуляре ВТС и зачастую является усредненным значением. Факторами, снижающими наработку на отказ, являются качество элементной базы и сборки образца ВТС, условия эксплуатации (температура, влажность, вибрации и другие внешние факторы), а также постоянный режим работы на предельной нагрузке. Формула расчета этого показателя имеет вид

$$\lambda_{04} = \frac{1}{\mathrm{T}}, \quad (5)$$

где T – наработка на отказ ВТС.

С учетом опыта СВО и анализа статистики отказов и повреждений наиболее преобладающими являются эксплуатационные отказы и боевые повреждения. При этом λ_{03} – интенсивность перехода из состояния S_0 в состояние S_3, т. е. возникновение эксплуатационных отказов, составляет (X% в сутки) для штатных подразделений, прошедших подготовку в полном объеме.

На основе статистических данных для подразделений (укомплектованных мобилизованными) с низким уровнем обученности личного состава наблюдается увеличение эксплуатационных отказов в 3 раза. Соответственно для корректировки интенсивности эксплуатаци-

онных отказов введем поправочный коэффициент (уровня обученности $k_{\text{обуч.л/с}}$), где средний уровень – 1, а начальный уровень – 3, их среднее значение дает базовый уровень – 1,5 (табл. 2).

Таблица 2

Уровни обученности личного состава

№ п/п	Уровень	Содержание	% л/с	$k_{\text{обуч.л/с}}$
1	Начальный уровень	Базовые знания и понимания темы, но недостаток практического опыта	0–20	3
2	Базовый уровень	Основные знания и некоторые навыки, но требуется помощь и поддержка для выполнения задач	21–40	1,5
3	Средний уровень	Уверенные знания и навыки, способность выполнять задачи с минимальной поддержкой	41–60	1
4	Высокий уровень	Глубокие знания и высокий уровень навыков, способность решать сложные задачи и обучать других	61–80	менее 1
5	Экспертный уровень	Полное владение темой, способность к инновациям и созданию новых подходов, признание в профессиональной среде	81–100	

Соответственно

$$\lambda'_{03} = \lambda_{03} k_{\text{обуч.л/с}}. \qquad (6)$$

λ_{05} – интенсивность перехода из состояния S_0 в состояние S_5, т. е. возникновение боевого повреждения, рассчитывается на основе руководящих документов. На нее влияет интенсивность боевых действий, характеризующаяся высоким, средним и низким уровнем.

На данном этапе моделирования μ_{ij} интенсивность восстановления в работоспособное состояние за счет проведения ремонта не рассматривается, но при незначительной доработке возможно построение модели не только как для определения вероятности возникновения отказов и боевых повреждений, но и как систему восстановления и ремонта.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИНТЕНСИВНОСТИ ВЫВОДА ВОЕННОЙ ТЕХНИКИ СВЯЗИ ИЗ ЭКСПЛУАТАЦИИ В КАТЕГОРИЮ БЕЗВОЗВРАТНЫХ ПОТЕРЬ И ОЦЕНКА ЕЕ ПРИГОДНОСТИ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КАЧЕСТВЕ ДОНОРСКИХ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДРУГИХ ОБРАЗЦОВ

Далее ВТС рассматривается как совокупность средств связи, средств автоматизации [11] в рамках радиоэлектронной аппаратуры. В основе расчетов лежит принцип разбиения образца ВТС на области повреждений в зависимости от их значимости. На начальном этапе определяется вероятность поражения ВТС, зависящая от двух ключевых параметров: эффективной площади проекции образца техники и расстояния до точки детонации боеприпаса.

При определении параметра площади зоны поражения расчетным способом обычно полагают, что число попадающих в цель осколков подчиняется распределению Пуассона [12, 13].

Вероятность того, что произойдет k событий за интервал времени при среднем числе событий λ, задается формулой

$$P(X=k)=\frac{\lambda^k e^{-\lambda}}{k!}, \quad (7)$$

где k – целое неотрицательное число (0, 1, 2, ...);
λ – среднее количество событий за рассматриваемый интервал времени,

$$\lambda=\rho S. \quad (8)$$

Вероятность того, что объект площадью S будет поражен ровно k осколками при плотности осколочного поля ρ (количество осколков, приходящихся на единицу площади на заданном расстоянии от точки взрыва), определяется по формуле

$$P(k)=\frac{(\rho S)^k e^{-\rho S}}{k!}, \quad (9)$$

где $P(k)$ – вероятность поражения объекта k осколками;
ρ – плотность осколочного поля;
S – площадь объекта;
k – число осколков, поразивших объект.

При этом плотность осколочного поля составляет

$$\rho=\frac{N}{S\text{сф}}=\frac{N}{4\pi R^2}, \quad (10)$$

где N – общее число осколков, образованных при взрыве боеприпаса;
Sсф – площадь поверхности сферы (по которой распределяются осколки при взрыве боеприпаса);
R – расстояние от точки взрыва боеприпаса до предмета попадающего в область поражения осколочным полем. Это расстояние изменяется в зависимости от точности попадания боеприпаса.

В настоящее время одним из способов доставки боеприпаса к месту подрыва является сброс с квадрокоптера. Точность сброса боеприпаса зависит от нескольких факторов, включая высоту сброса, скорость ветра, тип стабилизатора и мастерство оператора. На основе данных из предоставленных источников [14, 15] можно выделить следующие ключевые моменты:

– оптимальная высота сброса составляет 30–50 м;

– наиболее точным боеприпасом является грата ВОГ-17 с использованием отпечатанных на 3D-принтерах стабилизирующих хвостовиков, при этом в идеальных условиях (при отсутствии ветра, наличии системы стабилизации дрона в полете, качественной системы сброса и высокого уровня оператора) точность сброса составляет примерно 1–3 м (однако на практике в боевых условиях точность составляет 3–5 м);

– для боеприпасов, не оборудованных системой стабилизации, отклонение увеличивается до 5–10 м.

Образец ВТС, в зависимости от конфигурации размещения модулей и плат, разбивается на области различной степени повреждения с учетом критичности нанесенного ущерба при пробитии в данной области. Параметром разбиения является дальнейшая целесообразность и сложность проведения ремонта в случае поражения данной области. Операция разбиения и назначения областей проводится заблаговременно, как на стадии проектирования аппаратуры, так и в процессе эксплуатации квалифицированным лицом, способным

провести градацию областей на основе эксплуатационно-технической документации. Он определяет какой ущерб нанесен ВТС если будет поражена та или иная область и сколько усилий и ресурсов будет затрачено на проведение ремонта (определяет возможность и целесообразность ремонта).

Вероятность того, что именно *i*-я область объекта поражена хотя бы одним осколком, составляет

$$P_{\text{пор}.i} = 1 - \frac{(1-p_i)(1-(1-p_i)^k)}{kp_i}, \qquad (11)$$

где $P_{\text{пор}.i}$ – вероятность поражения *i*-й области;

p_i – вероятность поражения *i*-й области одним осколком.

Ниже представлен пример воздействия осколочного поля ручной гранаты оборонительной (РГО) при сбросе с квадрокоптера на радиостанцию Р-187-П1 (рис.2), а также представлены результаты поражения в зависимости от расстояния от точки подрыва (табл. 3).

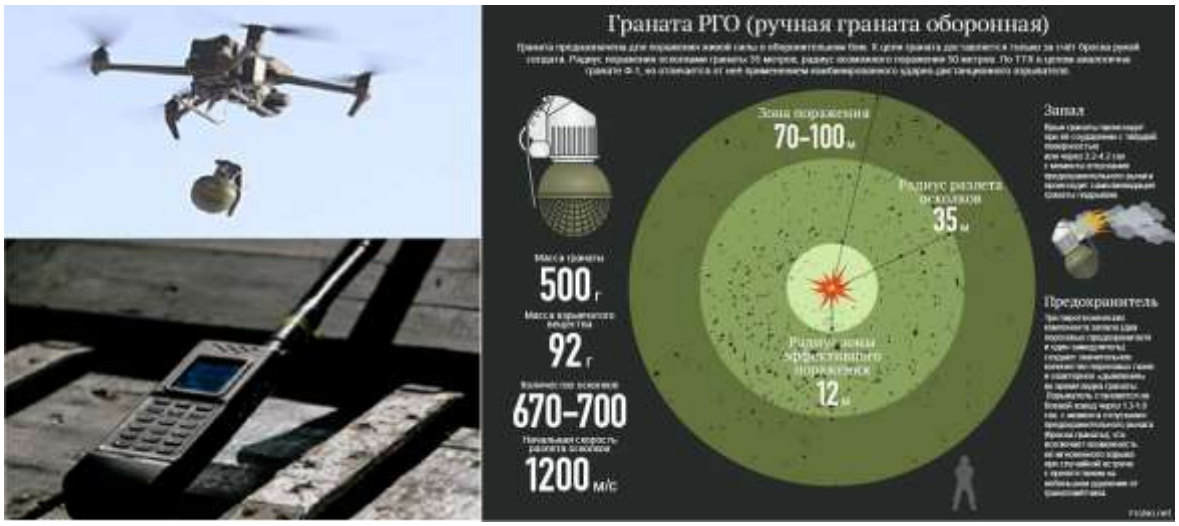


Рис. 2. Воздействие осколочного поля ручной гранаты оборонительной

Таблица 3

Зависимость количества поражений объекта от количества осколков, расстояния до объекта и его площади

Радиус *R*, м	Общее количество осколков, *No*, шт.	Плотность осколочного поля, 1/м^2	Площадь объекта, см^2	Результат поражения							
				0	1	2	3	4	5	6	7
1	700	57	160	3996	3675	1665	529	112	21	1	1
2	700	14	160	7988	1793	196	15	3			
3	700	6,2	160	9035	924	41					
4	700	3,5	160	9442	543	15					
5	700	2,2	160	9640	351	9					
6	700	1,5	160	9761	236	4					
7	700	1,1	160	9823	175	2					
8	700	0,9	160	9854	146						
9	700	0,7	160	9894	106						
10	700	0,57	160	9907	93						
15	700	0,25	160	9962	38						

С учетом приведенной выше статистики точность попадания в среднем составляет 5 м. При этом в случае успешного воздействия радиостанция в основном будет поражена одним осколком. Соответственно для приведенного примера вероятность поражения *i*-й области совпадает с вероятностью поражения *i*-й области одним осколком: $P_{\text{пор}.i} = p_i$.

В свою очередь, градация ущерба соотносится с ремонтопригодностью [16] и степенью сложности ремонта ВТС (табл. 4).

Таблица 4

Показатели ремонтопригодности ВСТ в зависимости от типа применяемой элементной базы

№ п/п	Показатель ремонтопригодности	Сложность ремонта
1	Аппаратура многомодульная, плата однослойная, односторонняя, элементная база советского периода	Сложность низкая
2	Аппаратура одномодульная, плата однослойная, односторонняя, элементная база советского периода	Сложность низкая
3	Аппаратура многомодульная, плата однослойная, двухсторонняя, элементная база советского периода	Сложность низкая
4	Аппаратура одномодульная, плата однослойная, двухсторонняя элементная база советского периода	Сложность низкая
5	Аппаратура многомодульная, плата однослойная, односторонняя, элементная база – SMD компоненты	Сложность средняя
6	Аппаратура одномодульная, плата однослойная, односторонняя, элементная база – SMD компоненты	Сложность средняя
7	Аппаратура многомодульная, плата однослойная, двухсторонняя, элементная база – SMD компоненты	Сложность средняя
8	Аппаратура многомодульная, плата однослойная, двухсторонняя, элементная база – SMD компоненты, содержит микросхемы с прошивкой	Сложность средняя
9	Аппаратура одномодульная, плата однослойная, двухсторонняя элементная база – SMD компоненты	Сложность высокая
10	Аппаратура одномодульная, плата однослойная, двухсторонняя, элементная база – SMD компоненты, содержит микросхемы с прошивкой	Сложность высокая
11	Аппаратура многомодульная, плата однослойная, двухсторонняя, элементная база – SMD компоненты, содержит микросхемы BGA	Ремонт в заводских условиях
12	Аппаратура многомодульная, плата многослойная, элементная база – SMD компоненты, содержит микросхемы BGA	Ремонт в заводских условиях
13	Аппаратура одномодульная, плата однослойная, двухсторонняя, элементная база – SMD компоненты, содержит микросхемы BGA	Неремонтопригодная
14	Аппаратура одномодульная, плата многослойная, элементная база – SMD компоненты, содержит микросхемы BGA	Неремонтопригодная
15	Аппаратура с многослойной платой, элементная база – SMD компоненты (**0201**-0,6*0,3 мм, **01005**-0,4*0,2 мм)	Неремонтопригодная

Данная таблица позволяет классифицировать сложность ремонта в зависимости от типа применяемой элементной базы. Ее градация проведена от простого к сложному. В свою очередь, область критического повреждения назначается с учетом элементной базы, применяемой в той или иной ВТС в соответствии с данной таблицей.

Для современных монтажных плат, оснащенных элементной базой SMD, воздействие поражающих факторов, как правило, приводит к их физическому разрушению или критическим повреждениям. В таких случаях восстановление функциональности платы становится невозможным без полной ее замены, поскольку повреждения, такие как пробой или механическое разрушение, делают плату непригодной для ремонта. Таким образом, при возникновении подобных дефектов монтажная плата классифицируется как неремонтопригодная, что обусловлено высокой сложностью и экономической нецелесообразностью восстановления ее работоспособности.

Относительно осколочного поля образец может быть развернут разными плоскостями, при этом его поражение может произойти с разной вероятностью и разной степенью критичности (рис. 3). Показанная на рисунке модель представлена в виде параллелепипеда, состоящего из следующих плоскостей:

U (*up*) – верхняя плоскость;
D (*down*) – нижняя плоскость;
F (*front*) – передняя плоскость;
B (*back*) – задняя плоскость;
L (*left*) – левая плоскость;
R (*right*) – правая плоскость.

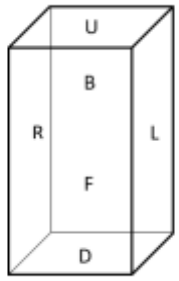


Рис. 3. Модель радиостанции Р-187-П1 в виде распределенных плоскостей

Плоскость разделяется на *n* областей, каждая из которых имеет свою градацию повреждения: область максимального повреждения *A*1, область средних повреждений *A*2, область минимальных повреждений *A*3 и так далее, вплоть до *An* для *n*-й категории (рис. 4).

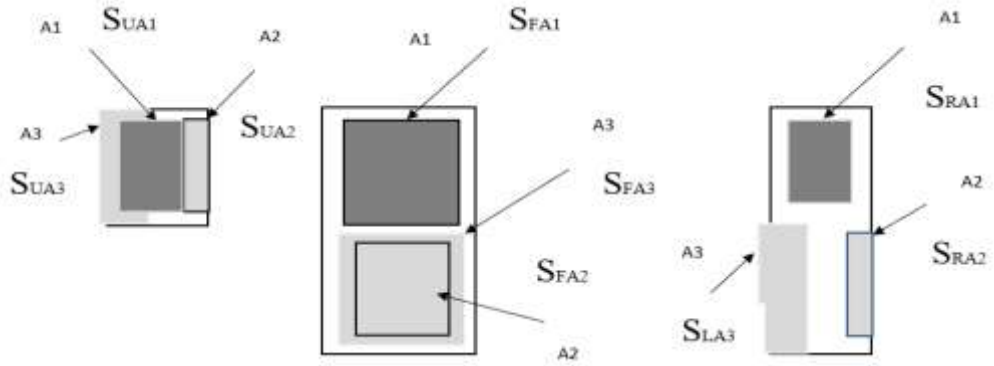


Рис. 4. Назначение областей по степени градации повреждений на примере Р-187-П1

Соответственно в каждой плоскости определяется площадь, соотносящаяся к каждой области: *S*1 – площадь области максимального повреждения, *S*2 – площадь области средних повреждений, *S*3 – площадь области минимальных повреждений и так далее вплоть до *Sn* – площадь *n*-й области. Общая площадь $S_{\text{общ}}$ определяется по формуле

$$S_{\text{общ}} = \sum_{i=1}^{n} S_i. \qquad (12)$$

Вероятность *Pi* того, что в результате осколочного поражения повреждена именно область *Ai*, определяется как отношение площади этой области к общей площади предмета:

$$P_i = \frac{S_i}{S_{\text{общ}}}. \qquad (13)$$

Так, для Р-187-П1 областью критического повреждения является область $A1$. В результате попадания осколка в данную область происходит повреждение корпуса, всех основных модулей, выполненных на многослойных платах с применением BGA-микросхем и SMD-компонентов. В этой ситуации образец переходит в разряд безвозвратных потерь. Возможно, останутся не поврежденными панель ввода и батарея питания (зависит от размера и формы осколка).

В случае попадания осколка в другие области возможно дальнейшее использование отдельных элементов радиостанции в качестве ЗИП для восстановления другого образца.

Вероятность повреждения области $A1$ определяется соотношением

$$P_{A1} = \frac{S_{UA1} + S_{FA1} + S_{RA1} + S_{DA1} + S_{BA1} + S_{LA1}}{S_{\text{общ}}}. \quad (14)$$

Вероятность повреждения области $A2$ определяется соотношением

$$P_{A2} = \frac{S_{UA2} + S_{FA2} + S_{RA2} + S_{DA2} + S_{BA2} + S_{LA2}}{S_{\text{общ}}}. \quad (15)$$

Вероятность повреждения области $A3$ определяется соотношением

$$P_{A3} = \frac{S_{UA3} + S_{FA3} + S_{RA3} + S_{DA3} + S_{BA3} + S_{LA3}}{S_{\text{общ}}}. \quad (16)$$

Для удобства можно ввести соотношение объемов областей к общему объему

$$P_{Ai} = \frac{V_i}{V_{\text{общ}}}. \quad (17)$$

Интенсивности переходов в состояние S_6, S_7 определяются по следующим формулам:

– для перехода в состояние S_7 интенсивность составляет

$$\lambda_{57} = \lambda_{05} P_{A1} = \lambda_{05} \frac{V_{A1}}{V_{\text{общ}}}; \quad (18)$$

– для перехода в состояние S_6 интенсивность составляет

$$\lambda_{56} = \lambda_{05} \frac{V_{\text{общ}} - V_{A1}}{V_{\text{общ}}}. \quad (19)$$

При этом соотношение объема области критического повреждения к общему объему для Р-187-П1 составляет 3/8.

В свою очередь, на основе статистических данных n % от количества образов, имеющих эксплуатационный отказ, используется в качестве ЗИП для восстановления другого образца. Соответственно

$$\lambda_{36} = \frac{n\lambda_{03}}{100}. \quad (20)$$

Модель возникновения отказов и боевых повреждений можно представить в виде блок-схемы (рис. 5).

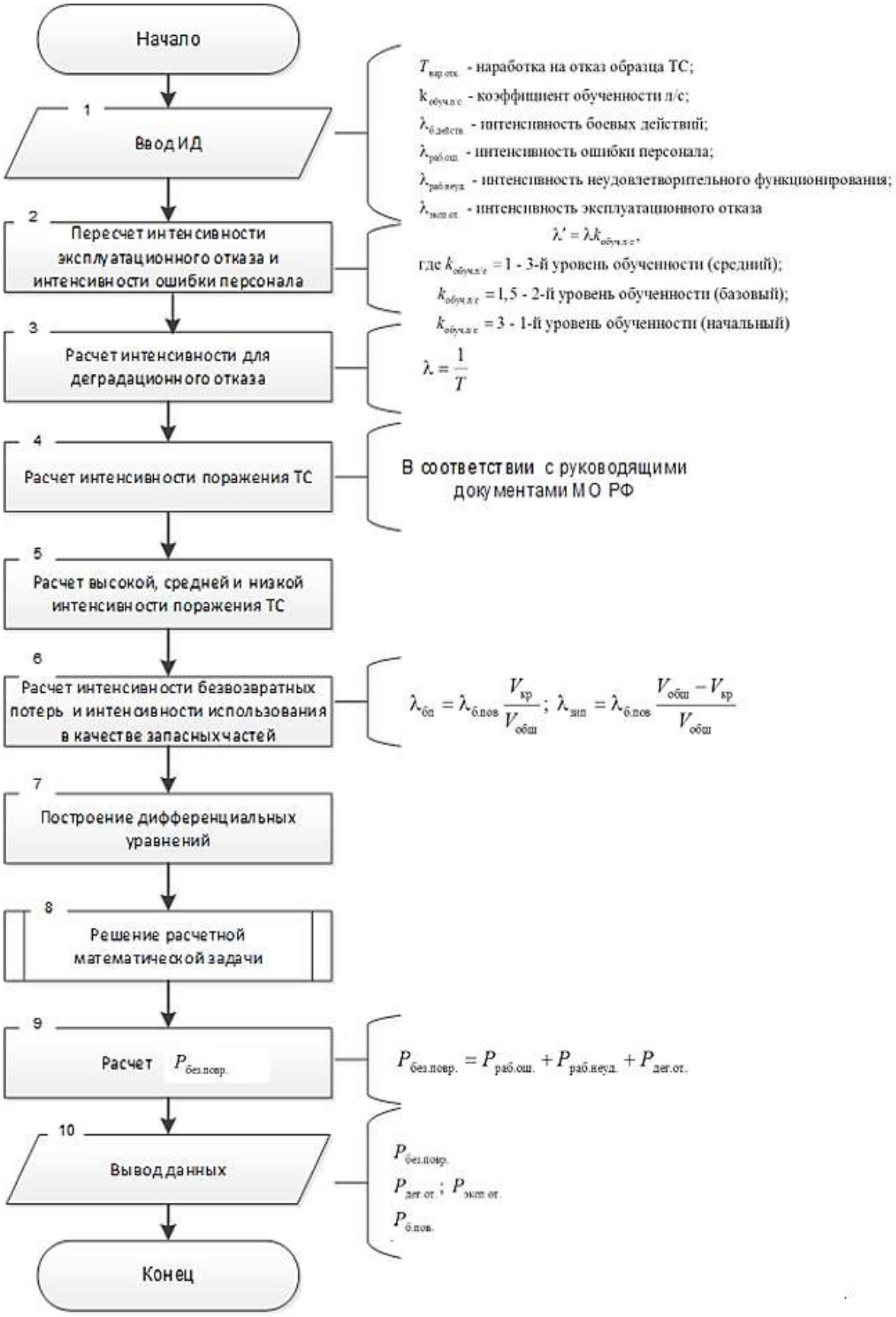


Рис. 5. Блок-схема расчета вероятности отказов и боевых повреждений ВТС

В качестве примера для проведения расчетов возьмем 500 единиц Р-187-П1, находящихся в эксплуатации в зоне ведения боевых действий (табл. 5).

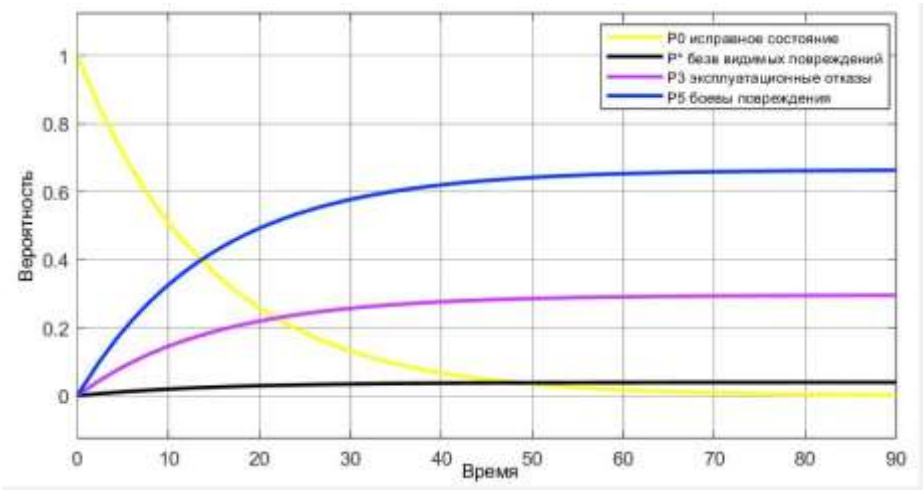
Таблица 5

Исходные данные для проведения расчетов

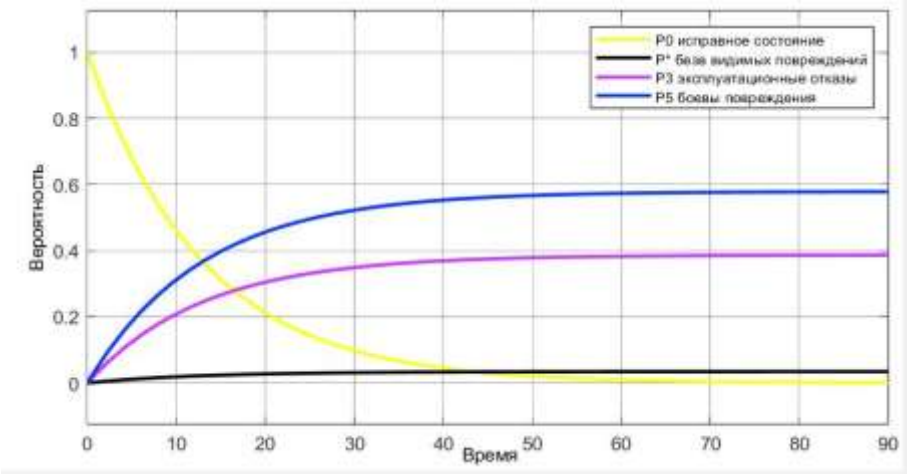
№ п/п	Состояние радиостанции Р-187-П1	Интенсивность перехода		Примечание
1	Попала в ремонт в результате ошибки персонала	λ_{01}	0,002	1 из 500 радиостанций попадает в ремонт по ошибке персонала, будучи работоспособной
2	Не удовлетворительное функционирование	λ_{02}	0,0002	1 из 5000 радиостанций по внешним признакам работоспособна, но не позволяет выполнять задачи по предназначению
3	Эксплуатационный отказ	λ_{03}	0,02	Эксплуатационные отказы зависят от уровня обученности личного состава: $\lambda'_{03} = \lambda_{03} k_{\text{обуч.л/с}}$
4	Деградационный отказ	λ_{04}	0,00048	Наработка на отказ составляет 5000 часов (изменяется от длительности эксплуатации).
5	Боевое повреждение	λ_{05}	0,0x	Зависит от интенсивности боевых действий (высокая, средняя и низкая).
6	Используется как ЗИП для восстановления другого образца	λ_{36}	0,005	25% радиостанций, имеющих эксплуатационный отказ, используется как ЗИП для восстановления другого образца ($0{,}25\,\lambda_{03}$)
7	Используется как ЗИП для восстановления другого образца	λ_{56}	0,05	$0{,}625\,\lambda_{05}$ используется как ЗИП для восстановления другого образца. 60/160
8	Безвозвратные потери (БВЗ)	λ_{57}	0,03	При попадании в область критического повреждения переходит в БВЗ ($0{,}375\,\lambda_{05}$)

Далее приведены результаты расчетов для средней интенсивности боевых действий в программе MATLAB Simulink (рис. 6, 7).

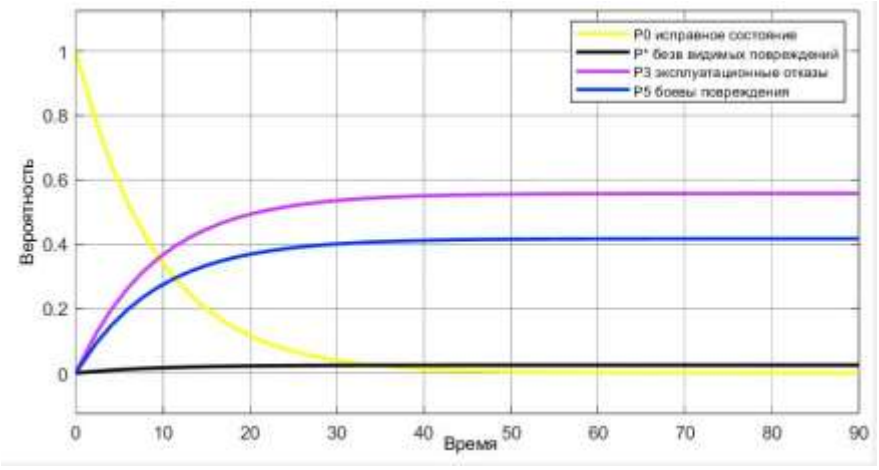
Анализ результатов исследования зависимости вероятности отказов от уровня обученности личного состава позволил сделать вывод, что при средней интенсивности боевых действий преобладают боевые повреждения и эксплуатационные отказы (более 96%), соответственно другие виды отказов и состояний являются не значительными.



а)



б)



в)

Рис. 6. Зависимость вероятностей состояний от времени:
а – при среднем уровне обученности личного состава; б – при базовом уровне обученности личного состава; в – при начальном уровне обученности личного состава



Рис. 7. Динамика изменения вероятностей состояний от коэффициента обученности личного состава

Таким образом, количество поступающей на диагностирование и ремонт ВТС без видимых повреждений составит 4–2,5%. При этом наблюдается следующая динамика: при падении уровня обученности личного состава происходит увеличение эксплуатационных отказов, а при начальном уровне обученности личного состава происходит скачек, при котором эксплуатационные отказы преобладают над боевыми повреждениями (на 14%). Зависимость использования ВТС в качестве ЗИП для другого образца от уровня обученности личного состава изменяется не значительно (до 8%).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная модель обеспечивает вероятностную оценку возникновения отказов и боевых повреждений ВТС. Благодаря своей универсальности, модель допускает незначительную адаптацию с учетом специфики различных типов ВТС, что позволяет применять ее для решения задач моделирования в широком спектре технических систем.

Ключевой задачей моделирования процессов возникновения отказов и боевых повреждений является формирование достоверных статистических данных, отражающих характер и частоту различных видов отказов и повреждений, вызванных воздействием обычными средствами поражения. Это позволяет оценить нагрузку на ремонтные подразделения, что является критически важным для планирования и прогнозирования оперативной деятельности, как на этапе диагностики, так и на этапе восстановления работоспособности ВТС. При этом данная модель:

– точно описывает динамику системы при выполнении марковского свойства;
– позволяет аналитически определить стационарные характеристики системы;
– дает возможность оценить долю времени пребывания системы в критических состояниях.

Разработанный подход учитывает ряд дополнительных факторов, которые ранее не включались в аналогичные модели. Среди них динамика оперативной обстановки в ходе боевых действий, уровень квалификации обслуживающего персонала, а также возможность прогнозирования изменений в методах ремонта, включая уход от агрегатного метода ремонта. Это становится возможным благодаря оценке пригодности поврежденных образцов техники связи для использования в качестве источника ЗИП с целью восстановления других образцов непосредственно в подразделениях.

Таким образом, предложенная модель повышает точность прогнозирования отказов и повреждений, и может быть применена для оптимизации процессов технического обслуживания и ремонта, обеспечивая более эффективное использование ресурсов в условиях боевых действий.

Список использованных источников

1. *Turuta E., Turuta M. C.* Active SMD semiconductor components marking codes. – UTP : Toronto edition, 2023. – 43 p.

2. *Боговик А. В., Бурлаков А. А., Сафиулов Д. М.* Предложения по повышению эффективности технического диагностирования типовых элементов замены телекоммуникационного оборудования // Проблемы технического обеспечения войск в современных условиях : материалы VIII межвузовской науч.-практ. конф., Санкт-Петербург, 14 апреля 2023 года. – СПб. : Военная академия связи, 2023. – С. 60–65.

3. *Воробьев И. В., Ивлев Д. А.* Методики определения и повышения эффективности системы восстановления техники группировки войск // Перспективы совершенствования технической подготовки военнослужащих и сотрудников войск национальной гвардии Российской Федерации : межвузовский сб. науч.-практ. материалов. – Пермь : ПВИ войск национальной гвардии, 2023. – С. 81–88.

4. *Цапок А. В*. Модель системы ремонта вооружения и военной техники // Интеллектуальные системы в производстве. – 2024. – Т. 22, № 3. – С. 97–102. – DOI: 10.22213/2410-9304-2024-3-97-102. – EDN IGEJIK.

5. *Макаров А. К., Горячкин Д. В*. Модели системы эксплуатации технологического оборудования и особенности их использования // Молодой ученый. – 2023. – № 38 (485). – С. 16–19.

6. *Мищенко В. И., Дупенков А. Ю.* Модель процесса функционирования радиоэлектронных средств вооружения и военной техники на этапах эксплуатации и капитального ремонта // I-methods. – 2017. – Т. 9, № 4. – С. 26–31. – EDN YPLDDV.

7. *Мегера Ю. А*. Математическая модель ремонта техники связи и автоматизированных систем управления // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2021. – № 9. – С. 34–37.

8. *Матвеев В.Ф., Ушаков В. Г.* Системы массового обслуживания. – М. : Изд-во Московского ун-та, 1984. – 242 с.

9. ГОСТ 27.102-2021. Надежность в технике. Надежность объекта. Термины и определения. – М. : Российский институт стандартизации, 2021. – 40 с.

10. *Колмогоров А. Н.* Математика XIX века. Чебышевские направления в теории функций. Обыкновенные дифференциальные уравнения. Вариационное исчисление. Теория конечных разностей. – М. : Наука, 1987. – 318 с.

11. ГОСТ РВ 0158-006-2018. Связь военная. Термины и определения. – М. : Стандартинформ, 2020. – 20 с.

12. *Руссков В. Ф., Никулин Е.Н.* Основы проектирования кассетных артиллерийских боеприпасов : учеб. пособие. – СПб. : Балт. гос. техн. ун-т., 2013. – 218 с.

13. *Вентцель Е. С.* Теория вероятностей. – 2-е изд. – М. : Академия, 2003. – 576 с.

14. Сбросы с квадрокоптера | Тестируем гранаты РГО, РГН, Ф-1, ВОГ-17, ОФСП-0,5 и самодельные боеприпасы | DJI MAVIC 3 PRO // VK видео. – 2024. – URL: https://vk.com/video-216486929_456241004 (дата обращения: 29.05.2025).

15. *Заквасин А*. «Наводить ужасть на пехоту противника»: как Российская армия применяет коптеры с механизмами сброса в зоне СВО // RT на русском. – URL: https:// russian.rt.com/russia/article/1448113-sbrosy-drony-svo-taktika?ysclid=mdhyz9j8wd637076875 (дата обращения: 29.05.2024).

16. ГОСТ Р 58625–2019. Системы и комплексы космические. Анализ ремонтопригодности. Общие требования. – М. : Стандартинформ, 2018. – 23 с.

Г. Н. Мальцев,
доктор технических наук, профессор;
С. А. Нахов

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ И ПРИОРИТЕТНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Наземные оптико-электронные системы в настоящее время являются основным типом информационных средств наблюдения в составе Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве. Рассмотрены информационные возможности получения координатной и некоординатной информации о космических объектах с помощью наземных оптико-электронных систем и режимы их применения при решении задач мониторинга околоземного космического пространства. Выделены два приоритетных направления применения наземных оптико-электронных систем наблюдения космических объектов: применение наземных оптико-электронных систем с широким угловым полем для получения координатной информации о космических объектах в условиях их массового потока при развертывании низкоорбитальных многоспутниковых космических систем и применение наземных оптико-электронных систем высокого разрешения для получения некоординатной информации об интересующих космических аппаратах. Дается характеристика указанных направлений.

Ключевые слова: наземные оптико-электронные системы, наблюдение космических объектов, режимы наблюдения, координатная и некоординатная информация.

ВВЕДЕНИЕ

Мониторинг околоземного космического пространства (ОКП) – наблюдение за объектами и явлениями в космическом пространстве – одно из направлений космической деятельности государств. По результатам мониторинга околоземного космического пространства наземными информационными средствами поддерживается Главный каталог космических объектов (ГККО), осуществляется непрерывный контроль деятельности иностранных государств в ОКП, выполняется ситуационная оценка космической обстановки и прогнозирование ее развития. Наземные оптико-электронные системы (ОЭС) в настоящее время являются основным типом информационных средств наблюдения за космическими аппаратами (КА) и другими техногенными космическими объектами (КО) в составе Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП) [1, 2]. Наземные ОЭС обеспечивают поиск, обнаружение и сопровождение КО, получение о них координатной и некоординатной информации [3–5].

В современных условиях космический трафик непрерывно растет и увеличивается число техногенных КО на околоземных орбитах. Это обусловлено как существенным увеличением объема и разнообразия видов космической деятельности в ОКП, так и ростом количества КА различного назначения, выводимых космическими державами на околоземные орбиты. Ведущими тенденциями изменения обстановки в ОКП в настоящее время являются засорение космическим мусором (КМ) и развертывание низкоорбитальных многоспутниковых космических систем (КС), приводящие к снижению безопасности космических полетов и космической деятельности в целом.

В статье рассмотрены информационные возможности и режимы применения наземных ОЭС при проведении наблюдений КО, а также выделены приоритетные направления их применения при решении задач контроля ОКП в современных условиях.

ВИДЫ ОПТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ О КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТАХ И РЕЖИМЫ ИХ НАБЛЮДЕНИЯ НАЗЕМНЫМИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫМИ СИСТЕМАМИ

Наземными ОЭС АСПОС ОКП решается комплекс задач мониторинга ОКП в интересах каталогизации КО, контроля деятельности иностранных государств в ОКП, обеспечения безопасности полет отечественных КА, ситуационной оценки и прогнозирования космической обстановки. Основными их достоинствами являются: возможность работы ОЭС в пассивном режиме с наблюдением КО в естественной солнечной подсветке; высокая точность измерения угловых координат КО при высокой пропускной способности ОЭС для мгновенной зоны обзора; возможность получения координатной и некоординатной оптической информации о КО.

Отмеченные достоинства наземных ОЭС определяют их роль и информационные возможности АСПОС ОКП. При этом самостоятельное значение имеет вопрос выбора пунктов размещения наземных ОЭС наблюдения КО в условиях астроклимата на территории Российской Федерации [6, 7].

Виды оптической координатной и некоординатной информации о КО, которые могут быть получены наземными ОЭС, и направления ее использования представлены в табл. 1. Основным видом координатной информации о КО, получаемой наземными ОЭС, являются измерения угловых координат. Измерения проводятся в ночное время и сумерки при прохождении КО в угловом поле наземной ОЭС в пассивном режиме работы с естественной солнечной подсветкой. При этом наблюдаемый КО должен находиться вне зоны тени Земли. В активном режиме работы ОЭС с лазерной подсветкой также могут получены измерения дальности до КО. Основными видами некоординатной информации о КО, получаемой наземными ОЭС, являются сигнатуры и детальные изображения КО. Под сигнатурой здесь понимается зависимость от времени отраженного (фотометрические кривые блеска) или собственного излучения КО, регистрируемая при его наблюдении. Под детальными изображениями понимаются изображения с линейным разрешением до десятков сантиметров на наблюдаемом КО.

Таблица 1

Виды оптической информации о КО, получаемой наземными ОЭС

Информация наземных ОЭС	Вид информации	Область применения
Координатная	Угловые координаты	Используется для определения и прогнозирования параметров орбит КО
	Дальность	
Некоординатная	Изображение	Используется для идентификации и классификации внешних элементов КО, оценки состояния поверхности и технического состояния
	Сигнатура	Используется для определения ориентации и стабилизации КО, состава, состояния и материалов элементов конструкции и покрытий

При решении задач контроля ОКП наземные ОЭС могут применяться в трех режимах: периодического обзора различных участков ОКП (режим патрулирования), непрерывного обзора заданного участка ОКП (парковый режим) и планового или оперативного наблюдения заданных КО (режим сопровождения). В табл. 2 представлены режимы применения наземных ОЭС и прикладные задачи наблюдения КО в различных режимах.

В режимах периодического и непрерывного обзора осуществляется обнаружение вновь появившихся КО, изменения параметров орбит ранее обнаруженных КО, слежение за КО с медленной эволюцией состояния и параметров орбиты. По результатам этих наблюдений проводится общая оценка космической обстановки.

В режимах планового и оперативного наблюдения заданных КО осуществляются слежение за КО с быстрой эволюцией состояния и параметров орбиты, обнаружение изменения состояния КО, наблюдение за КО при угрозе и возникновении опасных ситуаций. По результатам этих наблюдений проводится оценка состояния конкретных КО.

Таблица 2

Режимы применения ОЭС и прикладные задачи наблюдения КО

Режим применения ОЭС	Задачи наблюдения
Периодический и непрерывный обзор участков ОКП	Обнаружение вновь появившихся КО. Обнаружение изменения параметров орбит ранее обнаруженных КО. Слежение за КО с медленной эволюцией состояния и параметров орбиты. Общая оценка обстановки в ОКП
Плановое и оперативное наблюдение заданных КО	Слежение за КО с быстрой эволюцией состояния и параметров орбиты. Обнаружение изменения состояния КО. Наблюдение за КО при угрозе и возникновении опасных ситуаций. Оценка состояния конкретных КО

ПРИОРИТЕТНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

В современных условиях происходит быстрое увеличение числа техногенных КО на околоземных орбитах. В этих условиях роль мониторинга ОКП, каталогизации, слежения и регулярного уточнения параметров орбит и состояния каталогизированных КА и других КО существенно возрастает. В качестве основного источника загрязнения ОКП в течение нескольких последних десятилетий рассматривался КМ [8, 9]. К КМ относятся техногенные КО, находящиеся на околоземных орбитах в результате космической деятельности: отказавшие или выработавшие свой ресурс КА, радиосвязь с которыми потеряна; отработавшие ракетные и прочие устройства, остающиеся в ОКП при выведении в космос полезной нагрузки («операционный» мусор); обломки, образующиеся в результате аварий и взрывов на орбитах при столкновениях КО и при проведении космических экспериментов. По различным оценкам, в ОКП на орбитах высотой 200–3000 км уже находится не менее 600000 техногенных КО размером более 1 см, а на орбитах высотой 3000–40000 км – не менее 100000 таких КО. Более 99% от этого количества космических объектов составляют объекты КМ, которые представляют потенциальную угрозу для функционирующих КА.

В последние годы новым источником загрязнения ОКП становятся низкоорбитальные многоспутниковые КС с числом КА в орбитальной группировке до нескольких сотен и тысяч, предполагаемые к развертыванию на орбитах в ближайшее десятилетие [10, 11]. Основой создания многоспутниковых КС являются малые КА массой от нескольких десятков до нескольких сотен килограмм. Основными их достоинствами являются малая стоимость, короткие сроки и низкий риск реализации проекта. При этом возможно целевое применение

малых КА каждого самостоятельно или в составе орбитальных кластеров, малые КА способны проводить орбитальные маневры, при специализации каждого отдельного КА решать широкий спектр задач в составе многоспутниковых КС. В настоящее время создание КС на основе малых КА рассматривается как прорывная технология, которая меняет характер мировой космической деятельности. Многоспутниковые КС на основе малых КА различного назначения развертываются преимущественно на низких околополярных орбитах с высотой 500–1500 км. На орбитах в ОКП находится уже до десятка тысяч КА многоспутниковых КС и в наибольшей степени ими насыщены низкие орбиты, наиболее востребованные для решения прикладных задач космической деятельности.

Засорение КМ и развертывание низкоорбитальных многоспутниковых КС с числом КА в орбитальной группировке до нескольких тысяч и более составляют серьезную угрозу безопасности космических полетов и практического использования существующих и перспективных КС, а также усложняют процесс каталогизации КО. При этом развертывание многоспутниковых КС малых КА совместно с имеющимся на околоземных орбитах КМ взаимно усиливают проблему загрязнения ОКП. На рис. 1 представлен график изменения количества каталогизированных КО $N_{КО}$ размером более 10 см. Резкое их увеличение в последнее десятилетие связано, в том числе, с началом развертывания низкоорбитальных многоспутниковых КС.

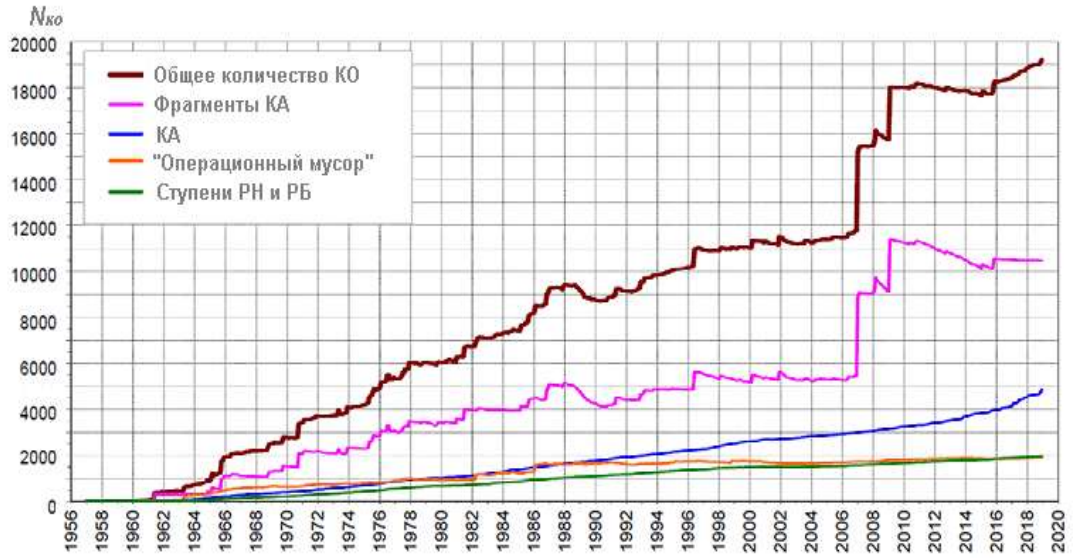


Рис. 1. Изменение количества каталогизированных КО на околоземных орбитах

Сложившаяся ситуация требует адекватного развития средств АСПОС и делает наиболее важной задачей контроля ОКП наземными ОЭС получение координатной информации о КО в режимах периодического и непрерывного обзора заданных участков ОКП с использованием сети наземных ОЭС с широким угловым полем и с высокой проницающей способностью. К таковым относятся наземные ОЭС с шириной углового поля в несколько десятков градусов.

За счет увеличения углового поля ОЭС в условиях массового потока подлежащих наблюдению и сопровождению КО увеличиваются интервал наблюдения, объем получаемой измерительной информации о каждом наблюдаемым объекте и обзорные возможности (производительность) ОЭС по обзору пространства. Если при этом предполагается получение только координатной информации о КО, то это может быть ОЭС низкого разрешения, но требование широкого углового поля является обязательным. В то же время большинство существующих ОЭС наблюдения КО имеют узкое или среднее угловое поле. Так, оптико-электронные комплексы (ОЭК) обзора пространства ОЭК-19×2 и ОЭК-19×4, используемые в АСПОС

ОКП, по величине суммарного углового поля двух или четырех телескопов до 15° ближе к ОЭС со средним угловым полем.

Аналогичные характеристики имеет ОЭК обнаружения КМ ОЭК-ОКМ. Для решения задач наблюдения КО ранее проводились испытания экспериментального многоканального мониторингового телескопа ММТ-9 с суммарным угловым полем решетки из девяти каналов-объективов 30°. При развитии наземных средств необходимо создание и развертывание сети подобных ОЭС с шириной углового поля в несколько десятков градусов, а также разработка алгоритмов обработки оптических измерений для определения параметров орбиты КО по выборке ограниченного объема измерительной информации, получаемой в условиях наблюдения потока КО и невозможности планирования многократных наблюдений одного и того же объекта.

Однако возможности классификации, оценки состояния и опасности КО только по координатной информации ограничены, для решения этих задач необходимо использовать некоординатную информацию об интересующих КО. Отсюда следует дополнительная задача контроля ОКП наземными ОЭС – получение некоординатной информации о КО (детальных изображений и сигнатур) в режимах планового и оперативного наблюдения заданных КО. Такая информация необходима, прежде всего, о зарубежных КА. Наземные ОЭС низкого разрешения позволяют получать фотометрическую информацию о КА, а наземные ОЭС высокого разрешения являются уникальными средствами и позволяют получать детальные изображения КА. В состав комплекса наземных ОЭС АСПОС ОКП могут входить одна или несколько подобных средств.

Наиболее доступной некоординатной информацией о КО, получаемой наземными ОЭС, является фотометрическая информация. Она может быть получена с помощью наземных ОЭС низкого разрешения. Существующие наземные ОЭС обеспечивают получение сигнатур в виде интегральных фотометрических кривых блеска, позволяющих выделять динамические признаки наблюдаемых КО [12]. При модернизации ОЭС в них может быть реализован режим получения спектрофотометрической информации о наблюдаемых КО – спектральных фотометрических кривых блеска в нескольких спектральных диапазонах, что расширяет информационные возможности ОЭС при реализации многомерной корреляционной классификации спектрофотометрической информации.

Детальные изображения являются наиболее информативным видом данных наблюдения КО. Выделяемые по ним геометрические и топологические признаки являются максимально устойчивыми при классификации техногенных объектов, в том числе космической техники. Получение детальных изображений КА наземными ОЭС связано с использованием средних и крупных оптических телескопов и преодолением атмосферного предела их разрешающей способности. Для этого в наземных ОЭС высокого разрешения осуществляется коррекция атмосферных искажений принимаемого оптического поля с помощью входящих в их состав адаптивных оптических систем (АОС) [13, 14]. На рис. 2 показаны зависимости, связывающие угловое разрешение ОЭС $\Delta\theta$, линейное разрешение на наблюдаемом КО Δl, уровень классификации и диаметр телескопа наземной ОЭС D. Они показывают, что если обнаружение КО возможно с помощью наземных ОЭС низкого разрешения с малыми оптическими телескопами, то получение детальных изображений КО связано с использованием наземных ОЭС со средними и крупными оптическими телескопами, преодолением атмосферного предела их разрешающей способности. При этом уникальность ОЭС определяется как конструкцией телескопа диаметром до нескольких метров, так и используемой для коррекции атмосферных искажений АОС.

Проведенный анализ задач и режимов применения наземных ОЭС наблюдения КО позволяет выделить перспективные технологии контроля ОКП наземными ОЭС и приоритетные направления их развития и применения на современном этапе:

– в части периодического и непрерывного обзора заданных участков ОКП для общей оценки космической обстановки в условиях массового потока подлежащих наблюдению и

сопровождению КО – использование наземных ОЭС с широким угловым полем и алгоритмов обработки оптических измерений для определения параметров орбиты КО по выборке измерений ограниченного объема;

– в части планового и оперативного наблюдения для оценки состояния конкретных КО – использование наземных ОЭС высокого разрешения с АОС и ОЭС низкого разрешения с регистрацией спектрофотометрической информации и специализированных алгоритмов многомерной корреляционной обработки данных наблюдения.

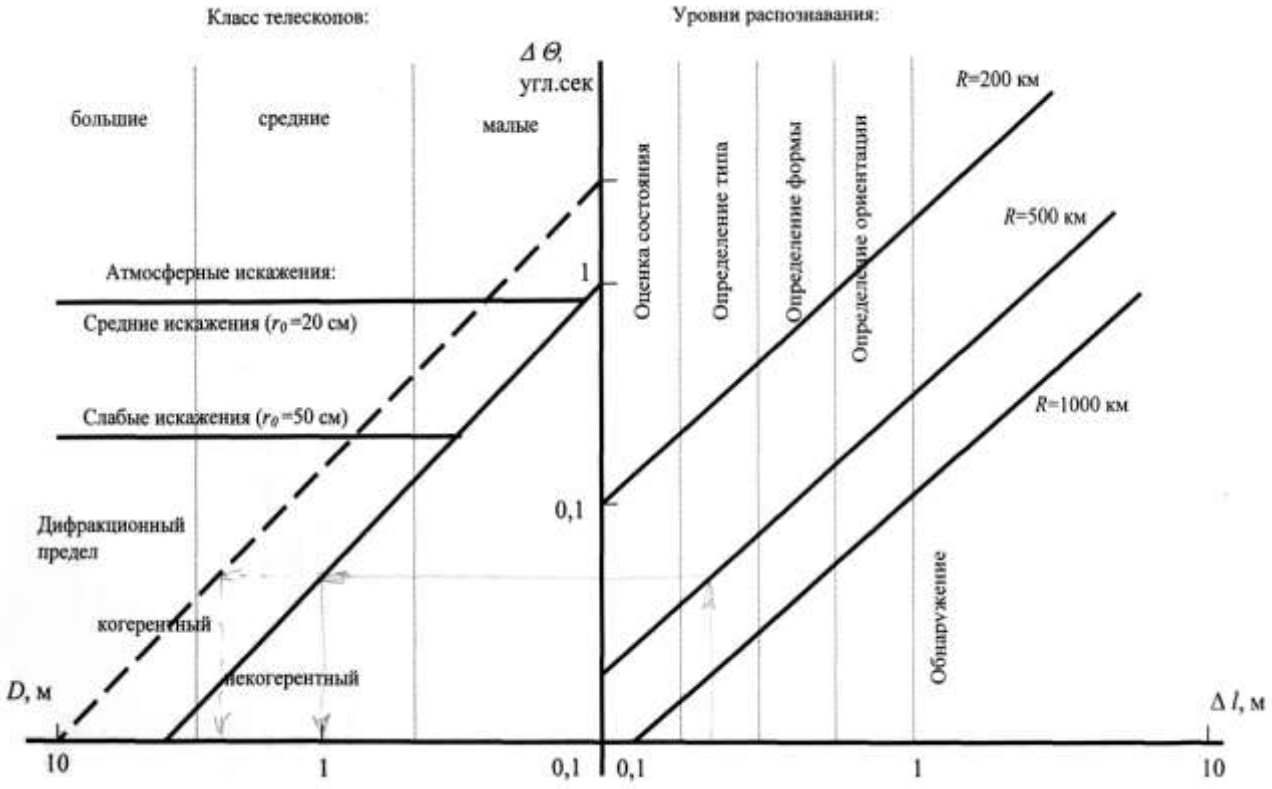


Рис. 2. Требования к разрешающей способности наземных ОЭС наблюдения при получении изображений КО

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В современных условиях мониторинг ОКП наземными ОЭС является одной из основных задач по оценке космической обстановки и информационно-аналитическому обеспечению безопасности космической деятельности государства. Наземные ОЭС, благодаря своим информационным возможностям, в настоящее время являются основным типом информационных средств наблюдения за КО. При этом увеличение потока КО, подлежащих наблюдению, в условиях засорения ОКП и развертывания низкоорбитальных многоспутниковых КС требует использования новых технологий построения наземных ОЭС наблюдения КО и обработки получаемой с их помощью координатной и некоординатной информации о КО.

На современном этапе развития АСПОС для решения задач контроля ОКП необходимо наращивание сети наземных ОЭС и разработка новых типов ОЭС широкого поля и ОЭС высокого разрешения, а также технологий обработки получаемой с их помощью координатной и некоординатной оптической информации о КО.

Список использованных источников

1. *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.

2. *Макаров Ю. Н.* Мониторинг техногенного засорения космического пространства. Проблемы и решения // Наноиндустрия. – 2019. – № 1. – С. 6–14.

3. *Гаврилин Е. В.* Эпоха «классической» РКО. – М. : Техносфера, 2008. – 164 с.

4. Наблюдение и измерение характеристик космических объектов / В. Н. Алдохина [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2012. – 128 с.

5. Системы ракетно-космической обороны / О. Ю. Аксенов [и др.]. – М. : Аргументы Недели, 2020. – Т. 3 : Основы построения систем и средств ракетно-космической обороны. – 250 с.

6. *Корниенко А. А., Мальцев Г. Н., Подрезов С. В.* Вероятностные характеристики применения комплексов оптических информационных и измерительных систем в условиях облачности // Оптический журнал. – 2000. – № 7. – С. 63–69.

7. Астрооптический мониторинг космического пространства в условиях облачности / А. Б. Бельский [и др.] // Оптический журнал. – 2010. – № 9. – С. 45–48.

8. *Муртазов А. К.* Мониторинг загрязнений околоземного космического пространства оптическими средствами. – Рязань : РГУ, 2010. – 248 с.

9. *Вениаминов С. С.* Космический мусор – угроза человечеству. – М. : ИКИ РАН, 2013. – 207 с.

10. *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.

11. *Потюпкин А. Ю.* Управление многоспутниковыми космическими системами. – М. : Инфра-Инженерия, 2024. – 292 с.

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

13. *Сычев В. В.* Адаптивные оптические системы в крупногабаритном телескопостроении. – Старый Оскол : Тонкие наукоемкие технологии, 2005. – 464 с.

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.

Г. Д. Парамонов;
И. О. Паршин;
А. В. Харченко,
доктор технических наук, профессор

АЛГОРИТМ КОНТРОЛЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА СКОРОСТЕЙ ИЗМЕНЕНИЯ ПСЕВДОДАЛЬНОСТЕЙ

Представлены результаты анализа действенности установленных в интерфейсно-контрольных документах и технической литературе способов контроля навигационного поля системы ГЛОНАСС на основе решений навигационной задачи в трех территориально разнесенных пунктах приема сигналов глобальных навигационных спутниковых систем с точно известными координатами их расположения. Показано, что используемые на практике способы контроля не обеспечивают требуемой достоверности определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС.

Предложен алгоритм контроля достоверности на основе анализа скоростей изменения псевдодальностей, позволяющий парировать возникающие на практике ситуации, приводящие к снижению точности определения местоположения.

Ключевые слова: система ГЛОНАСС, погрешность определения местоположения потребителя, контроль навигационного поля, псевдодальность.

ВВЕДЕНИЕ

Различным классам потребителей системы ГЛОНАСС для их применения по целевому назначению требуется знание собственного местоположения с высокой точностью. При этом достоверность определения собственного местоположения является важнейшей составляющей, которая определяет эффективность применения технических средств потребителей системы ГЛОНАСС.

Недостоверность решения навигационной задачи в аппаратуре потребителя системы ГЛОНАСС возникает в ситуации, когда характеристики излучаемых навигационных радиосигналов (НС) не соответствуют требованиям интерфейсных контрольных документов [1, 2]. Такие ситуации могут быть вызваны различными причинами:

– неисправностью бортовых систем навигационного космического аппарата (НКА), отвечающих за формирование НС;

– плохими условиями приема НС, которые обусловлены радиопомехами как естественного, так и искусственного происхождения;

– ошибками при формировании информации навигационного сообщения и др. [3].

Различные вопросы точности и достоверности определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС рассматриваются в значительном количестве работ отечественных и зарубежных специалистов. И тем не менее, проблема обеспечения достоверности определения местоположения в современных условиях все нарастающего усложнения сигнально-помеховой обстановки, постоянного совершенствования радиоэлектронной техники, остается актуальной и важной как с теоретической, так и с практической точки зрения.

Далее в статье рассматриваются вопросы контроля достоверности определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС, использующих навигационные радиосигналы в диапазонах L1, L2 с открытым доступом и частотным разделением.

РЕЗУЛЬТАТЫ КОНТРОЛЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ПО ДАННЫМ ПУНКТОВ ПРИЕМА НАВИГАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ

Контроль достоверности определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС при отсутствии возможности привязки к топогеодезической сети заключается, как правило, в контроле качества навигационного поля или, другими словами, в контроле качества излучаемых НКА навигационных радиосигналов и достоверности передаваемой ими информации в навигационном сообщении.

В соответствии с [1] контроль навигационного поля системы ГЛОНАСС осуществляется:

– во-первых, на борту НКА путем непрерывного автономного контроля функционирования основных бортовых систем, влияющих на качество навигационного поля;

– во-вторых, средствами наземного комплекса управления (НКУ) системы ГЛОНАСС путем анализа результатов измерений текущих навигационных параметров и информации, передаваемой в навигационном сообщении.

В случае обнаружения нарушений нормального функционирования бортовых систем на НКА формируется признак его неисправности $B_n(C_n)$, который передается потребителю системы в составе оперативной информации навигационного сообщения. Соответствующий признак должен передаваться каждые 10 секунд, максимальная задержка от момента обнаружения неисправности до момента передачи признака не должна превышать одной минуты.

В случае обнаружения средствами НКУ снижения качества навигационного поля до недопустимого уровня по причине нарушения функционирования конкретного НКА, формируется признак его неисправности C_n, который должен появиться в неоперативной информации навигационных сообщений (альманахах системы) всех НКА не позднее, чем через 16 часов после появления неисправности. Дискретность передачи данного признака в навигационных сообщениях составляет 2,5 минуты.

Потребители системы ГЛОНАСС при принятии решения об использовании или неиспользовании каждого конкретного НКА для целей навигации должны анализировать значения обоих признаков, руководствуясь при этом правилом, приведенным в [1].

Кроме того, контроль достоверности определения местоположения может осуществляться и в навигационной аппаратуре потребителя (НАП) системы ГЛОНАСС (при возможности технической реализации алгоритмов контроля в конкретном типе НАП). Технологии контроля достоверности решения навигационной задачи и возможного парирования ситуаций, приводящих к снижению точности определения местоположения потребителя, получили название технологий автономного контроля целостности в приемнике (RAIM – *Receiver Autonomous Integrity Monitoring*) [3, 4].

Действенность указанных способов контроля навигационного поля системы ГЛОНАСС (на борту НКА, средствами НКУ, в НАП) проанализирована по результатам решения задачи определения местоположения потребителя на основе данных, полученных в трех территориально разнесенных пунктах приема НС глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) (GPS, ГЛОНАСС, Galileo) с точно известными координатами (табл. 1), входящих в Международную службу вращения Земли [5]. Для анализа использовались представленные в формате RINEX [6] данные, полученные на суточном интервале времени с 00 часов 00 минут 00 секунд по 23 часа 59 минут 30 секунд 01 января 2018 года.

Использование данных с трех пунктов приема позволило исключить недостоверность решений навигационной задачи за счет возможной неисправности НАП.

Навигационная задача для каждого из пунктов приема НС решалась с использованием приведенных в [2, 3] алгоритмов и моделей при следующих допущениях:

– аппаратура потребителя системы ГЛОНАСС установлена стационарно;

– пространственные координаты фазового центра антенны НАП известны с высокой точностью в системе геоцентрических пространственных координат ПЗ-90.11;

– измерения псевдодальности производились по дальномерному коду навигационного сигнала с открытым доступом и частотным разделением в диапазоне L1 с шагом формирования 30 секунд.

Таблица 1

Координаты пунктов приема навигационных сигналов ГНСС, входящих в Международную службу вращения Земли

Приемный пункт НС	Координаты приемного пункта НС	Модель НАП
Пункт № 1	51.3541º с. ш., 12.3741º в. д.	Javad Delta-3
Пункт № 2	56.9486º с. ш., 24.0588º в. д.	Leica GR25
Пункт № 3	56.0215º с. ш., 37.2145º в. д.	NET-G3

Отклонения $(\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i, i = 1...3)$ координат местоположения фазового центра приемной антенны потребителя, полученные в результате решения навигационной задачи $(x_{\text{изм},i}, y_{\text{изм},i}, z_{\text{изм},i}, i = 1...3)$, от координат, принимаемых за истинные значения, т. е. координат расположения пункта № i приема навигационных сигналов $(x_{n,i}, y_{n,i}, z_{n,i}, i = 1...3)$, рассчитываются следующим образом:

$$\Delta x_i = x_{\text{изм},i} - x_{n,i}; \Delta y_i = y_{\text{изм},i} - y_{n,i}; \Delta z_i = z_{\text{изм},i} - z_{n,i}.$$

Результаты расчетов представлены на рис. 1–3.

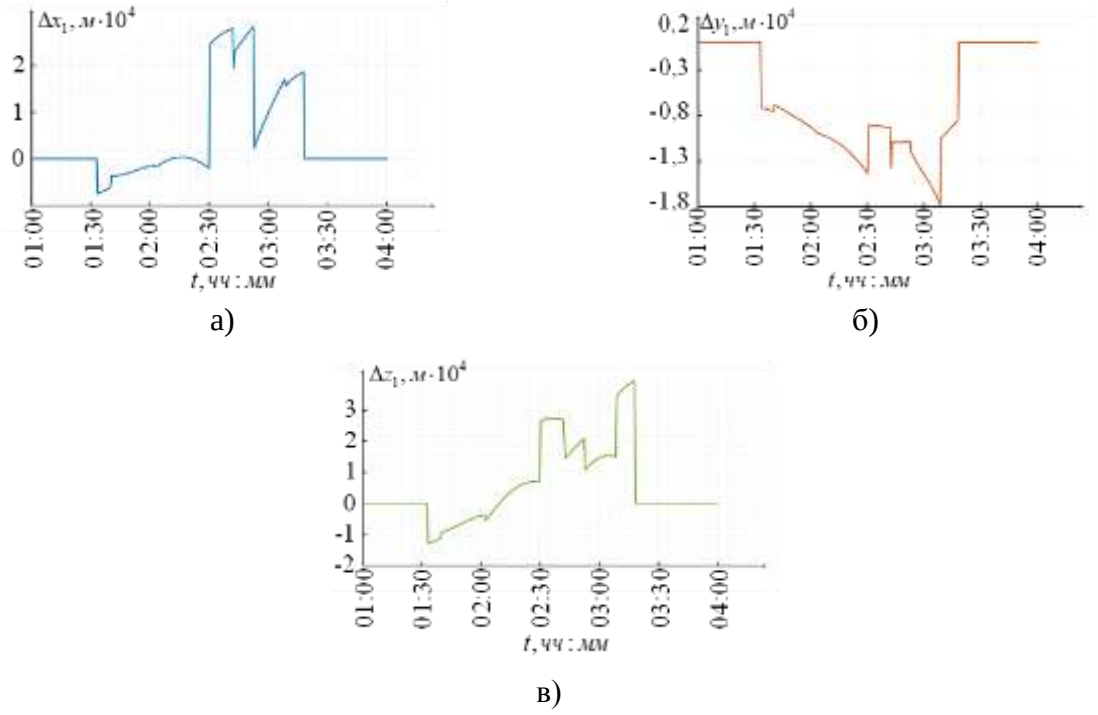


Рис. 1. Отклонения координат местоположения потребителя от координат расположения пункта № 1:

а – отклонение Δx_1 по координате x ; б – отклонение Δy_1 по координате y ;

в – отклонение Δz_1 по координате z

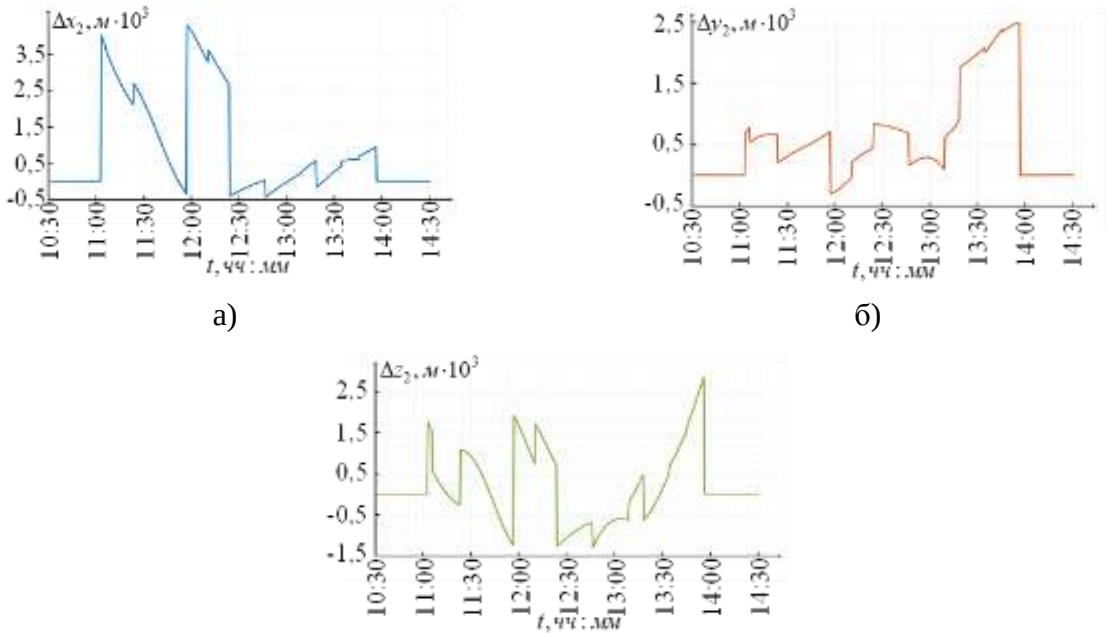


Рис. 2. Отклонения координат местоположения потребителя от координат расположения пункта № 2:

а – отклонение Δx_2 *по координате* x *; б – отклонение* Δy_2 *по координате* y *;*

в – отклонение Δz_2 *по координате* z

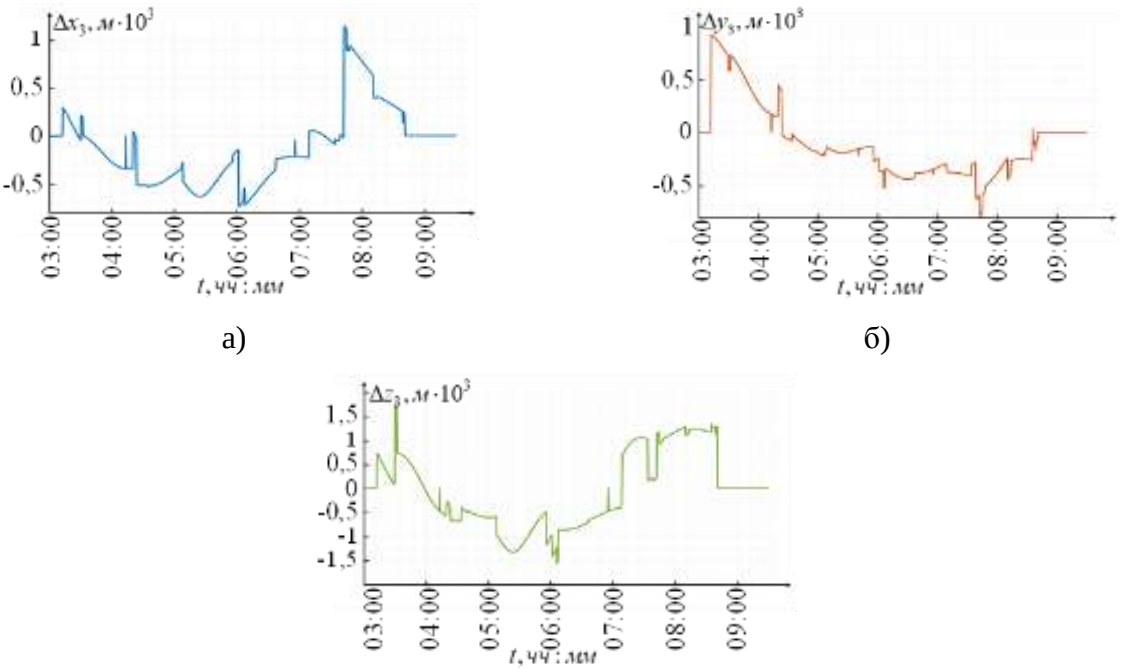


Рис. 3. Отклонения координат местоположения потребителя от координат расположения пункта № 3:

а – отклонение Δx_3 *по координате* x *; б – отклонение* Δy_3 *по координате* y *;*

в – отклонение Δz_3 *по координате* z

Например, для пункта приема № 1: отклонение Δx_1 на интервале наблюдения изменяется от минус 7419 до 28304 м (рис. 1,*а*); отклонение Δy_1 – от минус 17863 до 2 м (рис. 1,*б*); отклонение Δz_1 – от минус 12862 до 39127 м (рис. 1,*в*). Схожие по характеру скачкообразные изменения величин отклонений наблюдаются также для пунктов № 2 (рис. 2) и № 3 (рис. 3).

Наличие таких резких изменений, очевидно, указывает на нарушение (или восстановление после нарушения) качества навигационного поля.

При этом, как уже отмечалось, при определении отклонений координат также контролировалась исправность НКА по значениям признаков $B_n(l_n)$ и C_n, передаваемых в навигационных сообщениях [2]. Неисправных НКА в созвездиях, по которым решалась навигационная задача, не выявлено.

Таким образом, бортовая аппаратура НКА и средства НКУ соответствующие признаки неисправности не сформировали, а НАП системы ГЛОНАСС на пунктах приема НС либо не используют, либо используют несовершенные технологии контроля достоверности решения навигационной задачи и парирования ситуаций, приводящих к снижению точности определения местоположения потребителя.

Как видно из графиков, на заданном интервале времени наблюдаются ярко выраженные скачкообразные изменения величин отклонений и, соответственно, значений погрешностей навигационных определений [7]:

$$\Delta x_i = \left| x_{\text{изм},i} - x_{n,i} \right|; \Delta y_i = \left| y_{\text{изм},i} - y_{n,i} \right|; \Delta z_i = \left| z_{\text{изм},i} - z_{n,i} \right|. \quad (1)$$

Для подтверждения гипотезы о некорректно сформированных признаках неисправности $B_n(l_n)$ и C_n НКА системы ГЛОНАСС, использование навигационных сигналов которых ухудшает достоверность определения местоположения потребителей, был проведен анализ факторов, снижающих точность определения местоположения потребителя.

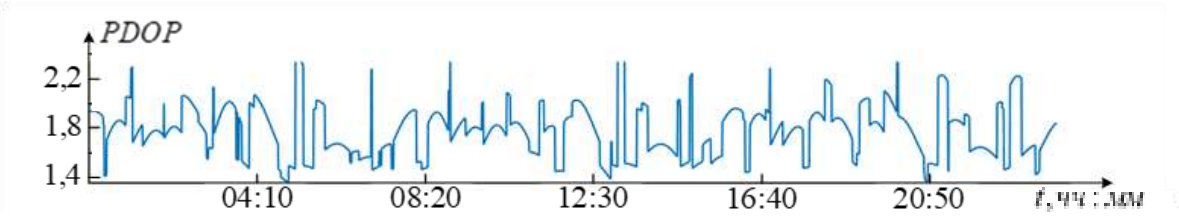
Во-первых, была проанализирована достоверность эфемеридной информации, передаваемой в навигационном сообщении, путем ее сравнения с эфемеридами, рассчитанными на интервале наблюдения с использованием системы высокоточного определения навигационной и эфемеридно-временной информации [8].

Сравнение показало, что значения передаваемых эфемерид находятся в допустимом диапазоне отклонений (десятки сантиметров) от значений высокоточных эфемерид. Это означает, что используемая для решения навигационной задачи эфемеридная информация не может привести к столь значительным погрешностям определения местоположения потребителя, как это показано на рис. 1–3.

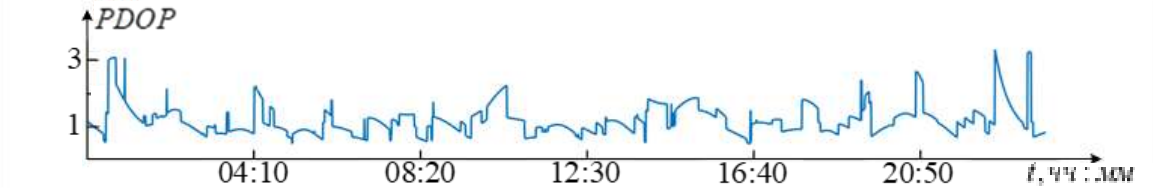
Во-вторых, был проанализирован геометрический фактор точности определения местоположения потребителя системы ГЛОНАСС в пространстве ($PDOP$) [9] (пространственный геометрический фактор [3, 10]) для рассматриваемых пунктов приема навигационных сигналов ГНСС и того же интервала времени наблюдения. Расчеты выполнялись по методике, изложенной в [11]. Результаты расчетов представлены на рис. 4. Минимальные, максимальные и средние значения $PDOP$ приведены в табл. 2.

В соответствии с [7, 12] система ГЛОНАСС должна быть способна обеспечить проведение навигационных определений с заданными точностными характеристиками при выполнении условия $PDOP < 6$.

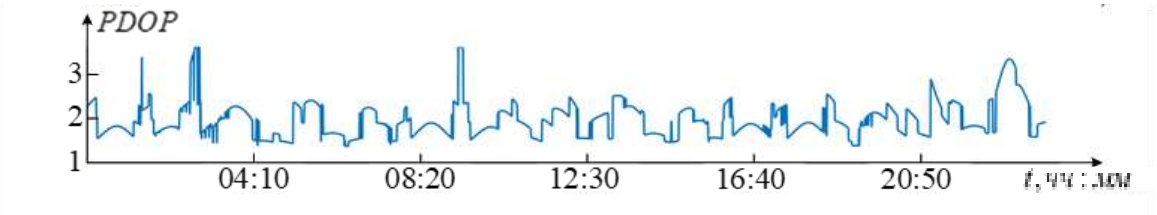
Как видно из графиков (рис. 4) и табл. 2, значений $PDOP$, превышающих условие обеспечения требуемой точности, не наблюдалось. Следовательно, значительные погрешности навигационных определений местоположения потребителя, выявленные при решении навигационной задачи, не могли быть вызваны геометрическим фактором.



а)



б)



в)

Рис. 4. Значения геометрического фактора точности определения местоположения потребителя:
а – пункт № 1; б – пункт № 2; в – пункт № 3

Таблица 2

Пространственный геометрический фактор (*PDOP*)

Приемный пункт НС	Минимальное значение	Среднее значение	Максимальное значение
Пункт № 1	1,35	1,373	1,469
Пункт № 2	1,783	1,977	2,181
Пункт № 3	2,454	2,336	4,297

В-третьих, были рассмотрены эквивалентные погрешности псевдодальности [10], обусловленные средой распространения НС $\delta R_{\text{атм}}$ и рассчитанные по моделям, указанным в [3] на интервале времени наблюдения (рис. 5):

$$\delta R_{\text{атм}} = c\delta t_{Tropo} + c\delta t_{Iono},$$

где c – скорость света в вакууме;
δt_{Tropo} – время задержки сигнала в тропосфере;
δt_{Iono} – время задержки сигнала в ионосфере.

Минимальные, максимальные и средние значения $\delta R_{\text{атм}}$ приведены в табл. 3.

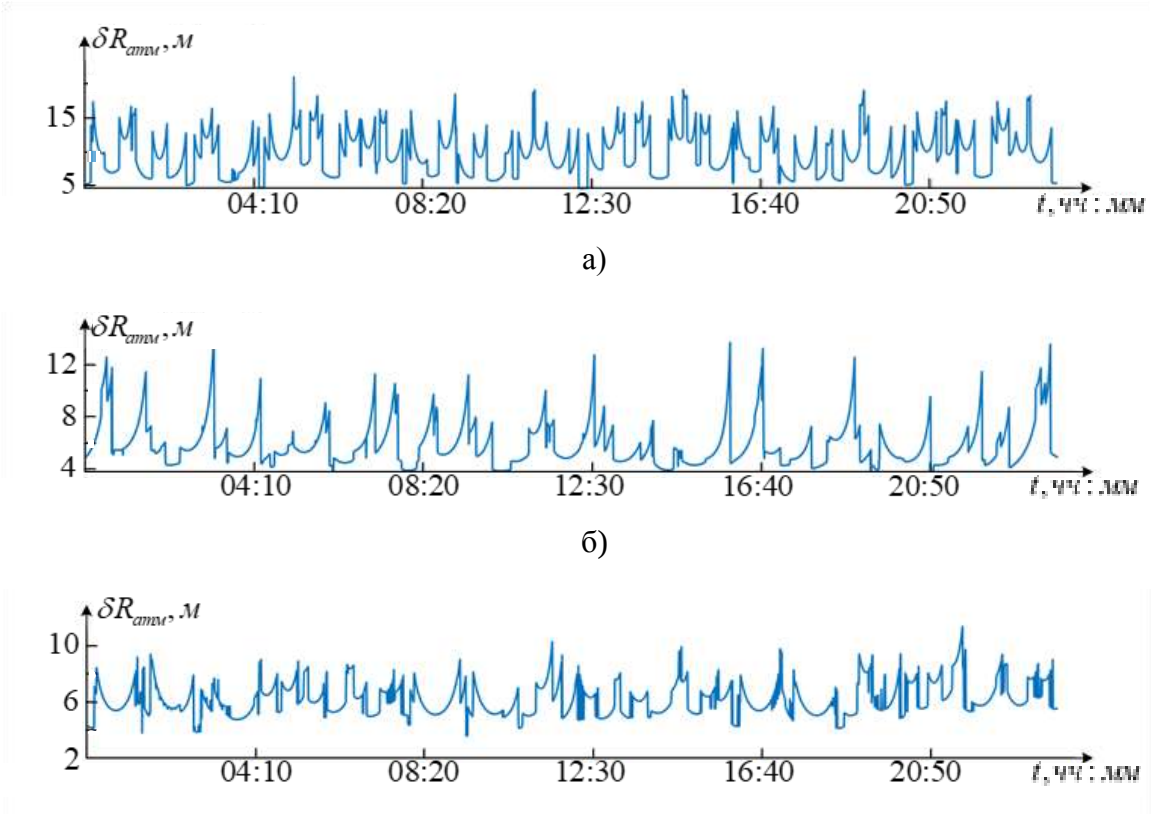


Рис. 5. Эквивалентные погрешности псевдодальности, обусловленные средой распространения:
а – приемный пункт № 1; б – приемный пункт № 2; в – приемный пункт № 3

Таблица 3

Эквивалентные погрешности псевдодальности, обусловленные средой распространения $\delta R_{атм}$

Приемный пункт НС	Минимальное значение	Среднее значение	Максимальное значение
Пункт № 1	4,598	9,674	21,07
Пункт № 2	3,541	6,153	11,41
Пункт № 3	3,735	5,829	14,45

Как видно из графиков (рис. 5) и табл. 3, значения эквивалентных погрешностей псевдодальностей $\delta R_{атм}$ находятся в диапазоне от 2,5 до 14 метров. Следовательно, значительные погрешности навигационных определений местоположения потребителя не могли быть вызваны обусловленными средой распространения НС погрешностями псевдодальностей.

Таким образом, ни передаваемая в навигационных сообщениях и используемая для решения навигационной задачи эфемеридная информация, ни значения геометрического фактора точности определения местоположения потребителя, ни эквивалентные погрешности псевдодальности за счет среды распространения не могли привести к значительному снижению точности определений местоположения потребителя системы ГЛОНАСС в рассматриваемых условиях приема и обработки НС. Очевидно предположить, что значительные погрешности

определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС в рассматриваемых условиях приема НС вызваны расхождением системной шкалы времени ГЛОНАСС и шкалы времени НАП. Это предположение непосредственно следует из анализа системы уравнений для псевдодальностей (2), при решении которой потребитель способен определить свое местоположение [3]:

$$\begin{cases} \breve{R}_1 = \rho_1 + c\delta t_1 + \delta R_{\text{атм}_1} + \delta R_{\text{мл}_1} + \delta R_{\text{ап}_1} + \varepsilon_{R_1}, \\ \breve{R}_2 = \rho_2 + c\delta t_2 + \delta R_{\text{атм}_2} + \delta R_{\text{мл}_2} + \delta R_{\text{ап}_2} + \varepsilon_{R_2}, \\ \qquad\qquad\qquad\qquad\qquad\qquad\qquad\qquad \ldots \\ \breve{R}_N = \rho_N + c\delta t_N + \delta R_{\text{атм}_N} + \delta R_{\text{мл}_N} + \delta R_{\text{ап}_N} + \varepsilon_{R_N}, \end{cases} \tag{2}$$

где $\breve{R}_n$ – значения псевдодальностей, формируемые при приеме НС ($n = \overline{1, N}$);

ρ_n – геометрические дальности между НКА и НАП ($n = \overline{1, N}$);

δt_n – уход шкалы времени потребителя относительно шкалы времени системы ($n = \overline{1, N}$);

$\delta R_{\text{атм}_n}$ – погрешности, вызванные условиями распространения радиосигнала ($n = \overline{1, N}$);

$\delta R_{\text{мл}_n}$ – погрешности, вызванные многолучевым распространением ($n = \overline{1, N}$);

$\delta R_{\text{ап}_n}$ – аппаратурные погрешности НАП ($n = \overline{1, N}$);

ε_{R_n} – неучтенные погрешности формирования псевдодальности ($n = \overline{1, N}$);

N – число видимых НКА, измерения псевдодальностей до которых используются для решения навигационной задачи.

Для подтверждения предположения о недостоверности определения местоположения потребителя из-за значительных погрешностей измерений псевдодальностей до НКА, вызванных расхождением шкал времени, навигационная задача для рассматриваемых пунктов приема НС решалась на интервале 24 часа для всех видимых в текущий момент времени измерений НКА.

Определение неисправного НКА проводилось путем последовательного исключения из решения навигационной задачи одного из НКА (с условным номером от 1 до 24). При исключении из решения НКА с условным номером 21 средняя квадратическая погрешность определения местоположения потребителя в пространстве, рассчитываемая по формуле

$$\sigma_\Sigma = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}, \tag{3}$$

где σ_x, σ_y, σ_z – средние квадратические погрешности по координатам *x*, *y*, *z*, соответственно:

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{1}{K-1}\sum_{j=1}^{k}(\Delta x_j)^2}, \sigma_y = \sqrt{\frac{1}{K-1}\sum_{j=1}^{k}(\Delta y_j)^2}, \sigma_z = \sqrt{\frac{1}{K-1}\sum_{j=1}^{k}(\Delta z_j)^2};$$

$\Delta x_j, \Delta y_j, \Delta z_j$ – погрешности навигационных определений, рассчитываемые по формуле (1);

K – количество измерений,

не имела ярко выраженных скачкообразных изменений (рис. 6). Это позволило сделать вывод о том, что измерения псевдодальностей до НКА с условным номером 21 недостоверны.

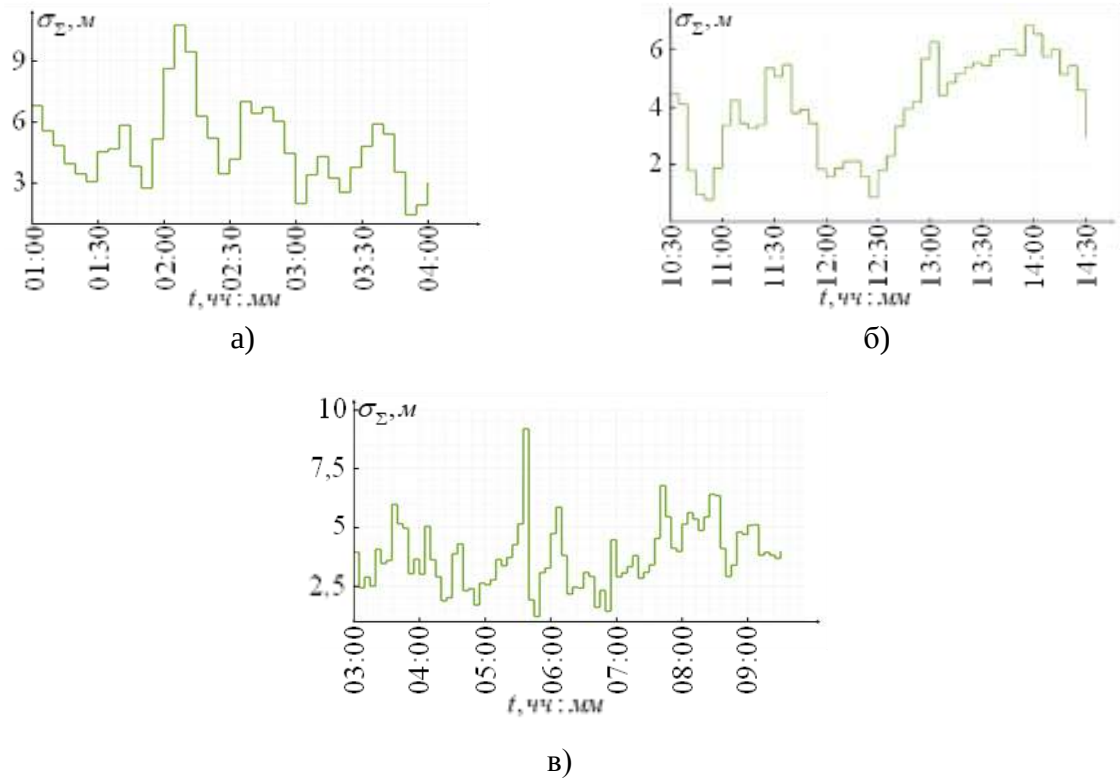


Рис. 6. Средние квадратические погрешности определения местоположения потребителя в пространстве на интервале оценивания 5 минут:
а – приемный пункт № 1; б – приемный пункт № 2; в – приемный пункт № 3

Как видно из табл. 4 и графиков на рис. 6 значения средних квадратических погрешностей местоположения потребителя в пространстве σ_Σ, полученные при исключении из решения навигационной задачи измерений псевдодальностей и соответствующих данных навигационных сообщений от НКА с условным номером 21, принимают допустимые по точности значения (допустимая величина средних квадратических погрешностей местоположения потребителя σ_Σ для всех пунктов приема НС в зоне действия системы составляет 8,34 м по уровню 0,95).

Таблица 4

Средние квадратические погрешности определения местоположения потребителя в пространстве σ_Σ, полученные при решении навигационной задачи с исключением измерений псевдодальностей от НКА № 21

Приемный пункт НС	Минимальное значение	Среднее значение	Максимальное значение
Пункт № 1	1,436	4,859	10,74
Пункт № 2	0,76	4,007	6,836
Пункт № 3	1,214	3,773	9,179

Для контроля и парирования ситуаций снижения точности определения местоположения потребителей системы ГЛОНАСС, вызванной нарушением достоверности измерений псевдодальностей до НКА, предлагается следующий алгоритм.

АЛГОРИТМ КОНТРОЛЯ ДОСТОВЕРНОСТИ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА СКОРОСТЕЙ ИЗМЕНЕНИЯ ПСЕВДОДАЛЬНОСТЕЙ

Алгоритм контроля достоверности определения местоположения потребителя системы ГЛОНАСС реализуется путем анализа скорости изменения псевдодальности $\breve{R}$ до НКА, при этом под псевдодальностью понимают [9, 12]: разность между моментом приема фрагмента навигационного сигнала $t_{\text{прмШВП}}$, отсчитанным по шкале времени потребителя (НАП), и моментом излучения его навигационным космическим аппаратом $t_{\text{прдШВС}}$, отсчитанным по шкале времени навигационного космического аппарата (время предшествия), умноженную на значение скорости света c:

$$\breve{R} = c(t_{\text{прмШВП}} - t_{\text{прдШВС}}).$$

В основе процедуры контроля достоверности лежит гипотеза о дифференцируемости и непрерывности функции измерения псевдодальности между НКА и потребителем $\breve{R}_{\text{изм}}(t)$. Как правило, функция измерения псевдодальности может быть аппроксимирована с достаточной для практического применения точностью полиномом второй степени $P^2(t)$. Следовательно, такая функция дифференцируема на области определения $D(t)$ не более двух раз, при этом дифференциал второго порядка функции измерения псевдодальности будет постоянен на всей области $D(t)$.

На практике функция измерения псевдодальности имеет дискретный характер с постоянным шагом дискретизации. Для данного типа функций производная второй степени аппроксимируется разностью второго порядка. Рассмотрим ряд равноотстоящих значений аргумента представленной функции, ограниченной на интервале от t до $t+N\Delta t$, где $N\Delta t$ – граница интервала времени наблюдения:

$$t, t+\Delta t, t+2\Delta t, t+3\Delta t, ..., t+n\Delta t, ..., t+(N-1)\Delta t, t+N\Delta t$$

и соответствующие им значения функции измерения псевдодальности:

$$\breve{R}_{\text{изм},n} = \breve{R}_{\text{изм},n}(t+n\Delta t),$$

где $n = \overline{1, N}$.

Первые разности функции измерения псевдодальности

$$\Delta\breve{R}_{\text{изм},n} = \breve{R}_{\text{изм}}(t+(n+1)\Delta t) - \breve{R}_{\text{изм}}(t+n\Delta t), \tag{4}$$

где $n = \overline{1, N-1}$, имеют геометрический смысл приращения функции $\breve{R}_{\text{изм}}(t)$ при изменении аргумента на Δt, что при $\Delta t \to 0$ аналогично определению производной непрерывной функции

$$\breve{R}'_{\text{изм}}(t) = \lim_{\Delta t \to 0} \frac{\breve{R}_{\text{изм}}(t+\Delta t) - \breve{R}_{\text{изм}}(t)}{\Delta t}.$$

Соответственно вторые разности будут равны

$$\Delta^2\breve{R}_{\text{изм},n} = \Delta\breve{R}_{\text{изм},n+1} - \Delta\breve{R}_{\text{изм},n} \tag{5}$$

или

$$\Delta^2\breve{R}_{\text{изм},n} = \breve{R}_{\text{изм}}(t+(n+2)\Delta t) - 2\breve{R}_{\text{изм}}(t+(n+1)\Delta t) + \breve{R}_{\text{изм}}(t+n\Delta t), \tag{6}$$

где $n = \overline{1, N-2}$.

Для любого $P^2(t)$, заданного как дискретно, так и непрерывно, выполняется условие

$$\lim_{\Delta t \to 0} \frac{d^2(P^2(t+\Delta t))}{dt^2} - \frac{d^2(P^2(t))}{dt^2} = 0. \quad (7)$$

Применяя условие (7) к выражению (6), получим

$$\Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n+1} - \Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n} = 0. \quad (8)$$

На практике, выражение (8) не достижимо в силу особенностей формирования измерений псевдодальности (1), но при достоверных измерениях данное выражение будет практически равно нулю:

$$\Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n+1} - \Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n} \approx 0.$$

Но при наличии недостоверных измерений псевдодальности выражение (8) принимает вид:

$$\Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n+1} - \Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n} \gg 0.$$

Для того, чтобы недостоверные измерения псевдодальности не учитывались при решении навигационной задачи необходимо и достаточно, чтобы результат выражения (8) был меньше порогового значения $\Delta_{\text{порог},n}$:

$$\Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n+1} - \Delta^2 \breve{R}_{\text{изм},n} < \Delta_{\text{порог},n}. \quad (9)$$

Выбор порогового значения $\Delta_{\text{порог},n}$ возможен на основе анализа матрицы частных производных измерений псевдодальности по измеряемым параметрам вектора состояния потребителя, формируемой в ходе решения системы (2) методом наименьших квадратов:

$$\mathbf{H} = \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм}}(Q)}{\partial Q} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},1}(Q)}{\partial x} & \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},1}(Q)}{\partial y} & \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},1}(Q)}{\partial z} & 1 \\ \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},2}(Q)}{\partial x} & \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},2}(Q)}{\partial y} & \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},2}(Q)}{\partial z} & 1 \\ & \cdots & & \\ \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},N}(Q)}{\partial x} & \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},N}(Q)}{\partial y} & \frac{\partial \breve{R}_{\text{изм},N}(Q)}{\partial z} & 1 \end{bmatrix}_{N \times 4}, \quad (10)$$

где Q – вектор состояния потребителя, оцениваемый в ходе решения навигационной задачи псевдодальномерным методом, $Q = \left[x \; y \; z \; \delta t_{\text{потребителя}} \right]'$.

Для того, чтобы система (2) имела решение матрица $\left(\mathbf{H}'\mathbf{H}\right)^{-1}$ должна быть невырожденной, при этом ее главная диагональ будет характеризовать дисперсию измерений псевдодальности. Тогда порог можно выбрать следующим образом:

$$\Delta_{\text{порог},n} = tr((\mathbf{H}'_{n+1}\mathbf{H}_{n+1})^{-1}) - tr((\mathbf{H}'_{n}\mathbf{H}_{n})^{-1}), \quad (11)$$

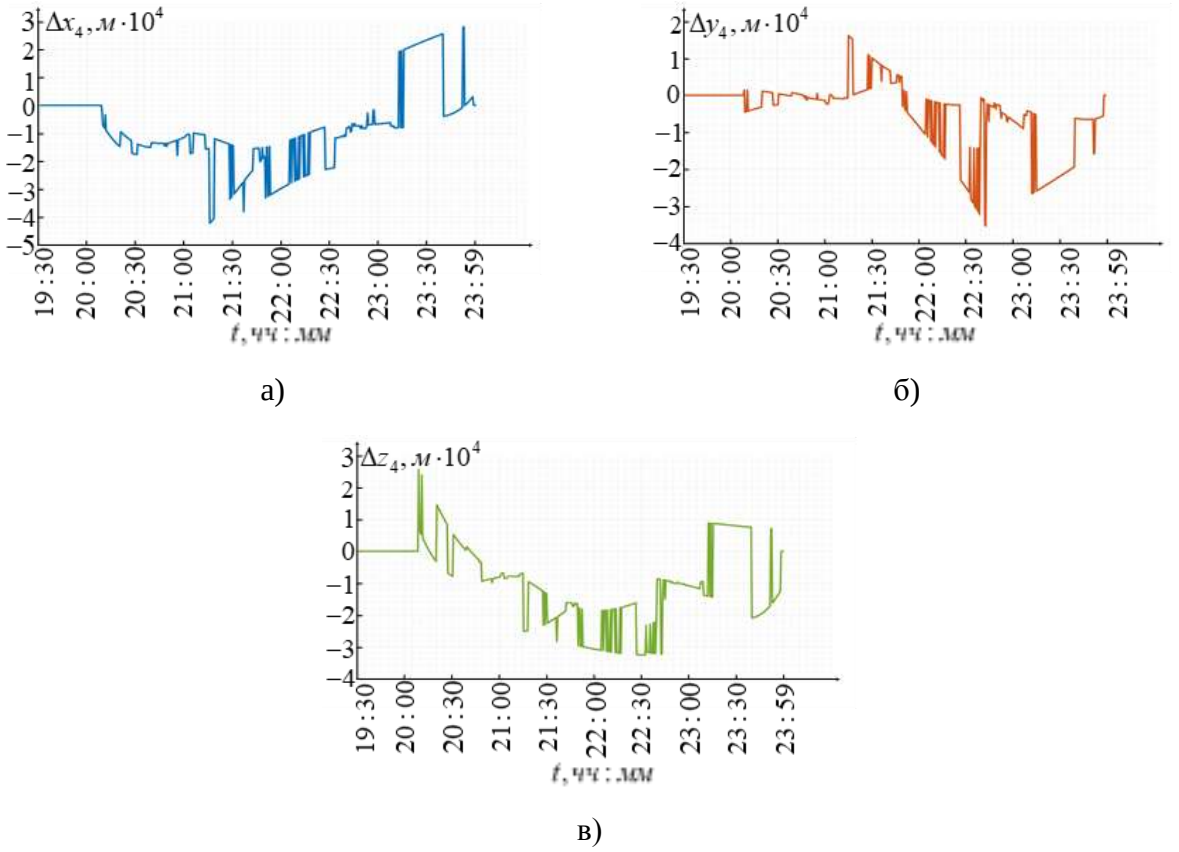
где $tr(\mathbf{A})$ – след матрицы $\mathbf{A}$.

Используя порог (11) в неравенстве (9), сформированный согласно выражению (6), возможно проверить значения псевдодальностей между потребителем и каждым НКА, участвующим в решении навигационной задачи. Это позволит исключить недостоверные измерения псевдодальности из системы уравнений (2).

ПРИМЕР ПРИМЕНЕНИЯ АЛГОРИТМА КОНТРОЛЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЯ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Предлагаемый алгоритм контроля был апробирован для приемного пункта № 4 с координатами 46,7551° с. ш. и 6,9217 ° в. д. [5] на интервале времени с 00 часов 00 минут 00 секунд по 23 часа 59 минут 30 секунд 01 января 2018 года (модель НАП – Trimble Net R9 Geospatial).

Результаты расчетов отклонений координат местоположения потребителя относительно истинного положения (координат пункта приема) с учетом допущений, аналогичных для пунктов № 1–3, представлены на рис. 7.



а) б)

в)

Рис. 7. Отклонения координат местоположения потребителя от координат расположения пункта № 4:
а – отклонение Δx_4 по координате x ; б – отклонение Δy_4 по координате y ;
в – отклонение Δz_4 по координате z

Как видно из графиков, для рассматриваемого пункта, также как и для пунктов № 1–3, наблюдаются скачкообразные отклонения расчетных координат, вызванные расхождением шкал времени.

После применения описанного выше алгоритма, значительные по величине скачкообразные изменения псевдодальностей, наблюдаемые на рис. 8, были исключены из решения (2). Это позволило получить достоверный результат определения местоположения потребителя. Полученные значения средних квадратических погрешностей представлены в табл. 5 и на рис. 8.

Таблица 5

Средние квадратические погрешности определения местоположения потребителя в пространстве σ_Σ, полученные при решении навигационной задачи с использованием алгоритма контроля достоверности

Приемный пункт НС	Минимальное значение	Среднее значение	Максимальное значение
Приемный пункт № 4	2,571	5,462	9,555

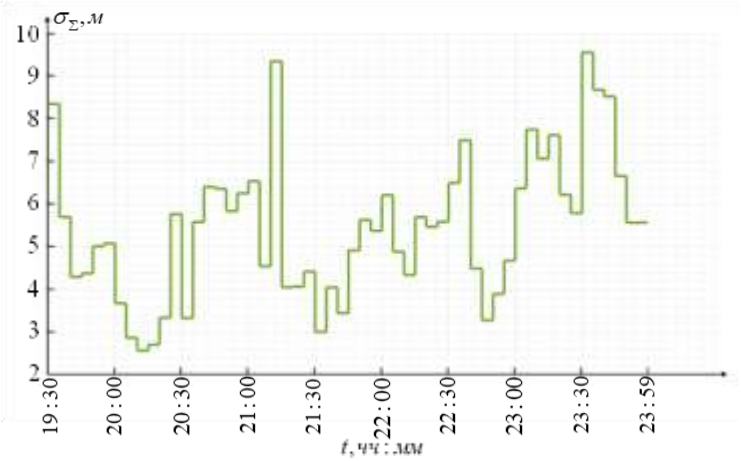


Рис. 8. Средние квадратические погрешности определения местоположения потребителя в пространстве на интервале оценивания 5 минут для пункта № 4

Значения средних квадратических погрешностей определения местоположения потребителя, полученные в результате решения навигационной задачи на пункте № 4 с использованием предлагаемого алгоритма, исключающего недостоверные измерения псевдодальностей, согласуются со значениями, приведенными в [10, 12].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты анализа действенности установленных способов контроля навигационного поля системы ГЛОНАСС и исключения ошибок измерений при приеме навигационных сигналов показали, что их использование не всегда обеспечивает требуемую достоверность и точность определения местоположения потребителей, соответствующие тактико-техническим требованиям к системе.

Предлагаемый алгоритм контроля достоверности местоположения потребителей на основе анализа скоростей изменения псевдодальностей позволяет парировать возникающие на практике ситуации, приводящие к снижению точности и недостоверности определения координат.

Работоспособность алгоритма подтверждена результатами его применения при определении местоположения потребителя с исключением из обработки недостоверных навигационных сообщений от НКА с неустановленными признаками неисправности, но вносящими значительные погрешности в решение навигационной задачи в НАП.

Полученные результаты ориентированы на широкий класс потребителей системы ГЛОНАСС, функционирующей в условиях возникающих по различным причинам ошибок, которые приводят к формированию недостоверного навигационного сообщения.

Список использованных источников

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1). – М. : РНИИ КП, 2008. – 74 с.

2. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Общее описание системы с кодовым разделением сигналов (редакция 1.0). – М. : АО «Российские космические системы», 2016. – 133 с.

3. ГЛОНАСС. Модернизация и перспективы развития : моногр. / под ред. А. И. Перова. – М. : Радиотехника, 2020. – 1072 с.

4. RAIM. – URL: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/RAIM (дата обращения: 23.12.2024).

5. Центр точных эфемерид «RGS Centre». – URL: https://rgs.cgkipd.ru/data-download (дата обращения: 05.12.2024).

6. *Gurtner W.* RINEX (The Receiver Independent Exchange Format). Ver. 2.11. – Switzerland, 2007. – 42 с.

7. Тактико-технические требования к глобальной навигационной системе ГЛОНАСС. – М. : РНИИ КП, 2008 г. – Ч. 1: Общие требования. – 26 с.

8. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Глобальная система высокоточного определения навигационной и эфемеридно-временной информации в реальном времени для гражданских потребителей (СВО ЭВИ). – М. : Роскосмос, 2020. – 106 с.

9. ГОСТ Р 52928–2010. Система спутниковая навигационная глобальная. Термины и определения. – М. : Стандартинформ, 2011. – 12 с.

10. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Стандарт эксплуатационных характеристик открытого сервиса (редакция 2.2). – Королев, 2019. – 125 с.

11. *Ватутин С. И.* Оценка геометрического фактора для наземного потребителя системы ГЛОНАСС с высокоэллиптическим дополнением // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2016. – Т. 3, вып. 3. – С. 12–28.

12. Подпрограмма «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС» государственной программы Российской Федерации «Космическая деятельность России» : утв. Постановлением Правительства Российской Федерации от 20 марта 2021 г. № 422. – М., 2021. – 122 с.

А. В. Филин
Военная академия связи имени С. М. Будённого, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИКА МИНИМИЗАЦИИ ИСХОДНОЙ РАЗМЕРНОСТИ МНОЖЕСТВА ХАРАКТЕРИСТИК ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНФОТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С УПРАВЛЯЕМЫМ УРОВНЕМ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Предлагается использовать метод главных компонент для определения наиболее информативных признаков. Методика позволяет сохранить уровень информированности при изменении состояния инфотелекоммуникационной системы и значительно снизить объем хранимой информации. Для сохранения уровня информативности предлагается при отклонении объясненной дисперсии от заданной величины проводить перерасчет множества контролируемых характеристик интегрированной инфотелекоммуникационной системы.

Ключевые слова: сеть связи, мониторинг, машинное обучение, метод главных компонент.

ВВЕДЕНИЕ

Известные подходы к мониторингу состояния инфотелекоммуникационной системы (ИТКС) базируются на постулате, заключающемся в том, что чем больше характеристик объекта контролируется, тем лучше. Однако известно, что полученная в ходе мониторинга информация характеризуется рядом показателей: информативностью, временем проявления, временем существования, сложностью измерения. При этом информативность является функцией времени, численные значения которой зависят от скорости изменения объекта. В этой связи необходимо решать задачу определения периодичности контроля в зависимости от скорости и степени изменения информативности характеристик. Кроме того, необходимо учитывать тот факт, что время и стоимость измерения разнородных характеристик существенно различаются. Потребность в информации о значениях той или иной характеристики также изменяется. В этой связи возникает необходимость в разработке методики минимизации исходной размерности множества характеристик интегрированной ИТКС, но с управляемым или контролируемым уровнем адекватности информации.

Инфотелекоммуникационная система характеризуется значительным числом элементов, которые, в свою очередь, описываются большим количеством параметров [1]. Формально требуется контролировать все элементы на всем множестве параметров. Однако финальные информационные услуги формируются переменным, но существенно меньшим множеством элементов, которые характеризуются меньшим числом параметров, а их состояние в значительной степени отражают характеристики трафика. ИТКС, реализуемые на технологиях стека TCP/IP с коммутацией пакетов и возможностью их инкапсуляции, порождают трафик, содержащий оперативную и служебную информацию. Служебная информация содержится в заголовках пакетов. По мере увеличения множества и качества информационных услуг существенно повышается доля служебной информации, которая уже в ряде случаев достигает 30% от всего размера передаваемого пакета [2]. Значимая информация о состоянии ИТКС содержится в служебном трафике [3]. Стек протоколов TCP/IP называется «стеком», потому что это набор взаимосвязанных протоколов. Очевидно, что часть полей заголовков протоколов различного уровня будут характеризовать один и тот же признак. Например, строка в данных датаграммы, начинающаяся со слова «HTTP», значение поля заголовка протокола TCP «порт получателя» равное «80» и значение поля заголовка протокола IP «протокол» равное «6», указывают на то, что осуществляется доступ к Web-ресурсу. Тотальный анализ всех пакетов и соответствующих полей заголовков, с учетом

того, что часть полей заголовков несет идентичную информацию, не эффективен [4]. А при этом хранение всей передаваемой информации представляет собой не тривиальную задачу организации системы хранения данных с невнятным экономическим обоснованием [5]. Тотальный анализ передаваемого трафика является затратной задачей с точки зрения вычислительных ресурсов [4].

Методика минимизации исходной размерности множества характеристик интегрированной инфотелекоммуникационной системы с управляемым уровнем результирующей информации позволяет определить подлежащие контролю характеристики трафика сети и обосновать момент переопределения контролируемых характеристик. Для сбора трафика используются специальное программное обеспечение, называемое «снифферами», и аппаратное решение для зеркалирования трафика (Network TAP).

АЛГОРИТМ МЕТОДИКИ МИНИМИЗАЦИИ ИСХОДНОЙ РАЗМЕРНОСТИ МНОЖЕСТВА ХАРАКТЕРИСТИК ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНФОТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С УПРАВЛЯЕМЫМ УРОВНЕМ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Сохраненный трафик, массив переданных пакетов, можно представить в виде матрицы данных X размерностью $I \times J$, представляющей собой результаты контроля характеристик трафика во времени:

$$X = \begin{pmatrix} x_1(t_1) & x_2(t_1) & \dots & x_j(t_1) \\ x_1(t_2) & x_2(t_2) & \dots & x_j(t_2) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_1(t_i) & x_2(t_i) & \dots & x_j(t_i) \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где i – число анализируемых пакетов, а j – число анализируемых полей заголовков переданных пакетов данных [6, 7].

Как правило, число $J \gg 1$. Для анализа больших данных широко используется метод анализа главных компонент (МГК) [8, 9]. Суть МГК – это существенное понижение размерности данных [10–12]. Исходная матрица X заменяется двумя новыми матрицами T (матрица счетов) и P (матрица остатков), размерность которых (A) меньше, чем число переменных (столбцов) J у исходной матрицы X. Если декомпозиция выполнена правильно – размерность A выбрана верно, то матрица T несет в себе столько же информации, сколько ее было в начале, в матрице X. В результате осуществляется переход от большого количества переменных к новому представлению, размерность которого значительно меньше. Часто удается упростить данные на порядки: от 1000 переменных перейти всего к двум [13–15].

В методике предлагается использовать МГК для вычисления информативности каждого поля служебных заголовков (характеристики трафика) [6, 16]. На рис. 1 представлена блок-схема последовательности вычисления информативности.

МГК – это итерационная процедура, в которой новые компоненты добавляются последовательно, одна за другой. Необходимо знать, когда остановить этот процесс, т. е. определить число главных компонент. Для вычисления информативности следует решить задачу выбора числа главных компонент k, для чего последовательно при каждом значении k, начиная с единицы, рассчитываются значения объясненной дисперсии (ERV) [7]. Решающее правило для выбора k: $ERV_k \geqslant \varepsilon$ задается правилом 3σ или выбирается эмпирически, с учетом дополнительной информации.

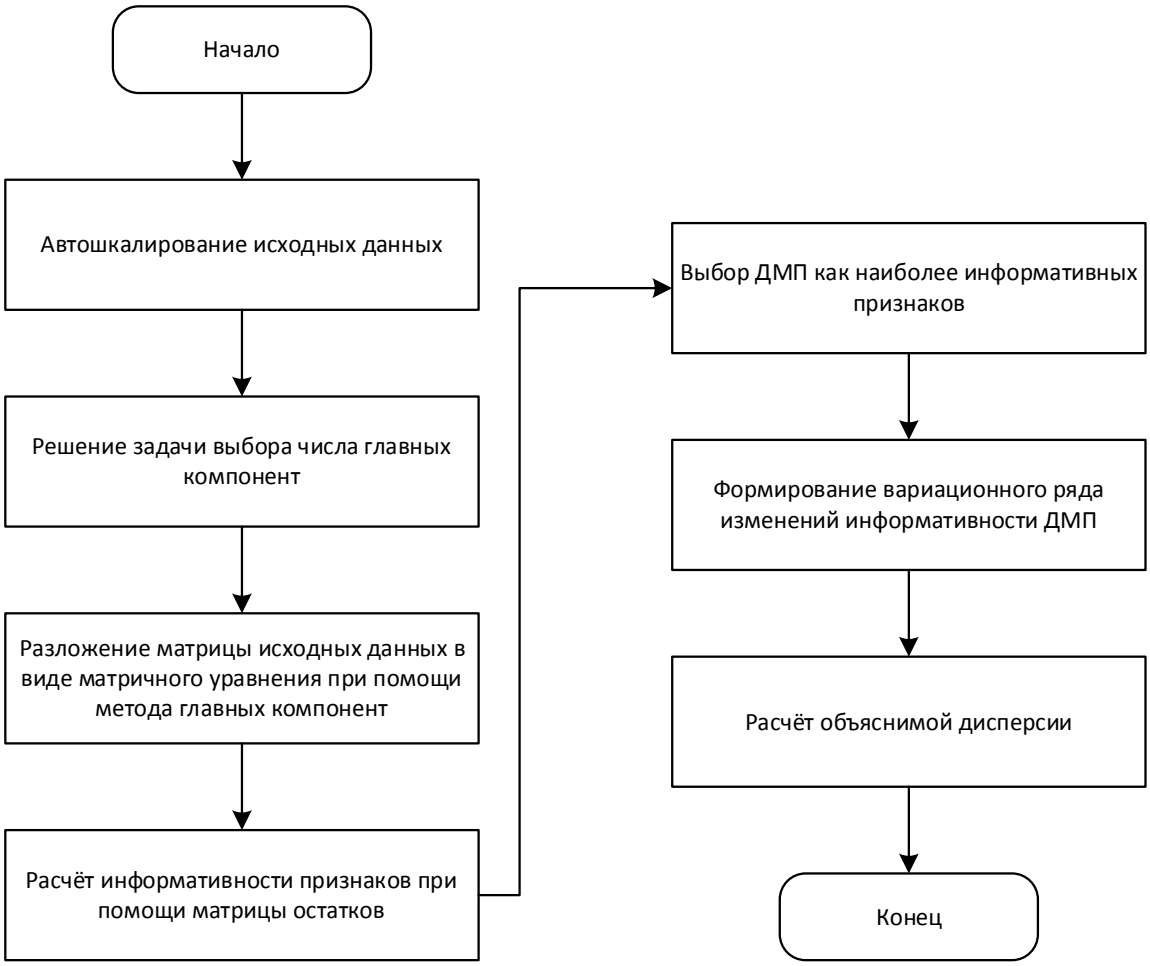


Рис. 1. Блок-схема расчета информативности признака

Информативность *j*-го признака при k главных компонентах вычисляется при помощи матрицы P по формуле [6]

$$I_j = \sqrt{\sum_{k=1}^{K} p_{k,j}^2} \,. \qquad (2)$$

Идентификаторы источников упорядочиваются по информативности $I_1 \geqslant I_2 \geqslant \ldots \geqslant I_j$. Рассчитывается среднее медианное значение информативности признака. Те признаки, значение информативности которых больше среднего медианного значения, выбираются в качестве контролируемых характеристик. В дальнейшем достаточно хранить только их.

Одна и та же ИТКС в разные моменты времени будет иметь разные значения свойств и характеристик. Для сохранения уровня информативности необходимо корректировать перечень контролируемых параметров. Для этого на этапе расчета информативности признаков также рассчитывается разница в значении информативности между соседними членами вариационного ряда. Разница информативности $\Delta = I_j - I_{j-1}$ соотносится со значением информативности старшего члена. Пара значений $\{I_j; \Delta_j\}$ запоминается (сохраняется).

Обладание информацией об изменении состояния ИТКС возможно в двух случаях. Либо этой информацией обладают априорно, либо получают в ходе наблюдения за системой.

В первом случае задается временной интервал $T_{\text{ц}}$, равный интервалу квазистационарного состояния инфотелекоммуникационной сети. Через заданный интервал времени $T_{\text{ц}}$ по огра-

ниченному набору признаков (которые хранятся как данные контроля) снова рассчитываются информативность и разница между членами вариационного ряда по алгоритму, описанному выше. При изменении какой-либо разницы информативности $\{\Delta_1,\cdots,\Delta_j\}$ на заданное отклонение σ_j, например на 5%, расчет множества контролируемых характеристик осуществляют снова. Для этого собирают достаточно представительную выборку исходных данных X и расчет производят по представленному алгоритму. С учетом количества передаваемых пакетов в современных системах проблем с формированием представительной выборки нет.

Во втором случае существующая информационная модель проверяется методом тест-валидации. При проверке методом тест-валидации исходный массив данных состоит из двух независимо полученных наборов, каждый из которых является достаточно представительным. Первый набор, называемый обучающим, был использован при расчете информативности признаков. Второй набор, называемый проверочным, служит только для проверки. Момент получения второго набора в данной методике не определен, но существуют способы определения оптимальной периодичности контроля состояния процессов, например в работах [18–20]. Собирают достаточно представительную выборку исходных данных X_t (проверочный набор).

Для проверочного набора вычисляется объясненная дисперсия

$$ERVP = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{I_t}\sum_{j=1}^{J} e_{ij}^2}{\sum_{i=1}^{I_t}\sum_{j=1}^{J} x_{ij}^2}, \qquad (3)$$

где e_{ij} – это элементы матрицы E_t. Допустимое изменение объясненной дисперсии выбирается эмпирически или же, возможно, задается правилом 3σ. При отклонении объясненной дисперсии от заданной величины расчет множества контролируемых характеристик производится заново по представленному выше алгоритму.

Обобщенный алгоритм применения на объекте контроля методики минимизации исходной размерности множества характеристик интегрированной инфотелекоммуникационной системы с управляемым уровнем результирующей информации представлен на рис. 2.

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПО МЕТОДИКЕ МИНИМИЗАЦИИ ИСХОДНОЙ РАЗМЕРНОСТИ МНОЖЕСТВА ХАРАКТЕРИСТИК ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНФОТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С УПРАВЛЯЕМЫМ УРОВНЕМ РЕЗУЛЬТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Для проведения проверки расчетов по представленной методике в эмуляторе сетевых лабораторий PNETlab была создана имитационная модель ИТКС. В ней имитировались информационные потоки, соответствующие передаваемым данным и передаче голосового трафика. Содержание передаваемых пакетов было зашифровано на сетевом уровне с использованием протокола IPsec.

В качестве генератора пакетов была выбрана программа iperf, а в качестве анализатора трафика – Wireshark. С помощью iperf были сформированы четыре потока UDP-пакетов с параметрами (скорость потока 4 Мбит/с в течение 2,5 мин), соответствующими использованию IP-телефонии и видеоконференцсвязи. Для имитации информационного потока, характеризующего передачу файлов, с помощью iperf был сформирован поток TCP общим количеством более 5000 сообщений.

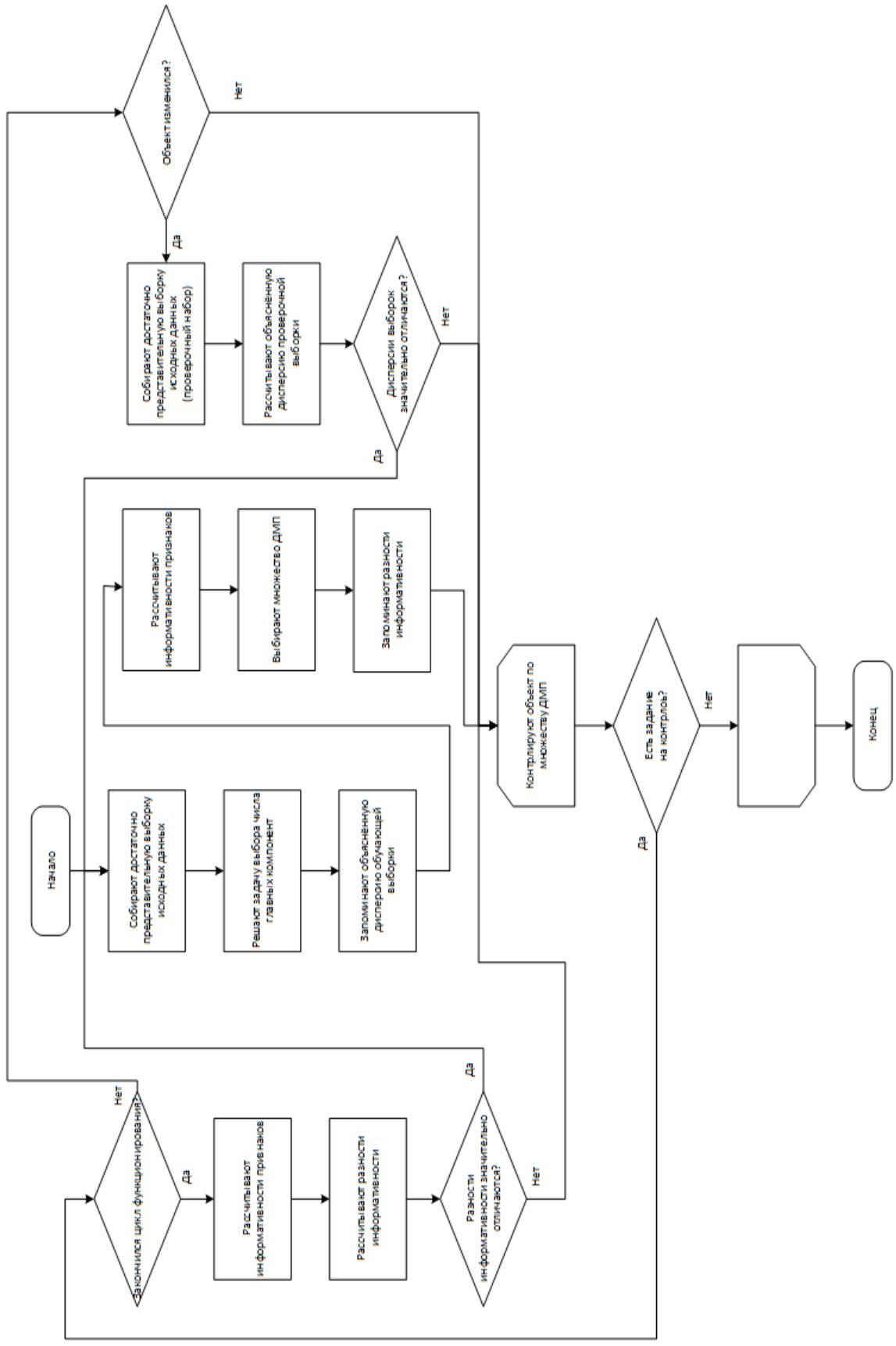


Рис. 2. Обобщенный алгоритм применения на объекте контроля методики минимизации исходной размерности множества характеристик интегрированной инфотелекоммуникационной системы с управляемым уровнем результирующей информации

Значение полей служебных заголовков передаваемых сообщений представляют собой контролируемые характеристики. Необработанный объем переданных данных в сжатом виде составил 1,5 ГБ. Для обработки этих данных в соответствии с методикой был произведен экспорт в формат данных JSON. Общий объем данных составил 14,87 ГБ. Формат JSON хранит информацию в текстовом виде. Сообщение представлено в виде «название поля заголовка – значение». Извлечено 53 поля служебных заголовков протоколов.

Для реализации расчета по методу главных компонент использовались язык Python и библиотека sklearn [21, 22].

Решающее правило для выбора количества главных компонент было принято равным 0,95. Результат вычисления количества главных компонент представлен на рис. 3.

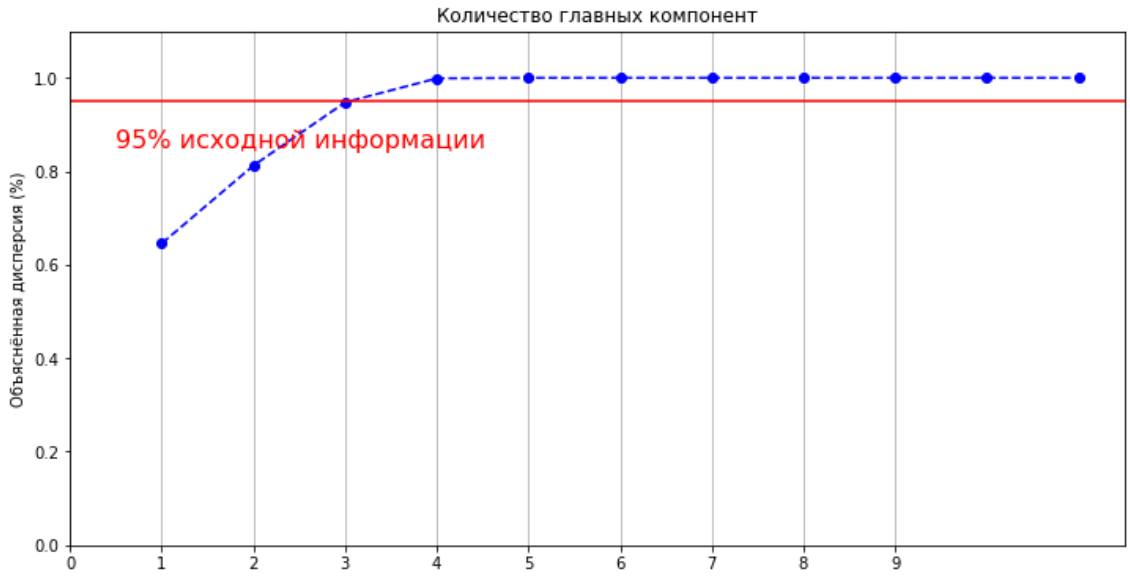


Рис. 3. Результат вычисления числа главных компонент

В трех главных компонентах содержится почти 95% информации от исходного набора. Для идентификации объекта контроля с уровнем $\varepsilon \geqslant 0{,}95$ достаточно четырех главных компонент. Наиболее информативными признаки являются (расположены по степени увеличения информативности): ip-адрес отправителя, ip-адрес получателя, номер криптограммы, опции протокола IPsec, разница между временем получения двух сообщений, размер сообщения. Набор данных только по информативным признакам имеет размер 12,12 МБ, а данные содержащие весь трафик – 2,81 ГБ. В соответствии с методикой количество хранимых данных уменьшилось в 243 раза, при этом новый набор позволяет хранить более 95% информации от исходного набора.

Разницы информативности получились следующими: 0; 0,002; 0,42; 0,00001; 0,0000005.

Со временем характеристики трафика в инфотелекоммуникационной системе могут измениться. Для имитации изменения во времени в исходный набор, имитирующий передачу голосового трафика, был добавлен набор, имитирующий передачу файлов.

Разницы информативности получились следующими: 0,02; 0; 0,02; 0,3; 0,06. Изменение разницы информативности составило: 100%, 100%, 95%, 99%, 99%. То есть по всем признакам произошли значительные изменения. В соответствии с методикой в таком случае происходит перерасчет множества контролируемых характеристик. На новом наборе данных наиболее информативными признаками стали: номер криптотуннеля, ip-адрес отправителя, ip-адрес получателя, номер криптограммы, размер сообщения, разница между временем получения двух сообщений. Изменение разницы информативности признаков показало изменение набора контролируемых характеристик.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная методика минимизации исходной размерности множества характеристик интегрированной инфотелекоммуникационной системы с управляемым уровнем результирующей информации предназначена для использования в системах мониторинга ИТКС.

Для минимизации множества характеристик предлагается использовать метод главных компонент из теории машинного обучения и искусственного интеллекта, что позволит определить информативность каждого признака и снизить размерность данных.

Научной новизной методики является использование объясненной дисперсии в качестве показателя информативности множества контролируемых характеристик и обоснование момента уточнения сформированного множества при функционировании ИТКС во времени. Значение объяснимой дисперсии задает уровень результирующей информации об ИТКС, а контроль во времени сохраняет заданный результат при изменении ИТКС.

Практической значимостью методики является значительное снижение объема хранимой информации и сохранение уровня информированности при изменении ИТКС.

Список использованных источников

1. *Щербакова Н. Г.* Анализ IP-трафика методами data Mining. Проблема классификации // Проблемы информатики. – 2012. – № 4. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-ip-trafika-metodami-data-mining-problema-klassifikatsii (дата обращения: 02.09.2024).

2. *Назаров И.* Пропускная способность в IP-сетях: расчет и выбор сетевого оборудования // Системы безопасности. – 2013. – № 6. – С. 118–122. – URL: http://lib.secuteck.ru/articles2/inegr_sistemy/propusknaya-sposobnost-v-ip-setyah-raschet-i-vybor-setevogo-oborudovaniya (дата обращения: 19.07.2024).

3. *Большев А. К., Лисс А. Р.* Прототип эвристической системы обнаружения вторжений в компьютерные сети на основе метода главных компонент // Информатика, телекоммуникации и управление. – 2010. – № 4 (103). – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/prototip-evristicheskoy-sistemy-obnaruzheniya-vtorzheniy-v-kompyuternye-seti-na-osnove-metoda-glavnyh-komponent (дата обращения: 02.09.2024).

4. *Нестеренко В. А., Таран А. А.* Редукция размерности пространства состояний в задачах анализа сетевого трафика // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2011. – № 12. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/reduktsiya-razmernosti-prostranstva-sostoyaniy-v-zadachah-analiza-setevogo-trafika (дата обращения: 02.09.2024).

5. *Мокеев В. В., Соломахо К. Л.* Об использовании метода главных компонент для анализа деятельности предприятий // Вестник ЮУрГУ. Сер.: Экономика и менеджмент. – 2013. – № 3. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/ob-ispolzovanii-metoda-glavnyh-komponent-dlya-analiza-deyatelnosti-predpriyatiy (дата обращения: 02.09.2024).

6. *Семенов В. В.* Подход к формированию информативных признаков в задачах мониторинга информационной безопасности киберфизических систем // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2021. – № 6. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/podhod-k-formirovaniyu-informativnyh-priznakov-v-zadachah-monitoringa-informatsionnoy-bezopasnosti-kiberfizicheskih-sistem (дата обращения: 02.09.2024). – DOI: 10.17586/2226-1494-2021-21-6-887-894.

7. *Померанцев А. Л.* Метод Главных Компонент (PCA) // CHEMOMETRICS.RU: Российское Хемометрическое Общество. – URL: https://www.chemometrics.ru/books/Метод-главных-компонент.pdf (дата обращения: 02.09.2024).

8. Principal Manifolds for Data Visualisation and Dimension Reduction, LNCSE 58 / A. N. Gorban [et al.]. – Berlin; Heidelberg: Springer, 2007. – 330 p.

9. *Pearson K.* On lines and planes of closest fit to systems of points in space // Philosophical Magazine. – 1901. – Vol. 2, № 6. – P. 559–572.

10. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности / С. А. Айвазян [и др.]. – М. : Финансы и статистика, 1989. – 607 с.

11. *Денисенко А. А.* Исследование методов сокращения размерности в задаче распознавания образов // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. – 2020. – № 12. – С. 65–69. – URL: https://applied-research.ru/ru/article/view?id=13161 (дата обращения: 02.09.2024). – DOI: 10.17513/mjpfi.13161.

12. Минимизация пространства поисковых признаков в информационной системе / Н. Г. Федотов [и др.]. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/minimizatsiya-prostranstva-poiskovyh-priznakov-v-informatsionnoy-sisteme (дата обращения: 02.09.2024).

13. *Минкин А. С., Николаева О. В., Руссков А. А.* Сжатие гиперспектральных данных методом главных компонент. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/szhatie-giperspektralnyh-dannyh-metodom-glavnyh-komponent (дата обращения: 02.09.2024). – DOI: 10.18287/2412-6179-CO-806.

14. *Шарамет А. В.* Снижение размерности данных в системах многоканальной пространственно-временной обработки информации // Вестник ВГТУ. – 2023. – № 1. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/snizhenie-razmernosti-dannyh-v-sistemah-mnogokanalnoy-prostranstvenno-vremennoy-obrabotki-informatsii (дата обращения: 02.09.2024). – DOI: 10.36622/VSTU.2023.19.1.016.

15. Методы минимизации размерности признакового пространства в системах с автоматической компьютерной генерацией признаков / Н. Г. Федотов [и др.] // НиКа. – 2009. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/metody-minimizatsii-razmernosti-priznakovogo-prostranstva-v-sistemah-s-avtomaticheskoy-kompyuternoy-generatsiey-priznakov (дата обращения: 02.09.2024).

16. *Жгун Т. В., Липатов А. В., Лемешова Д. Д.* Применение метода главных компонент для построения объективных показателей изменения качества системы // Современные информационные технологии и ИТ-образование. – 2015. – № 11. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-metoda-glavnyh-komponent-dlya-postroeniya-obektivnyh-pokazateley-izmeneniya-kachestva-sistemy (дата обращения: 02.09.2024).

17. Пат. 2623791 Рос. Федерация : МПК G05B 23/02. Способ определения оптимальной периодичности контроля состояния процессов / С. Г. Синев, М. А. Сорокин, П. Ю. Стародубцев, Е. В. Вершенник. – № 2016145678; заявл. 10.11.2016; опубл. 29.06.2017, Бюл. № 19. – 9 с.

18. Пат. 2658374 Рос. Федерация : МПК G05B 23/02. Способ определения оптимальной периодичности контроля состояния технических средств и систем при минимальном времени получения результата / В. В. Алашеев, А. В. Вершенник, Е. В. Вершенник [и др.]. – № 2017123456; заявл. 15.08.2017; опубл. 29.06.2018, Бюл. № 19. – 14 с.

19. Пат. 2718152 Рос. Федерация : МПК G05B 19/418. Способ определения оптимальной периодичности контроля состояния сложного объекта / Ю. И. Стародубцев, С. А. Иванов, Е. В. Вершенник [и др.]. – № 2019140544 ; заявл. 09.12.2019 ; опубл. 30.03.2020, Бюл. № 10. – 11 с.

20. Пат. 2764389 Рос. Федерация : МПК G05B 19/418. Способ контроля многопараметрического объекта / Ю. И. Стародубцев, С. А. Иванов, Е. В. Вершенник [и др.]. – № 2020123456; заявл. 05.12.2020; опубл. 17.01.2022, Бюл. № 2. – 18 с.

21. *Бенгфорт Б.* Прикладной анализ текстовых данных на Python. Машинное обучение и создание приложений обработки естественного языка. – СПб. : Питер, 2019. – 368 с.

22. *Андреас М.* Введение в машинное обучение с помощью Python. Руководство для специалистов по работе с данными. – М. : Альфа-книга, 2017. – 487 с.

Р. И. Алтунин

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПУНКТА ПРОСТРАНСТВЕННО-РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ СЕТИ ДЛЯ ЭТАЛОНИРОВАНИЯ ГИРОКОМПАСА ПОДВИЖНОГО ОБЪЕКТА В УСЛОВИЯХ ДЕФИЦИТА ВРЕМЕННОГО РЕСУРСА

Рассматривается решение задачи сокращения времени выполнения геодезических работ с помощью информации специально разработанного программно-аппаратного комплекса. Установленная на подвижном основании программа может выступать в качестве дополнительного источника навигационной информации без использования сигналов космических навигационных систем. С ее помощью определяются расстояние и время маршрута до наиболее выгодного расположения пункта геодезической сети, на котором предполагается выполнение работ. Описываются алгоритм формирования данных параметров и методика применения аппаратно-программного комплекса.

Ключевые слова: программно-аппаратный комплекс, геодезические работы, астрономический азимут, маршрут движения, исходные геодезические данные.

ВВЕДЕНИЕ

На данный момент в различных сферах деятельности активно ведутся разработки, направленные не только на повышение точности процессов, но и на развитие логистики. Это связано с тем, что время можно считать одним из самых главных ресурсов в современном мире. Успех выполнения множества задач напрямую зависит от грамотного управления временем. Несмотря на обилие проведенных исследований, необходимость в новых методах сокращения времени выполнения задач продолжает оставаться актуальной.

Система управления подвижного объекта имеет в своем составе информационно-измерительные системы и устройства (ИИСУ), измеряющие параметры движения объекта и вырабатывающие сигналы, которые поступают в устройство формирования управляющих команд. Оно может быть простым усилительно-преобразующим устройством аналогового типа или цифровой вычислительной системой, задающей программу движения, воспринимающей сигналы с ИИСУ и формирующей управляющие сигналы, в соответствии с которыми исполнительные органы осуществляют непосредственное управление объектом [1].

Одним из таких устройств является автоматический гирокомпас, с помощью которого определяется астрономический азимут направления, используемый на различного рода подвижных объектах для управления движением. Как известно, при любом измерении неизбежно возникновение погрешностей из-за ряда причин. Помимо этого, изменение конструктивных параметров в течение длительного срока эксплуатации систем и узлов гирокомпаса и в результате переходных процессов в момент их включения считается основным источником погрешностей измерений азимута [2]. Не исключен и факт отказа или сбоя в аппаратуре гирокомпаса, который приведет подвижный объект в состояние неэффективности. Возникает проблемная ситуация автоматического управления движением объекта. Для ее решения требуется проведение эталонирования (калибровки) и обеспечение автоматического гирокомпаса необходимой навигационной информацией.

В данной статье рассматривается методика повышения оперативности определения геодезических данных для подвижных объектов.

С целью повышения оперативности выполнения геодезических работ был разработан программно-аппаратный комплекс, который может устанавливаться на объектах с подвижным основанием. Данный комплекс позволяет выбрать наиболее подходящий пункт государ-

ственной геодезической сети (ГГС) для проведения работ. Выбор происходит относительно расстояния до пункта ГГС и совокупного времени прибытия к нему подвижного объекта и геодезической группы, которая выполнит измерения азимута.

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА

Пусть подвижный агрегат R движется по маршруту L, заданному совокупностью точек $\{M_i\}$, где $M_i = (x_i, y_i)$, $1 \le i \le n$. В районе проведения геодезических работ и вдоль маршрута L расположены геодезические пункты $G_j(u_j, v_j)$, $1 \le i \le n$, предназначенные для контрольных и ремонтных операций с подвижным агрегатом в случае появления сигнала об ошибках в системе навигации. При появлении такого сигнала неисправности возникает необходимость в проведении контроля технических характеристик (эталонирования) системы навигации агрегата на любом из пунктов ГГС в районе проведения работ. Необходимо решить задачу поиска пункта ГГС с минимальными временными затратами на передвижение к нему. При этом следует учитывать время, которое потребуется геодезической группе, выдвинутой для выполнения работ по эталонированию системы навигации подвижного агрегата.

Если за начало отсчета времени принять момент выхода из строя системы навигации, то время неисправности агрегата будет определяться как

$$t_{\text{ни}} = t_n + t_r, \tag{1}$$

где t_n – это время, определяемое временем t_k перемещения агрегата от момента обнаружения неисправности до прибытия к выбранному геодезическому пункту и временем перемещения t_p геодезической группы до выбранного пункта. Тогда

$$t_c = \max\{t_k, t_p\}. \tag{2}$$

Пусть t_r – это время проведения контроля точностных характеристик системы навигации агрегата на выбранном пункте ГГС. Тогда возникает задача по выбору геодезического пункта G, чтобы время состояния неисправности системы навигации агрегата было минимальным.

Рассмотрим решение данной задачи.

Пусть $M_0(x_0, y_0)$ – точка на маршруте, в которой обнаружена неисправность. Для каждого геодезического пункта $G_j \in \{G_j\}_1^m$ определим следующие величины:

d_{k_j} – расстояние от $M_0(x_0, y_0)$ до $G_j(u_j, v_j)$,

$$d_{k_j} = \sum_{(i)} \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}, \tag{3}$$

где суммирование распространяется на все точки M_i, лежащие на маршруте между M_0 и G_j;

d_{r_j} – расстояние от пункта выезда геодезической группы до пункта G_j ,

$$d_{r_j} = \sum_{(i)} \sqrt{(x_{i+1} - x_i)^2 + (y_{i+1} - y_i)^2}, \tag{4}$$

где суммирование распространяется на все точки M_i, лежащие на маршруте между пунктом выезда и геодезическим пунктом G_j;

t_{k_j} – время движения подвижного агрегата от M_0 и G_j, $t_{k_j} = \frac{d_{k_j}}{v_k}$;

v_k – скорость движения подвижного агрегата по маршруту выполнения геодезических работ;

t_{r_j} – время движения расчета геодезической группы до G_j, $t_{r_j} = \frac{d_{r_j}}{v_r}$;

v_r – скорость движения расчета геодезической группы.

Составим матрицу

$$P = \begin{bmatrix} t_{k_1} & t_{k_2} & \cdots & t_{k_m} \\ t_{r_1} & t_{r_2} & \cdots & t_{r_m} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Если $t_{k_i} > t_{r_i}$, то $t_i = t_{k_i}$ или если $t_{r_i} > t_{k_i}$, то $t_i = t_{r_i}$. В результате получим

$$P_0 = [\, t_1 \quad t_2 \quad \cdots \quad t_m], \quad (6)$$

где $t_i = \max\{t_{k_i}, t_{r_i}\}$.

По матрице P_0 определим

$$t_{i^*} = \min_{1 \le i \le m}\{t_i\}. \quad (7)$$

Тогда i^* – номер геодезического пункта, на котором следует производить работы по контролю точностных характеристик системы навигации подвижного агрегата, а $t_{\text{ни}}$ – минимальное время неисправности подвижного агрегата, $t_{\text{ни}} = t_{i^*} + t_r$.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПУНКТА ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ СЕТИ

Программно-аппаратный комплекс включает в себя специальное программное обеспечение, разработанное с использованием программной среды Delphi, и штатную ЭВМ планшетного типа, размещенную на панели управления подвижного агрегата. Интерфейс программного обеспечения изображен на рис. 1. Данный продукт совместим с любым компьютерным программным обеспечением и подходит для работы как в Windows, так и в Astra Linux.

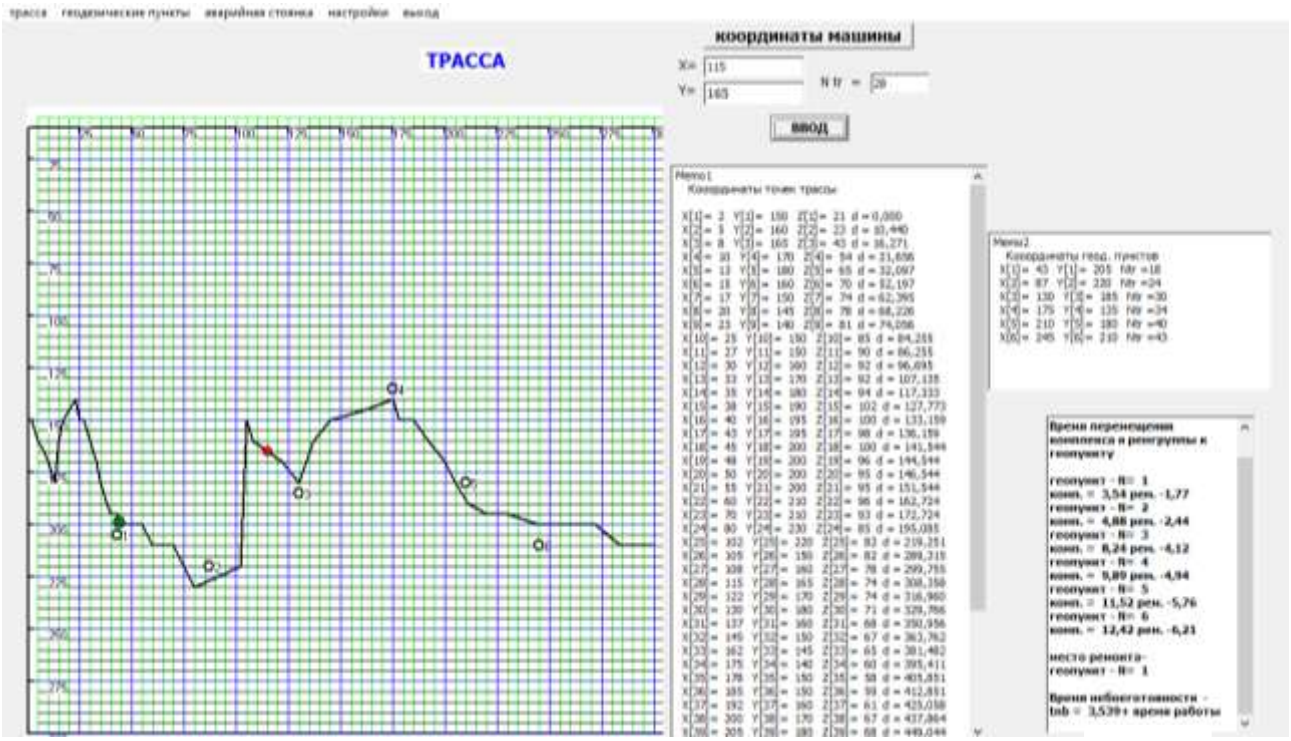
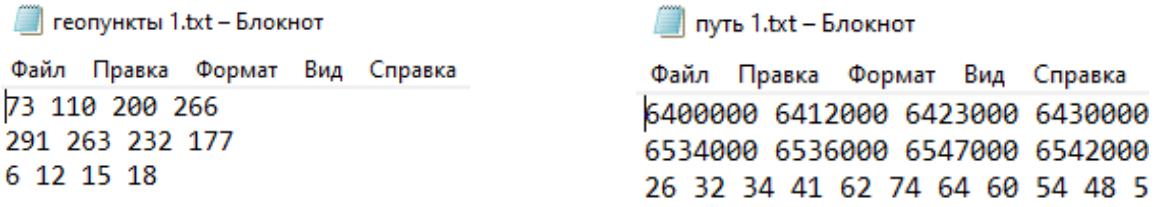


Рис. 1. Интерфейс программного обеспечения

Главной особенностью данной программы является точный математический расчет времени и расстояния с учетом скорости движения самого подвижного агрегата, на котором установлена программа, и скорости движения геодезической группы, оказывающей технологическую помощь по восстановлению работоспособности агрегата.

Методика выбора пункта геодезической сети включает в себя 10 этапов, которые рассмотрены ниже.

Этап 1. Подготовительный этап необходим для ввода в программу координат пунктов ГГС, расположенных в районе работ, и других исходных данных. Нужные данные вносятся вручную в текстовом редакторе «Блокнот» (рис. 2).



а) б)

Рис. 2. Ввод координат пунктов ГГС (а) и координат точек маршрута (б)

1.1. Ввести координаты границ района проведения геодезических работ.
1.2. Ввести координаты точек маршрутов в районе выполнения работ.
1.3. Ввести координаты пунктов ГГС, что позволит:
– отобразить на схеме нужные пункты ориентирной сети;
– произвести расчеты времени и расстояний движения до любого из них.

Этап 2. Этап движения по маршруту и выполнения работ. При выполнении геодезических работ и движении по маршруту в штатном режиме помощь и сопровождение аппаратно-программного комплекса не требуется. При выходе из строя оборудования и узлов системы навигации возникает необходимость в проведении эталонирования и коррекции технических характеристик оборудования. Теперь рассмотрим порядок действий применения программно-аппаратного комплекса.

2.1. Установить местонахождение подвижного агрегата, его координаты. Бортовая система навигации агрегата включает в себя список координат точек движения на маршруте, которые отслеживаются в движении и должны быть внесены в программно-аппаратный комплекс при устранении неисправности.

Этап 3. Запустить программно-аппаратный комплекс двойным щелчком по иконке «Project1.exe» (рис. 3).

.

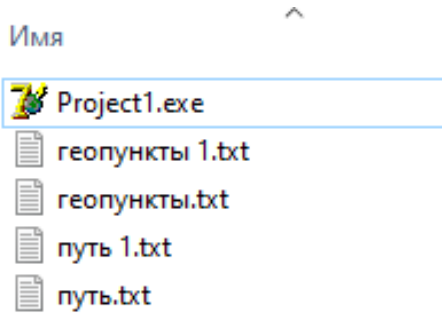


Рис. 3. Запуск программно-аппаратного комплекса

Этап 4. В появившемся окне выполнить загрузку маршрута движения, нажав в верхней левом углу клавишу «трасса» (рис. 4).

Этап 5. В появившемся окне выбрать название соответствующего маршрута (рис. 5).

Этап 6. Произвести аналогичным действием загрузку списка координат пунктов ГГС (рис. 6). Далее на экране отобразится информация, как показано на рис. 6.

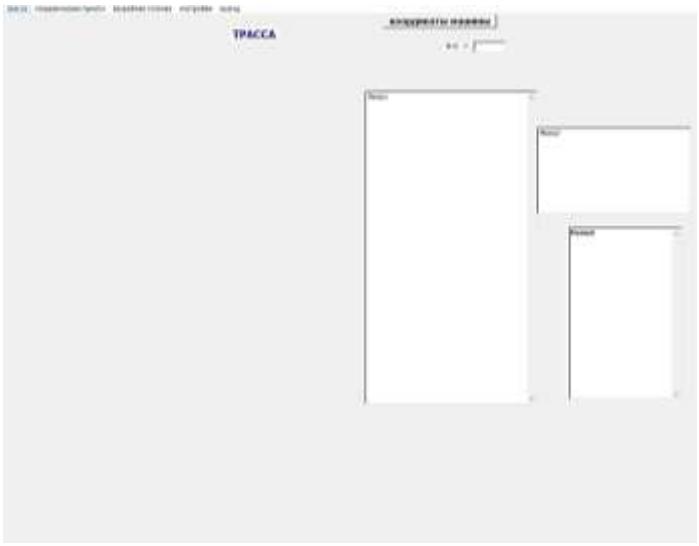


Рис. 4. Загрузка координат маршрута движения

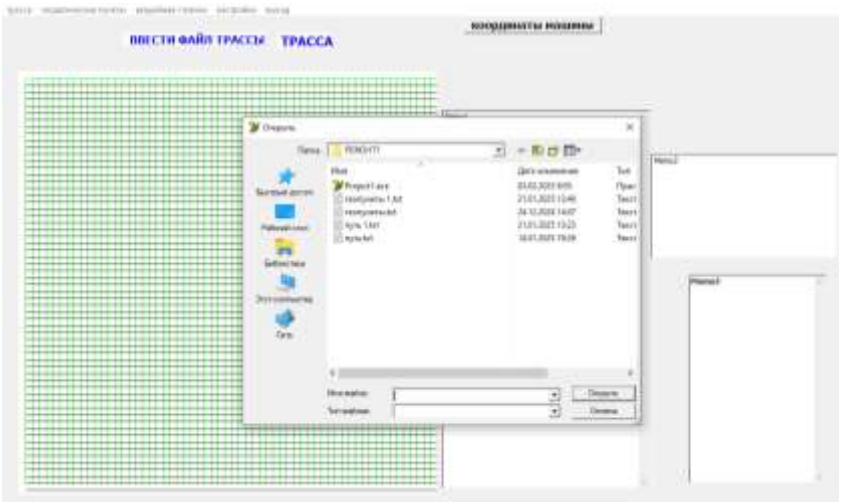


Рис. 5. Выбор списка координат маршрута

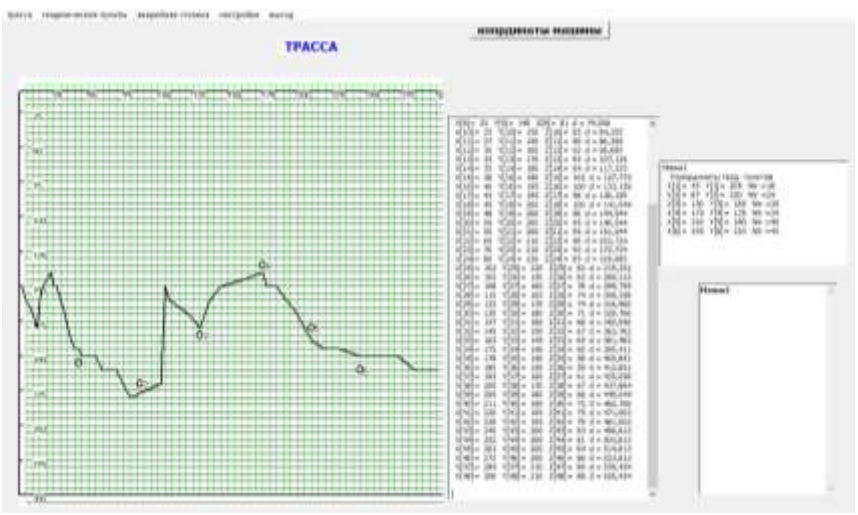


Рис. 6. Отображение схемы и списков координат маршрута и пунктов ГГС

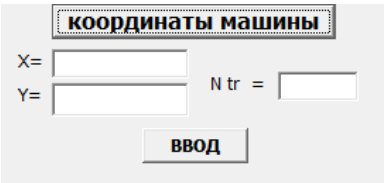


Рис. 7. Окно для ввода координат местонахождения подвижного агрегата

Этап 7. Выполнить ввод координат (X, Y), порядковый номер точки маршрута (N tr) и нажать клавишу «ВВОД» (рис. 7).

После ввода всей необходимой информации интерфейс будет иметь вид, представленный на рис. 8. На схеме с маршрутом движения и пунктами ГГС местоположение подвижного агрегата обозначится красным маркером.

Этап 8. В меню верхней строки нажать клавишу «настройки» и в появившемся окне ввести значения средней скорости движения подвижного агрегата и скорости геодезической группы по оказанию технологической помощи в устранении неисправности (рис. 9). Также ввести число точек маршрута и количество пунктов ГГС.

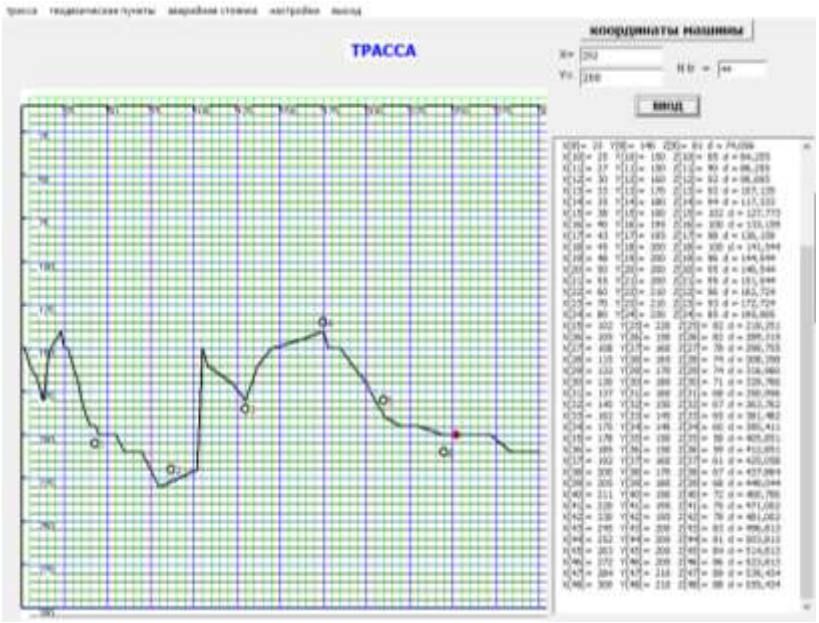


Рис. 8. Отображение местонахождения подвижного агрегата

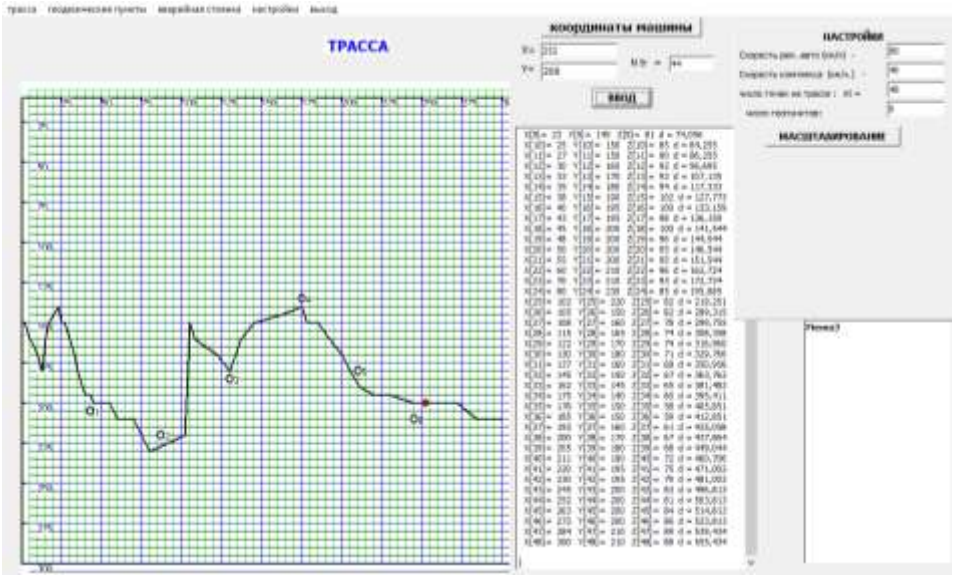


Рис. 9. Ввод значений в окне «настройки»

Этап 9. После ввода всех необходимых настроек нажать на клавишу «аварийная стоянка». Программа произведет расчет времени, расстояния до всех пунктов ГГС для подвижного агрегата с неисправностью системы навигации и для геодезической группы. На схеме маршрута появятся точка, обозначенная зеленым маркером, которая предлагается программой для проведения работ по устранению неисправности, и окно с расчетом времени (рис. 10).

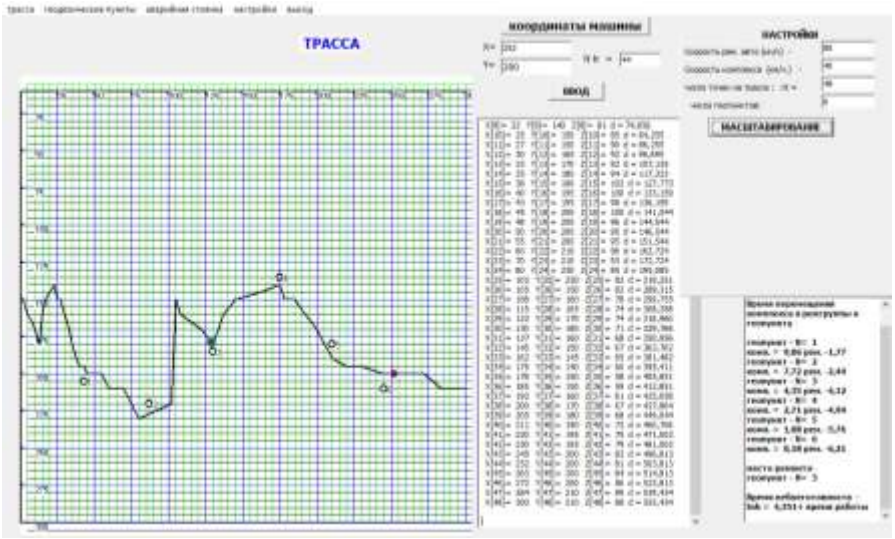


Рис. 10. Конечный результат выбора пункта ГГС

В появившемся окне (рис. 11) отобразится время в долях часа, которое затратят подвижный агрегат и геодезическая группа на движение к тому или иному пункту ГГС для выполнения работ по эталонированию системы навигации.



Рис. 11. Расчет временных затрат на движение

Этап 10. Выполнить переезд к назначенному пункту.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Программно-аппаратный комплекс, описание работы которого приведено выше, позволяет существенно сократить время в определении выбора пункта государственной геодезической сети для описанной специфики полевых геодезических работ. Способ применения дан-

ной программы очень прост и не требует специальной подготовки пользователя. Одним из преимуществ программного продукта является и то, что после выполнения операции подготовительного этапа поиск пунктов ГГС и передвижение до них может осуществляться без использования космических навигационных систем. Это делает программно-аппаратный комплекс автономным вспомогательным механизмом.

Процесс формирования измерительных параметров данного комплекса может использоваться в любой сфере деятельности по улучшению либо развитию логистических решений.

Автор благодарен А. Н. Гриню, А. И. Яковлеву, А. В. Астаповичу и В. Ф. Алексееву за полезные замечания при обсуждении статьи.

Список использованных источников

1. *Котов Н. И.* Информационно-измерительные системы и устройства в системах управления : учеб. пособие. – Серпухов : СВИРВ, 2009. – 13 с.

2. *Шолохов А. В., Котов Н. И.* Военные системы навигации : учеб. пособие. – М. : ВА им. Петра Великого (ф-л в г. Серпухове Московской обл.), 2016. – 9 с.

Р. И. Алтунин;
Д. Д. Колесников,
кандидат технических наук;
А. И. Яковлев,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ АСТРОНОМИЧЕСКОГО АЗИМУТА С ПОМОЩЬЮ СПУТНИКОВОЙ ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ АППАРАТУРЫ И УКЛОНЕНИЙ ОТВЕСНЫХ ЛИНИЙ ПО АНОМАЛИИ ВЫСОТЫ КВАЗИГЕОИДА

Получение астрономического азимута со средней квадратической ошибкой не более 1″ с использованием аппаратуры потребителей космических навигационных систем возможно, если сначала определить геодезический азимут, а от него осуществить переход к астрономическому.

Целью работы являются поиск способа, позволяющего получать высокоточные астрономические азимуты, и оперативное определение составляющих уклонений отвесных линий с точностью не более 1″.

Определение астрономического азимута выполнялось относительным методом аппаратурой потребителей космических навигационных систем, с помощью которой были получены приращения координат высокой точности. Составляющие уклонений отвесных линий определялись по разности высот квазигеоида.

Данный метод определения высокоточных азимутов является наиболее эффективным на средних и больших расстояниях. С его помощью становится возможным оперативное получение составляющих уклонений отвесных линий с точностью не более 1″.

Ключевые слова: астрономический азимут, спутниковая навигационная аппаратура, уклонения отвесной линии, аномалия высоты, разность высот квазигеоида, относительный метод.

ВВЕДЕНИЕ

В определении астрономического азимута A_a со средней квадратической ошибкой (СКО) $m_{\text{A}_\text{a}} \leq 0{,}5''$ может использоваться аппаратура потребителей космических навигационных систем (АПКНС). Астрономический азимут получается путем введения поправок за уклонения отвесной линии в геодезический азимут, определенный АПКНС. Метод определения азимутов заключается в следующем.

Геодезический азимут ориентирных направлений определяют из приращений координат [1, 2]. В отличие от абсолютных методов, которые устанавливают местоположение в глобальной системе координат, в относительном методе используется разница между координатами различных точек. Это позволяет уменьшить влияние ошибок, связанных с атмосферными условиями и другими факторами. Для повышения точности измерений используются увеличение продолжительности обсервационных сессий и дифференциальная корректировка. Это достигается путем установки базовой станции с известными координатами, которая сравнивает свои измерения с данными от спутников и передает коррекционные данные другим приемникам.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АСТРОНОМИЧЕСКОГО АЗИМУТА С ПОМОЩЬЮ СПУТНИКОВОЙ ГЕОДЕЗИЧЕСКОЙ АППАРАТУРЫ

С использованием аппаратуры космических навигационных систем возможно получение геодезического азимута A_Γ в следующем виде [1]:

$$A_{ij}^{\Gamma} = \arctan\frac{Y'_{ij}}{X'_{ij}}, \qquad (1)$$

где X'_{ij}, Y'_{ij}, Z'_{ij} – топоцентрические горизонтные координаты точки j относительно точки i, которые вычисляются по формуле

$$\begin{bmatrix} X'_{ij} \\ Y'_{ij} \\ Z'_{ij} \end{bmatrix} = A^{\mathrm{T}} \cdot \begin{bmatrix} \Delta X_{ij} \\ \Delta Y_{ij} \\ \Delta Z_{ij} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Здесь A – матрица для перехода к топоцентрическим горизонтным координатам, вычисляемая по формуле [3]

$$A = \begin{bmatrix} -\sin B_i \cos L_i & -\sin L_i & \cos B_i \cos L_i \\ -\sin B_i \sin L_i & \cos L_i & \cos B_i \sin L_i \\ \cos B_i & 0 & \sin B_i \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где B_i, L_i – геодезические координаты начальной точки.

Если пренебречь методическими погрешностями перевычисления координат, то формула СКО определения геодезического азимута будет иметь вид

$$m_{A_\Gamma} = \frac{\rho m_p}{S}, \quad (4)$$

где ρ – постоянная ($\rho = 206\,265''$);
m_p – СКО измерения приращений координат между точками;
S – расстояние между точками установки антенн АПКНС, приведенное на плоскость горизонта,

$$S = \sqrt{(\Delta X)^2 + (\Delta Y)^2}. \quad (5)$$

Ожидаемая СКО определения геодезических азимутов ориентирных направлений m_{A_Γ} аппаратурой потребителей КНС при точности определения приращений координат $m_p = (5\pm1)$ мм на 1 км расстояния составляет $0{,}5''$ для расстояния 4 км.

Для перехода к астрономическому азимуту используется формула [3]

$$A_a = A_\Gamma + (\lambda - L)\sin\varphi + \left(\xi \sin A_\Gamma - \eta \cos A_\Gamma\right)\operatorname{ctg} z, \quad (6)$$

где z – зенитное расстояние направления;
ξ – составляющая уклонения отвесной линии в меридиане;
η – составляющая уклонения отвесной линии в первом вертикале.

В связи с этим возникает необходимость в определении составляющих уклонений отвесных линий (СУОЛ) ξ и η.

Наиболее эффективным и экономически целесообразным является метод определения составляющих уклонений отвесных линий по разности геодезической высоты, определенной АПКНС, и высоты, определенной из геометрического нивелирования (аномалии высоты).

Согласно [4]

$$\Delta\zeta = -\left(\xi \cos A + \eta \sin A\right) S / \rho, \quad (7)$$

где S – расстояние между пунктами;
$\Delta\zeta$ – разность высот квазигеоида.

Вычислив разность высоты квазигеоида по результатам сопоставления геометрического нивелирования с превышениями, определенными с использованием АПКНС для каждой линии нивелирования, можем составить N уравнений вида (7) и найти составляющие уклонения в точке. Суть уравнительных вычислений, в ходе которых определяются значения ξ и η, будет сводиться к следующему. Производится составление уравнения поправок вида

$$V = \left(\frac{\partial \Phi}{\partial X_N} \right) X_N - \Phi_N, \tag{8}$$

где N – число линий нивелирования, $N = 1, 2, 3\ldots$;

X_N – значение искомых параметров в исследуемой точке, $X_N = \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix}$;

Φ_N – вектор свободных членов, $\Phi_N = -\frac{\Delta\zeta\rho}{S} = L.$

Соотношение $\left(\frac{\partial \Phi}{\partial X_N} \right)$ из уравнения (8) определяется следующим выражением:

$$\left(\frac{\partial \Phi}{\partial X_N} \right) = B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{21} \\ b_{12} & b_{22} \\ b_{13} & b_{23} \\ \cdots & \cdots \\ b_{N1} & b_{N2} \end{bmatrix}, \text{ где } b_{11} = \cos A;\ b_{12} = \sin A \ldots$$

Наличие избыточных зависимостей позволяет решить уравнение (8) при условии $V^T PV = \min$. Составив и решив нормальные уравнения вида $X = -(B^T B)^{-1} B^T L$, вычисляются ξ и η.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ УКЛОНЕНИЙ ОТВЕСНЫХ ЛИНИЙ ПО АНОМАЛИЯМ ВЫСОТЫ

Определение СУОЛ производилось на двух топогеодезических полигонах (ТГП): ТГП «Лехтуси» в Ленинградской области и ТГП «Боровичи» в Новгородской области. Получены составляющие уклонения отвесной линии относительно эллипсоида Красовского в ТГП «Лехтуси» и составляющие уклонения отвесной линии относительно общеземного эллипсоида WGS-84 в ТГП «Боровичи».

Определения производились высокоточным электронным тахеометром Leica TC 2003, спутниковой геодезической аппаратурой 14Ц8030 и Topcon GB-1000.

Определены СУОЛ как без исходной основы, так и с одним пунктом с известными составляющими уклонения отвесной линии.

Составляющие уклонения отвесной линии относительно общеземного эллипсоида (WGS-84) приведены в табл. 1, 2.

Составляющие уклонения отвесной линии относительно эллипсоида Красовского (СК-42) приведены в табл. 3, 4.

Таблица 1

Значения уклонений отвесных линий, вычисленные на пунктах сети триангуляции без использования исходных пунктов ТГП «Боровичи»

Значения УОЛ	Определяемые пункты					
	Сушани			Учебный центр		
	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$
Исходные	-5,79	-0,17	–	-5,88	0,26	–
Полученные	Количество исходных направлений – 3					
	-5,17	-0,63	0,62 -0,46	-5,19	-0,63	0,69 -0,89
	Количество исходных направлений – 2					
	-5,18	-0,64	0,61 -0,47	-5,19	-0,63	0,69 -0,89
	Количество исходных направлений – 2					
	-5,17	-0,63	0,62 -0,46	-5,19	-0,62	0,69 -0,88

Таблица 2

Значения уклонений отвесных линий, вычисленные на пунктах сети триангуляции с использованием исходного пункта ТГП «Боровичи»

Значения УОЛ	Определяемые пункты					
	Сушани			Учебный центр		
	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$
Исходные	-5,79	-0,17	–	-5,88	0,26	–
Полученные	Количество исходных направлений – 3					
	-5,42	-0,33	0,37 -0,16	-5,22	-0,03	0,66 -0,29
	Количество исходных направлений – 2					
	-5,91	-0,11	-0,12 0,05	-5,76	-0,20	0,12 -0,46

Таблица 3

Значения уклонений отвесных линий, вычисленные на пунктах сети триангуляции без использования исходных пунктов ТГП «Лехтуси»

Значения УОЛ	Определяемые пункты					
	СМТ-4			АС-1		
	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$
Исходные	1,26	-3,15	–	0,94	-3,34	–
Полученные	Количество исходных направлений – 3					
	0,59	-3,82	-0,67 -0,67	-0,06	-3,82	-1,00 -0,48
	Количество исходных направлений – 2					
	0,46	-3,48	-0,80 -0,33	1,80	-2,57	0,86 0,77
	Количество исходных направлений – 2					
	0,45	-3,48	-0,81 -0,33	-0,08	-4,13	-1,02 -0,79

Таблица 4

Значения уклонений отвесных линий, вычисленные на пунктах сети триангуляции с использованием исходного пункта ТГП «Лехтуси»

Значения УОЛ	Определяемые пункты					
	СМТ-4			АС-1		
	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$	ξ''	η''	$m''\xi$ $m''\eta$
Исходные	1,26	-3,15	–	0,94	-3,34	–
Полученные	Количество исходных направлений – 3					
	0,47	-3,51	-0,79 -0,36	0,86	-3,19	-0,08 0,15
	Количество исходных направлений – 2					
	0,58	-3,29	-0,68 -0,14	-0,17	-3,83	-1,05 -0,49

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного эксперимента порядок определения азимутов направлений с использованием аппаратуры потребителя космических навигационных систем будет состоять из следующих пунктов:

1. Закрепление на местности центров пунктов ориентирного направления.
2. Выполнение спутниковых измерений длительностью до шести часов и определение приращений координат ΔX, ΔY, ΔZ.
3. Выполнение преобразования приращений координат точки 2 относительно точки 1 в топоцентрические горизонтные координаты по формуле (1).
4. Вычисление геодезического азимута A_Γ из решения обратной геодезической задачи.
5. Выполнение высокоточного определения превышения между центрами пунктов.
6. Вычисление составляющих уклонений отвесных линий в меридиане ξ и в первом вертикале η.
7. Выполнение перехода от геодезического азимута A_Γ к астрономическому A_a.
8. Передача астрономического азимута на требуемые направления с помощью выполнения круговых измерений углов.

Метод был апробирован посредством определения азимута эталонного направления длиной 506 м на полигоне в поселке Лехтуси Ленинградской области с помощью двух комплектов двухчастотных приемников Topcon GB-1000.

Продолжительность синхронных наблюдений составила 45 мин, решение выполнено не менее чем на 95%, геометрический фактор не превысил 6 единиц. Расхождение полученного азимута направления с его значением, известным из высокоточных астрономических определений, составило менее 1″.

На основании выполненных экспериментов были сделаны следующие выводы:

1. Данный метод определения азимутов является наиболее эффективным на средних и больших расстояниях и позволяет оперативно получать составляющие уклонения отвесной линии с точностью не более 1″.
2. Точность определения уклонений отвесных линий, вычисленных через разность геодезических и нормальных высот можно увеличить, если в обработку добавить точные эфемериды спутников.
3. Исследуемый способ не требует исходной астрономо-геодезической основы.
4. Точность определения составляющих уклонения отвесной линии зависит от точности определения аномалий высоты (разности определения высот).

Список использованных источников

1. *Алексеев В. Ф., Марковкин Н. Д., Яковлев А. И.* Методика определения геодезических азимутов с использованием аппаратуры потребителей космических навигационных систем // Записки горного института. – 2001. – Т. 146. – С. 185–187.

2. *Яковлев А. И., Бойцов А. А., Прокофьев А. В.* Определение эталонных направлений с использованием аппаратуры потребителей космических навигационных систем // Вопросы оборонной техники. Сер. 9 : Специальные системы управления, следящие приводы и их элементы. – 2012. – № 4 (256). – С. 73–79.

3. Сфероидическая геодезия и методы изучения фигуры Земли / Н. К. Кравцов [и др.]. – М. : Высшая геодезия, 1985. – Ч. 3. – 320 с.

4. *Яковлев А. И.* Определение составляющих уклонения отвесной линии с использованием аппаратуры потребителей космических навигационных систем // Записки горного института. – 2004. – Т. 156. – С. 238–241.

А. В. Астапович,
кандидат технических наук, доцент;
А. В. Прокофьев,
кандидат технических наук, доцент

МОДЕЛЬ ПРИБЛИЖЕНИЯ КВАЗИГЕОИДА АЛГЕБРАИЧЕСКИМИ ПОЛИНОМАМИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ИНЖЕНЕРНО-ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ ИЗЫСКАНИЙ НА ТЕРРИТОРИИ САНКТ-ПЕТЕРБУРГА И ЛЕСОПАРКОВОЙ ЗОНЫ

В статье предложен алгоритм построения локальной модели квазигеоида для уточнения глобальной модели EGM-2008 на территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны. Метод основан на аппроксимации отклонений глобальной модели от поверхности квазигеоида с использованием алгебраических полиномов. Приведены необходимые формулы для вычисления параметров модели и оценки ее точности. Представлены экспериментальные исследования, которые подтвердили эффективность предложенного подхода. Построенная модель второго порядка позволяет преобразовывать геодезические высоты, полученные с помощью глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), в нормальные высоты Балтийской системы 1977 года со средней квадратической погрешностью около 2 см. Результаты работы имеют практическое значение для повышения точности инженерно-геодезических изысканий, выполняемых с использованием спутниковых методов космической геодезии.

Ключевые слова: квазигеоид, глобальная модель геоида, аппроксимация полиномами, преобразование высот, инженерно-геодезические изыскания, Санкт-Петербург.

ВВЕДЕНИЕ

При создании современными технологиями инженерно-топографических планов необходимо преобразовывать геодезические высоты в Балтийскую систему 1977 года. Это требует учета аномалий высоты, которые могут быть определены с помощью глобальных моделей геоида, таких как EGM-2008. Однако точность глобальных моделей может быть недостаточной для локальных территорий [1, 3, 5]. Налицо противоречие между оперативностью и точностью создания исходной высотной геодезической основы для обеспечения инженерно-геодезических изысканий, проектирования и строительства инфраструктуры города, которое может быть разрешено на основе использования локальных моделей квазигеоида.

В этой связи построение локальной модели квазигеоида является актуальной задачей, решение которой вызывает практический интерес для представления в системе нормальных высот результатов изысканий, выполненных с использованием ГНСС-технологий.

В данной работе приведен алгоритм построения локальных моделей квазигеоида и представлены результаты проверки метода на примере построения модели квазигеоида для территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть инженерно-геодезические изыскания для проектирования и строительства объектов инфраструктуры выполняются с использованием технологии воздушного лазерного сканирования и цифровой аэрофотосъемки.

Для повышения точности определения спутниковыми методами нормальных высот точек местности требуется выполнить построение модели поправок, которая уточнит глобальную модель EGM-2008 в локальном районе и тем самым повысит точность преобразования геодезических высот в Балтийскую систему 1977 года.

Построение локальной модели поправок предлагается выполнять по данным спутниковых геодезических определений на пунктах с известными нормальными высотами, полученными геометрическим нивелированием.

МЕТОД РЕШЕНИЯ

Для построения локальной модели квазигеоида могут использоваться различные методы, которые зависят от доступных данных, требуемой точности и масштаба исследований. Основными методами являются: гравиметрический, геометрический, комбинированный, спутниковый, численного моделирования и аналитический [2].

Гравиметрический метод основан на измерении аномалий силы тяжести и их интерпретации. Используются данные наземных гравиметрических съемок и решение задачи Стокса или Молоденского для вычисления высот квазигеоида.

В геометрическом методе требуется плотная сеть геодезических пунктов, на которых выполнены ГНСС-определения и высокоточное геометрическое нивелирование.

Комбинированный метод объединяет гравиметрические и геодезические данные.

Спутниковые методы применяются в прибрежных зонах и на акватории. Используют данные спутниковой альтиметрии.

Численное моделирование используется для локальной коррекции глобальных моделей геоида применением методов интерполяции для уточнения модели.

Аналитические методы основаны на использовании сферических гармоник или других математических моделей для аппроксимации квазигеоида.

Для решения поставленной задачи целесообразно применить аппроксимационный подход, поскольку является одним из наиболее точных и простых способов построения локальной модели квазигеоида [4]. Он позволяет учесть отклонения глобальной модели геоида (EGM-2008) от реальной поверхности квазигеоида на локальной территории. Этот метод основан на использовании данных геодезических пунктов с известными нормальными и геодезическими высотами, полученными соответственно геометрическим нивелированием и спутниковыми методами космической геодезии.

Таким образом, по имеющимся разностям $H - H^{\gamma}$ требуется построить для территории локального района аналитическую модель поправок к глобальной модели геоида EGM-2008 для преобразования высот, полученных спутниковыми методами, в Балтийскую систему высот 1977 года.

Для построения модели квазигеоида на каждом геодезическом пункте по данным, полученным спутниковым и геометрическим нивелированием, вычисляются аномалии высот квазигеоида ζ, которые представляются в виде

$$\zeta = H - H^{\gamma} = \zeta_{\mathrm{EGM-2008}} + \Delta_{\zeta},$$

где $\zeta_{\mathrm{EGM-2008}}$ – полученные по модели EGM-2008 значения высот геоида;
Δ_{ζ} – поправки к глобальной модели.

Разности $\Delta_{\zeta} = (H - H^{\gamma}) - \zeta_{\mathrm{EGM-2008}} = H^{\gamma}_{\mathrm{EGM-2008}} - H^{\gamma}$ представляют собой в заданных точках выборочные значения непрерывной дифференцируемой функции (дискретные значения отклонения глобальной модели геоида от поверхности квазигеоида):

$$\Delta_{\zeta_1}, x_1, y_1;$$
$$\Delta_{\zeta_2}, x_2, y_2;$$
$$\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots$$
$$\Delta_{\zeta_p}, x_p, y_p,$$

которые приближаются степенным полиномом

$$\Delta_\zeta = \sum_{i=0}^{k}\sum_{j=0}^{k} a_{ij}\, t_x^i t_y^j. \quad (1)$$

Здесь Δ_ζ – отклонение глобальной модели от поверхности квазигеоида;

a_{ij} – параметры полинома, подлежащие определению;

t_x и t_y – аргументы полинома (нормированные плоские или эллипсоидальные координаты точек на территории изысканий):

$$t_x = \frac{x - x_0}{\sigma_x} \text{ и } t_y = \frac{y - y_0}{\sigma_y},$$

где x_0 и y_0 – среднее значение координат узлов аппроксимации;

σ_x и σ_y – среднее квадратическое отклонение координат узлов аппроксимации от центральной точки (x_0, y_0).

Для определения параметров полинома по дискретным исходным данным составляется система линейных уравнений

$$\boldsymbol{v} = B_1\boldsymbol{\tau}_1 + B_2\boldsymbol{\tau}_2 + \cdots - \Delta_\zeta, \quad (2)$$

где B_1 – матрица коэффициентов при неизвестных параметрах $\boldsymbol{\tau}_1 = [a_{0.0} \;\; a_{1.0} \;\; a_{0.1}]^{\mathrm{T}}$,

$$B_1 = \begin{bmatrix} 1 & t_x & t_y \end{bmatrix};$$

B_2 – матрица коэффициентов при неизвестных параметрах $\boldsymbol{\tau}_2 = [a_{1.1} \;\; a_{2.0} \;\; a_{0.2}]^{\mathrm{T}}$…,

$$B_2 = \begin{bmatrix} t_x t_y & {t_x}^2 & {t_y}^2 \end{bmatrix}.$$

Параметры полинома определяются методом наименьших квадратов, применение которого минимизирует в узлах аппроксимации значения невязок $\boldsymbol{v}$ модели квазигеоида.

Для решения задачи определения параметров $\boldsymbol{\tau}$ предлагается метод последовательного повышения степени полинома, который позволяет учитывать результаты предыдущих решений.

Для построения полинома первой степени решаются уравнения:

$$\begin{gathered} \boldsymbol{v} = B_1\boldsymbol{\tau}_1 - \Delta_\zeta; \\ \boldsymbol{\tau}_1 = \left(B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta B_1\right)^{-1} B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta \Delta_\zeta; \\ P_1^0 = E - B_1\left(B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta B_1\right)^{-1} B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta; \\ [pv^2] = \Delta_\zeta^{\mathrm{T}} P_\zeta P_1^0 \Delta_\zeta; \\ \frac{[pv^2]}{r_1} = \mu^2. \end{gathered} \quad (3)$$

Если полученное значение дисперсии единицы веса $\frac{[pv^2]}{r_1} = \mu^2$ (r_1 – число степеней свободы) больше априорного значения μ_0^2, то выполняется второй шаг.

В модель добавляются квадратичные члены полинома и выполняется решение системы уравнений

$$\boldsymbol{v} = B_1\boldsymbol{\tau}_1 + B_2\boldsymbol{\tau}_2 - \Delta_\zeta$$

с учетом решения предыдущей системы. Решение может быть представлено сводкой формул:

$$\begin{gathered} P_1 = P_\zeta P_1^0; \\ \boldsymbol{\tau}_2 = (B_2^{\mathrm{T}} P_1 B_2)^{-1} B_2^{\mathrm{T}} P_1 \Delta_\zeta; \\ P_2^0 = E - B_2 (B_2^{\mathrm{T}} P_1 B_2)^{-1} B_2^{\mathrm{T}} P_1; \\ [pv^2] = \Delta_\zeta^{\mathrm{T}} P_1 \Delta_\zeta - \Delta_\zeta^{\mathrm{T}} P_1 B_2 \boldsymbol{\tau}_2; \end{gathered} \quad (4)$$

$$\frac{[pv^2]}{r_2} = \mu^2.$$

Если полученное значение дисперсии единицы веса $\frac{[pv^2]}{r_2} = \mu^2$ больше априорного значения μ_0^2, то выполняется следующий шаг.

В модель добавляются члены полинома третьей степени и выполняется решение системы уравнений

$$\boldsymbol{v} = B_1\boldsymbol{\tau}_1 + B_2\boldsymbol{\tau}_2 + B_3\boldsymbol{\tau}_3 - \Delta_\zeta$$

с учетом ранее полученных результатов.

Процесс повторяется до тех пор, пока дисперсия единицы веса не станет соответствовать требуемой точности приближения квазигеоида.

При достижении требуемой точности приближения квазигеоида искомые параметры модели вычисляются по формулам:

$$\begin{gathered}
\boldsymbol{\tau}_k = (B_k^{\mathrm{T}}P_{k-1}B_k)^{-1}B_k^{\mathrm{T}}P_{k-1}\Delta_\zeta; \\
\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots; \\
\boldsymbol{\tau}_3 = (B_3^{\mathrm{T}}P_2B_3)^{-1}B_3^{\mathrm{T}}P_2\Delta_\zeta - (B_3^{\mathrm{T}}P_2B_3)^{-1}B_3^{\mathrm{T}}P_2(B_4\boldsymbol{\tau}_4 + \dots + B_k\boldsymbol{\tau}_k); \\
\boldsymbol{\tau}_2 = (B_2^{\mathrm{T}}P_1B_2)^{-1}B_2^{\mathrm{T}}P_1\Delta_\zeta - (B_2^{\mathrm{T}}P_1B_2)^{-1}B_2^{\mathrm{T}}P_1(B_3\boldsymbol{\tau}_3 + B_4\boldsymbol{\tau}_4 + \dots + B_k\boldsymbol{\tau}_k); \\
\boldsymbol{\tau}_1 = \left(B_1^{\mathrm{T}}P_\zeta B_1\right)^{-1}B_1^{\mathrm{T}}P_\zeta\Delta_\zeta - \left(B_1^{\mathrm{T}}P_\zeta B_1\right)^{-1}B_1^{\mathrm{T}}P_\zeta(B_2\boldsymbol{\tau}_2 + B_3\boldsymbol{\tau}_3 + B_4\boldsymbol{\tau}_4 + \dots + B_k\boldsymbol{\tau}_k),
\end{gathered} \tag{5}$$

где

$$\begin{gathered}
P_1{=}P_\zeta P_1^0 = P_\zeta\left(E - B_1\left(B_1^{\mathrm{T}}P_\zeta B_1\right)^{-1}B_1^{\mathrm{T}}P_\zeta\right); \\
P_2{=}P_\zeta P_1^0 P_2^0 = P_1(E - B_2(B_2^{\mathrm{T}}P_1B_2)^{-1}B_2^{\mathrm{T}}P_1); \\
P_3{=}P_\zeta P_1^0 P_2^0 P_3^0 = P_2(E - B_3(B_3^{\mathrm{T}}P_2B_3)^{-1}B_3^{\mathrm{T}}P_2); \\
\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots; \\
P_{k-1} = P_\zeta P_1^0 P_2^0 P_3^0 \cdots P_{k-1}^0 = P_{k-2}(E - B_k(B_k^{\mathrm{T}}P_{k-2}B_k)^{-1}B_k^{\mathrm{T}}P_{k-2}).
\end{gathered}$$

Точность модели оценивается по средней квадратической ошибке единицы веса μ, которая характеризует согласованность полученной модели с набором исходных данных, и ковариационной матрице ошибок параметров, которая позволяет оценить влияние погрешностей коэффициентов a_{ij} на точность поправок к глобальной модели.

Преобразование геодезических высот в Балтийскую систему 1977 года выполняется по формуле

$$H^\gamma = H - \left(\zeta_{\mathrm{EGM-2008}} + \Delta_\zeta\right),$$

где $\zeta_{\mathrm{EGM-2008}}$ – высота геоида, полученная по глобальной модели EGM-2008;
Δ_ζ – поправка, вычисляемая по локальной модели.

Аппроксимационный подход для построения локальной модели имеет ряд достоинств.

1. Высокая точность. Позволяет достичь высокой точности в определении высот квазигеоида на локальных участках (до нескольких миллиметров или сантиметров). Точность зависит от качества ГНСС-измерений и нивелирования, а также от плотности сети измерений.

2. Прямое измерение. Метод основан на прямых измерениях (геодезические высоты из ГНСС и нормальные высоты из нивелирования), что минимизирует влияние модельных допущений и ошибок.

3. Простота реализации. Не требует сложных математических расчетов, таких как решение интегральных уравнений (например, в гравиметрическом методе). Основная формула

$$\zeta = \mathrm{H} - \mathrm{H}^\gamma,$$

где ζ – высота квазигеоида;
H – геодезическая высота (ГНСС);
H^{γ} – нормальная высота (нивелирование).

4. Быстрое получение результатов. По сравнению с гравиметрическим методом, который требует обработки большого объема данных и решения сложных задач, геометрический метод позволяет быстрее получать результаты.

5. Не требует гравиметрических данных. Метод не зависит от наличия гравиметрических измерений, которые могут быть дорогостоящими и труднодоступными в некоторых регионах.

6. Подходит для локальных исследований. Идеален для небольших территорий (например, строительных площадок, городов, инженерных объектов), где требуется высокая точность.

7. Учет локальных особенностей. Позволяет учитывать локальные геодезические и топографические особенности, так как основан на реальных измерениях.

8. Совместимость с современными технологиями. Использует современные ГНСС-технологии (GPS, ГЛОНАСС, Galileo), которые широко доступны и обеспечивают высокую точность.

9. Минимальные требования к моделированию. Не требует построения сложных моделей гравитационного поля или учета плотностных неоднородностей Земли.

10. Универсальность. Может быть использован в сочетании с другими методами (например, гравиметрическим) для повышения точности и надежности модели.

Несмотря на достоинства, геометрический метод имеет и некоторые ограничения:

– применим только на локальных участках, так как на больших территориях накапливаются ошибки;

– зависит от качества и плотности исходных данных.

ПОСТРОЕНИЕ ЛОКАЛЬНОЙ МОДЕЛИ КВАЗИГЕОИДА

Для проверки метода построения локальной модели квазигеоида были использованы данные из отчета ООО «НПП» БЕНТА» о реконструкции в 2013 году системы координат СК-64, принятой для территории Ленинграда в 1964 году. Полученные из ГНСС-измерений на территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны пространственные координаты геодезических пунктов с известными нормальными высотами были преобразованы в эллипсоидальные координаты ITRF-2008 и вычислены значения отклонений поверхности глобальной модели геоида от поверхности квазигеоида на 39 геодезических пунктах, расположенных на площади около 1500 км^2.

Исходные данные для построения модели квазигеоида представлены в табл. 1.

Таблица 1

Значения отклонений поверхности глобальной модели геоида от поверхности квазигеоида на геодезических пунктах

№ п/п	Название пункта	Геодезическая широта ITRF-2008, B (гр)	Геодезическая долгота ITRF-2008, L (гр)	Отклонение глобальной модели от квазигеоида, Δ_ζ (м)	Класс геометрического нивелирования
1	Белые ночи	60,11960393	29,95211823	0,052	IV
2	Бента	59,92245375	30,28153886	0,105	III
3	Восток	60,17321751	29,45451524	-0,009	II
4	Горный	59,93068363	30,26676385	0,122	IV

Продолжение табл. 1

№ п/п	Название пункта	Геодезическая широта ITRF-2008, B (гр)	Геодезическая долгота ITRF-2008, L (гр)	Отклонение глобальной модели от квазигеоида, Δ_ζ (м)	Класс геометрического нивелирования
5	Зодчего Росси	59,93021574	30,33424863	0,142	IV
6	Менделеева	59,89117147	29,78647677	0,107	II
7	Поселок Свердлова	59,79159865	30,67465506	0,092	IV
8	Спортшкола	60,00676863	29,73279779	0,105	IV
9	Трест ГРИИ	59,88825653	30,37546257	0,129	II
10	Университет Пушкино	59,73943034	30,38955162	0,094	IV
11	Электродепо	60,05766023	30,45444295	0,154	IV
12	2730	60,19683875	29,51247897	-0,019	II
13	Астростолб 1	59,76991624	30,32055996	0,131	II
14	Беляевское	59,89850941	31,00715629	0,105	IV
15	Болотный	60,16342289	30,03299009	0,069	III
16	Большая Охта	60,00873088	30,48304694	0,090	II
17	Верхние Осельки	60,23895943	30,44540512	0,089	II
18	Верхняя Бронна	59,91715837	29,63054964	0,144	III
19	Волковка	60,03540412	30,22118594	0,092	II
20	Гидропроект	59,99420620	29,70564181	0,055	II
21	Горы	59,75581659	30,97086635	0,069	IV
22	Ексалово 2	59,88854294	30,77614546	0,150	IV
23	Кабози	59,72242520	30,28616261	0,085	II
24	Кавголово	60,19250532	30,43850745	0,112	II
25	Кабралово	59,59420448	30,43112307	0,096	IV
26	Красный	59,75551765	30,08979163	0,093	II
27	Лагерная	59,76613600	30,63927265	0,078	II
28	Лепсари	60,12383139	30,81008305	-0,647	IV
29	Люблино	60,31250993	29,90414694	0,025	IV
30	Марьино	59,83387360	29,93516752	0,078	III
31	Мендсары	60,13755660	30,36648243	0,055	IV
32	Поворотный	59,91725199	30,52948047	0,154	II
33	Путралово	59,70533792	30,56498325	0,111	II
34	Рощино	60,24122780	29,62574806	-0,055	II
35	Саблино Северный	59,62749287	30,72038605	0,099	II

Окончание табл. 1

№ п/п	Название пункта	Геодезическая широта ITRF-2008, B (гр)	Геодезическая долгота ITRF-2008, L (гр)	Отклонение глобальной модели от квазигеоида, Δ_ζ (м)	Класс геометрического нивелирования
36	Старая	59,91443002	30,63950394	0,087	IV
37	Хабони	59,73488948	29,81936751	0,149	IV
38	Чернышёво	59,69566145	30,72854350	0,089	II
39	Щеглово	60,02474727	30,76454606	0,214	IV

Предварительный анализ значений Δ_ζ показал, что на пункте Лепсари отклонение поверхности глобальной модели геоида от поверхности квазигеоида аномально отличается от всех остальных (возможно высоты пункта отнесены к разным центрам). Измерения на пункте Лепсари исключены из дальнейшей обработки.

Оценка точности модели EGM-2008. На территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны систематическая погрешность модели EGM-2008 оценивалась средним весовым значением несовпадения поверхности глобальной модели с квазигеоидом на 38 геодезических пунктах. Систематическая погрешность составляет

$$\bar{\Delta}_\zeta = \frac{[p\Delta_\zeta]}{[p]} = 8{,}6 \text{ см}.$$

Стохастическая составляющая оценивалась средней квадратической ошибкой единицы веса μ :

$$\mu = \sqrt{\frac{[pv]}{n-1}} = 4{,}1 \text{ см}.$$

В вычислениях в качестве единицы меры весов принят вес значения Δ_ζ, полученного по нормальным высотам пунктов из геометрического нивелирования II класса. Значениям Δ_ζ, полученным по нормальным высотам пунктов из геометрического нивелирования III и IV классов, присвоен вес 0,5 и 0,25 соответственно. Для территории города и лесопарковой зоны априорное значение ошибки единицы веса, на основании положения Инструкции по нивелированию I, II, III и IV классов[1] (превышение между наиболее удаленными друг от друга реперами нивелирной сети города должно быть известно с ошибкой не более 30 мм), принято равным

$$\mu_0 = \frac{m_h}{\sqrt{2}} = 21{,}2 \text{ мм}.$$

Как видим, полученное значение единицы веса μ больше априорного значения μ_0. Следовательно, в разностях $v = \Delta_\zeta - \bar{\Delta}_\zeta$ присутствует остаточная (не исключенная) часть систематической составляющей в отклонениях Δ_ζ. В этом случае значение $\bar{\Delta}_\zeta$ лишь в первом приближении отражает закономерности в пространственном распределении отклонений глобальной модели EGM-2008 от квазигеоида.

Для установления более высокой степени согласованности между системами высот по данным табл. 1 поэтапно строились модели поправок в виде алгебраических полиномов пер-

[1] Инструкция по нивелированию I, II, III и IV классов. ГКИНП (ГНТА)-03-010-02. – М. : ЦНИИГАиК, 2003.

вой, второй и последующих степеней с оценкой согласованности остаточных невязок с величиной ошибок исходных данных.

Линейная модель поправок. Для построения линейной модели квазигеоида по данным табл. 1 вычислены коэффициенты при неизвестных первой группы $\boldsymbol{\tau}_1$ параметров модели и составлена матрица коэффициентов B_1. Параметры полинома первого порядка вычислялись по формулам (3).

В результате получена линейная модель поправок

$$\Delta_\zeta = 0{,}08836 - 0{,}01261 t_B + 0{,}02523 t_L,$$

которая позволяет построить поверхность квазигеоида с точностью до 3 см. В представленной модели:

$$t_B = \frac{B - B_{\text{ср}}}{\sigma_B},\ t_L = \frac{L - L_{\text{ср}}}{\sigma_L},\ B_{\text{ср}} = 59{,}934061°,\ L_{\text{ср}} = 30{,}270837°,$$

$$\sigma_B = 0{,}187354°,\ \sigma_L = 0{,}412330°.$$

Ошибки параметров модели оценивались по диагональным элементам ковариационной матрицы

$$K_{\tau_1} = \mu^2 \left(B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta B_1\right)^{-1} = \begin{bmatrix} 44{,}43 & 2{,}65 & 6{,}01 \\ 2{,}65 & 55{,}75 & 29{,}67 \\ 6{,}01 & 29{,}67 & 60{,}80 \end{bmatrix} \text{мм}^2.$$

Отсюда следует, что параметры модели получены с погрешностями:

$$m_{a_{0.0}} = \sqrt{44{,}43} = 6{,}7 \text{ мм};$$

$$m_{a_{1.0}} = \sqrt{55{,}75} = 7{,}5 \text{ мм};$$

$$m_{a_{1.0}} = \sqrt{60{,}80} = 7{,}8 \text{ мм}.$$

Проверка достоверности оценки точности полученной модели выполнена по невязкам нормальных высот, вычисленных по формуле

$$H^\gamma = H - \left(\zeta_{EGM-2008} + \Delta_\zeta\right),$$

и каталожным значениям геодезических пунктов, не участвовавших в построении локальной линейной модели поправок. Для независимой оценки точности были использованы результаты спутниковых определений на 100 геодезических пунктах на территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны. Независимая оценка ошибки единицы веса по невязкам нормальных высот v составила

$$\mu = \sqrt{\frac{[pv]}{n}} = 2{,}5 \text{ см},$$

ее значение согласуется с ранее полученным результатом. Однако этого недостаточно для достижения требуемой точности приближения квазигеоида.

Модель второго порядка. Для построения локальной модели квазигеоида второй степени по геодезическим данным (табл. 1) вычислены коэффициенты при неизвестных второй группы $\boldsymbol{\tau}_2$. По формулам (4) вычислены неизвестные параметры второй группы

$$\boldsymbol{\tau}_2 = \begin{bmatrix} 0{,}0311 \\ -0{,}0080 \\ 0{,}0045 \end{bmatrix} \text{м}$$

и оценена ошибка единицы веса

$$\mu = \sqrt{\frac{[pv]}{n-6}} = \sqrt{\frac{0{,}0131}{32}} = 0{,}020 \text{ м}.$$

Значение средней квадратической ошибки единицы веса μ получено меньше априорного значения μ_0. Дальнейшее повышение порядка модели будет приводить не к сглаживанию, а к воспроизведению ошибок высот пунктов нивелирования и снижению точности преобразования геодезических высот в нормальные.

Далее, по формуле

$$\boldsymbol{\tau}_1 = \left(B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta B_1\right)^{-1} B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta \Delta_\zeta - \left(B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta B_1\right)^{-1} B_1^{\mathrm{T}} P_\zeta B_2 \boldsymbol{\tau}_2$$

алгоритма (5) для модели квазигеоида получены параметры первой группы

$$\boldsymbol{\tau}_1 = \begin{bmatrix} 0{,}1078 \\ -0{,}0112 \\ 0{,}0183 \end{bmatrix} \text{м}.$$

Таким образом, модель квазигеоида для территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны представляет собой полином второго порядка

$$\Delta_\zeta = 0{,}1078 - 0{,}0112 t_B + 0{,}0183 t_L + 0{,}0311 t_B t_L - 0{,}0080 t_B^2 + 0{,}0045 t_L^2.$$

Точность параметров модели второго порядка характеризуется средними квадратическими ошибками

$$m_a = \begin{bmatrix} m_{a_{00}} \\ m_{a_{10}} \\ m_{a_{01}} \\ m_{a_{11}} \\ m_{a_{20}} \\ m_{a_{02}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 8{,}1 \\ 4{,}9 \\ 5{,}7 \\ 7{,}5 \\ 5{,}4 \\ 6{,}6 \end{bmatrix} \text{мм}.$$

Проверка достоверности оценки точности модели второго порядка выполнена аналогично проверке модели первого порядка. Независимая оценка ошибки единицы веса по невязкам нормальных высот v составила

$$\mu = \sqrt{\frac{[pv]}{n}} = 2{,}0 \text{ см},$$

это значение совпало с ранее полученным результатом.

Полиномиальная модель второго порядка обеспечивает точность определения нормальных высот около 2 см, что соответствует требованиям нормативных документов к точности высот при выполнении инженерно-геодезических изысканий.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье обоснован алгоритм уточнения глобальной модели поверхности геоида на основе аппроксимации отклонений глобальной модели геоида от поверхности квазигеоида в дискретно заданных пунктах локального района.

Предложенный алгоритм экспериментально апробирован для уточнения модели поверхности квазигеоида для территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны. Экспериментальная проверка показала, что адекватность полученной модели характеру изменения по-

верхности квазигеоида составляет 2,0 см. Влияние ошибок параметров полученной модели на точность вычисления нормальных высот в среднем характеризуется средней квадратической погрешностью, равной 1,0 см.

Таким образом, при выполнении на территории Санкт-Петербурга и лесопарковой зоны инженерно-геодезических изысканий с использованием ГНСС-измерений, полученная модель квазигеоида с необходимой точностью обеспечит преобразование геодезических высот в Балтийскую систему 1977 года.

Список использованных источников

1. Современные глобальные модели квазигеоида: точностные характеристики и разрешающая способность / В. Ф. Канушин [и др.] // Вестник СГУГиТ. – 2017. – Т. 22, № 1. – С. 64–75.

2. *Молоденский М. С., Еремеев В. Ф., Юркина М. И.* Методы изучения внешнего гравитационного поля Земли // Труды ЦНИИГАиК. – 1960. – Вып. 131. – С. 142–158.

3. *Непоклонов В. Б.* Об использовании новых моделей гравитационного поля Земли в автоматизированных технологиях изысканий и проектирования // Автоматизированные технологии изысканий и проектирования. – 2009. – № 3. – URL : http://www.credodialogue.com/journal.aspx (дата обращения: 11.03.2025).

4. *Featherstone W. E., Dentith M. C., Kirby J. F.* Strategies for the accurate determination of orthometric heights from GPS // Survey review. – 1998. – № 267 (34). – P. 278–296.

5. An Earth Gravitational Model to Degree 2160: EGM-2008 / N. K. Pavlis [et al.] // EGU General Assembly 2008. – Vienna (Austria), 2008. – P. 85–96.

И. В. Балысов;
Р. Д. Горшков;
В. В. Данилов,
кандидат технических наук;
А. В. Чичко

МЕХАНИЗМ КОМБИНИРОВАННОГО АНАЛИЗА СЕТЕВОГО ТРАФИКА ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ DNS-ТУННЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ TLS-ОТПЕЧАТКОВ

В статье рассмотрен комплексный подход к обнаружению скрытых каналов передачи информации посредством документированных возможностей DNS-протокола. Представлено решение, позволяющее в реальном времени с высокой вероятностью предотвращать вредоносные коммуникации с серверами управления злоумышленников с использованием современных технологий и средств защиты информации.

Ключевые слова: DNS, трафик, туннель, эксфильтрация, инфильтрация, противодействие, машинное обучение.

ВВЕДЕНИЕ

В современном мире, в эпоху развития информационных технологий и повышения требований к обеспечению информационной безопасности (ИБ), разработка средств защиты информации является весьма актуальной. Учитывая то, что обработка и передача информации осуществляется с использованием сетевых технологий, совершенствование существующих механизмов мониторинга трафика играет важную роль в обеспечении ИБ информационных систем (ИС). В свете этого, среди сетевых сервисов, используемых злоумышленниками для внедрения вредоносного программного обеспечения (ВПО), выделяется служба доменных имен (DNS) [1, 2]. Данный факт учитывается всеми организациями, занимающимися ИБ. Например, по данным ежегодного отчета *Positive Technologies* 88% компаний столкнулись с компьютерными атаками (КА) с использованием основных элементов сетевого сервиса DNS, средний ущерб от которых насчитывает порядка 942 тысяч долларов. При этом среди основных видов компьютерных атак с использованием данной сетевой службы выделяют создание и использование туннелей на основе функционирования протокола DNS. Поэтому основной проблемой остается недостаточная эффективность существующих решений в сфере обеспечения безопасности информации на основе мониторинга сетевого трафика с учетом постоянно растущих угроз ИБ и меняющихся способов их реализации.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СЕТЕВОЙ СЛУЖБЫ DNS ДЛЯ СКРЫТНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ

DNS-туннелирование активно используется злоумышленниками для скрытого обмена данными (эксфильтрация и инфильтрация данных), обхода систем безопасности и осуществления незаметного контроля над инфраструктурой (как способ поддержания связи с командными серверами Command&Control) [3]. При рассмотрении причин столь популярного использования злоумышленниками сетевой службы DNS необходимо учесть, что данный сервис является критически важным, без него не обходится ни одна сеть, в отличие от других, которые могут быть заблокированы или ограничены средствами безопасности. Архитектура DNS представляет собой иерархическую систему серверов (рис. 1), с которыми взаимодействует программное обеспечение (ПО) клиента (браузер). На первом шаге происходит обра-

щение к локальному DNS-серверу, который инициализирует поиск, проверяя сначала таблицу хранения записей сопоставления доменных имен IP-адресам. В случае отсутствия искомого IP-адреса запрос отправляется в сеть DNS-серверов (рис. 1). При этом необходимо отметить, что один из основных элементов сетевой службы – протокол DNS – не учитывает особенности обеспечения безопасной передачи информации. Как протокол, созданный для распределенного хранения и получения информации, он не имеет встроенных механизмов для проверки легитимности данных. Существующие расширения безопасности, такие как DNSSec, DNSCrypt, не получили широкого распространения, а при должной интеграции все равно не покрывают всю модель угроз.

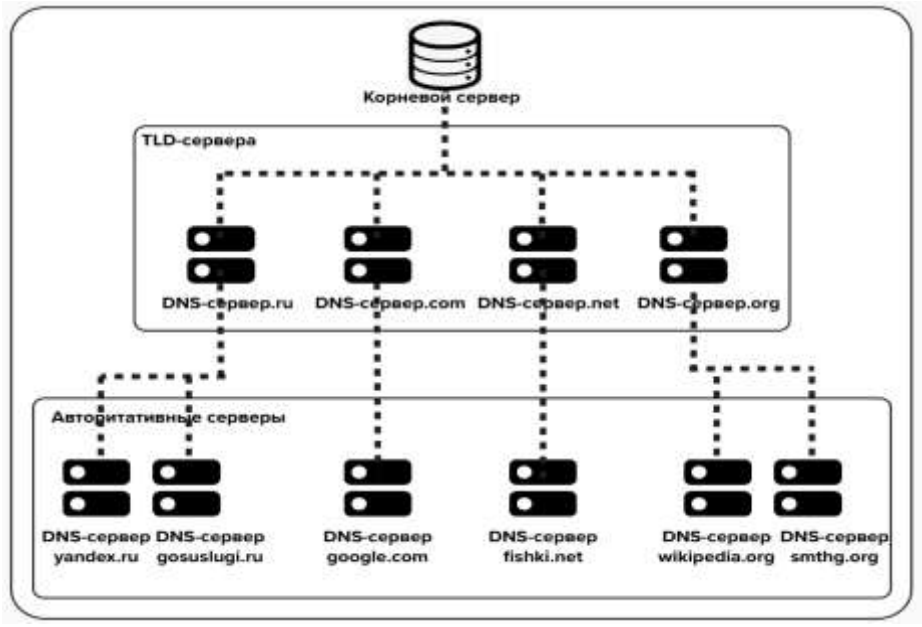


Рис. 1. Иерархическая система DNS-серверов

DNS используется всеми компонентами и сетевыми службами для базового функционирования ИС, поэтому туннелирование через DNS-запросы имеет высокую эффективность и позволяет скрывать вредоносную активность внутри легитимного трафика.

Учитывая архитектуру DNS, злоумышленники начали использовать протокол данного сервиса не только для идентификации узлов в сети, но и в качестве скрытого канала передачи данных [4–6]. Такие каналы получили название DNS-туннелей, которые позволяют передавать данные посредством стандартного трафика, внедряя информацию в служебные поля DNS-пакета (обычно не используются для передачи данных). Основной целью их использования является обход обычных механизмов обнаружения и блокировки сетевого трафика.

DNS-туннель обычно состоит из специального DNS-клиента, который внедряет информацию в запросы, и специального DNS-сервера [7], принимающего такие запросы и формирующего специальные ответы (рис. 2). Результаты проведенного анализа [2, 3, 5] показывают особенности функционирования DNS-туннеля, в число которых входят:

– генерация большого числа поддоменов с шифрованными данными;

– изменение порядка запросов и ответов для маскировки туннеля;

– внедрение информации в содержимое DNS-пакетов.

Учитывая данные факты, можно отметить, что служба доменных имен используется ВПО на следующих стадиях КА:

1) заражения (скачивания ВПО на зараженный хост);
2) в процессе внедрения данных в содержимое DNS-пакетов при запросах/ответах;
3) в процессе извлечения целевой информации при использовании DNS.



Рис. 2. Пример DNS-запроса (в виде поддомена 3-го уровня передается информация на контролируемый сервер)

В связи с этим разработка эффективной технологии обнаружения DNS-туннелей с учетом постоянно меняющихся тактик и техник проведения КА является нетривиальной задачей, при решении которой необходимо учесть использование злоумышленниками различных методов шифрования данных, маскировку под легитимные действия и скрытые возможности протоколов. Данные мероприятия проводятся с целью усложнения выявления КА и обхода традиционных средств мониторинга сетевого трафика, средств защиты информации. Именно поэтому для специалистов в области ИБ особенно важно разрабатывать и совершенствовать инструменты, способные эффективно и точно выявлять аномальные особенности поведения основных элементов сетевой службы DNS.

В данной статье рассматриваются основные методы и механизмы защиты, а также предлагается комбинирование распространенных техник защиты, которые позволяют повысить эффективность обнаружения DNS-туннелей, обеспечивая более надежную защиту корпоративных сетей от скрытых угроз ИБ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для решения задачи своевременного выявления каналов скрытной передачи данных необходимо учесть особенности нелегитимного DNS-трафика, выявленного по результатам проведенного анализа [2–5] (рис. 3):

1. Увеличенное число DNS-запросов. Объем трафика по протоколу DNS является редко меняющейся величиной, поэтому внезапное увеличение DNS-запросов на один и тот же IP-адрес может свидетельствовать об аномалии.
2. Размер запроса или ответа, превышающий среднестатистический, может означать работу скрытого канала.
3. Наличие запросов к DNS-серверам доменных имен, сгенерированных с использованием *Domain Generation Algorithm* (DGA). Имена легитимных доменов, обычно, человекочитаемы. А сгенерированные DGA часто используются для незаконных действий и не несут смысловой нагрузки. Методы обнаружения таких серверов основаны на машинном обучении, а также анализе энтропии поддоменов.
4. Присутствие в трафике запросов и ответов, содержащих редко используемые ресурсные записи, например, TXT, NULL или KEY.
5. Обращение к DNS-серверам с длинными именами.



Рис. 3. Пример нелегитимного DNS-пакета

Из результатов исследования наибольшее количество серверов, используемых злоумышленниками, имеет длину имени около 200 символов, нормальными считаются имена до 30 символов.

Стоит отметить, что в задаче обнаружения DNS-туннелирования важен комплексный подход с использованием существующих способов обнаружения, включая сигнатурный, поведенческий, эвристический анализы, а также с применением методов машинного обучения. Именно все это в совокупности позволит достичь поставленной цели – противодействовать как распространенным, так и неизвестным техникам злоумышленников с использованием службы DNS.

При разработке механизма обнаружения DNS-туннеля необходимо выделить следующие важные требования:

1. Обеспечение мониторинга всего всего DNS-трафика в реальном времени без создания задержек. Осуществление быстрого и эффективного анализа по всем заданным критериям и метрикам обнаружения.
2. Возможность интеграции с отечественными системами управления информационной безопасностью.
3. Недопущение реализации эксфильтрации и инфильтрации при обнаружении подозрительных индикаторов аномального DNS-трафика.
4. Обнаружение вредоносных DNS-серверов с использованием JARM/JA4-отпечатка TLS и методов машинного обучения.
5. Возможность добавлять доверенные домены в «белые» списки для обеспечения быстродействия и снижения нагрузки на систему.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ВРЕДОНОСНЫХ СЕРВЕРОВ ПОСРЕДСТВОМ ПРИМЕНЕНИЯ TLS-ОТПЕЧАТКОВ

В настоящее время в сфере ИБ менее актуальны черные списки доменов/IP адресов, а также тривиальные утилиты и подходы к DNS-туннелированию, в связи с тем, что спроектированная APT-атака будет включать в себя самописные реализации. Поэтому для решения задачи выявления вредоносных серверов предполагается использовать технологию JARM/JA4-отпечатков TLS [8] совместно с применением методов машинного обучения. Необходимо учесть, что ВПО использует шифрованные соединения посредством применения протокола TLS для сокрытия от средств защиты, затруднения их обнаружения и нейтрализации.

В рамках идентификации вредоносных серверов с применением TLS-отпечатков рассмотрим схему трехстороннего «рукопожатия». Итак, для инициирования сеанса TLS клиент отправляет сообщение TLS Client Hello. Конфигурация этого пакета зависит от согласования параметров TLS между сервером и клиентом (совместимость алгоритмов шифрования, дополнений TLS, версий протокола, версий библиотек и т. д). Далее, если сервер принимает соединения TLS, то отвечает пакетом TLS Server Hello (рис. 4). При этом необходимо отметить, что отпечаток представляет собой уникальный хэш на основе конфигураций TLS и злоумышленники, которые настраивают C&C-сервера, чаще всего используют одни и те же конфигурации, ПО и автоматизированные скрипты на нескольких серверах и у разных хостинг-провайдеров для оперативного развертывания собственной инфраструктуры. Поэтому на определенном этапе разрабатываемая технология будет анализировать удаленный сервер путем генерации JARM/JA4-хешей, по которым возможно идентифицировать сервера и инфраструктуру злоумышленников даже при динамическом изменении домена, использовании легитимных доменных имен с «хорошей» репутацией.

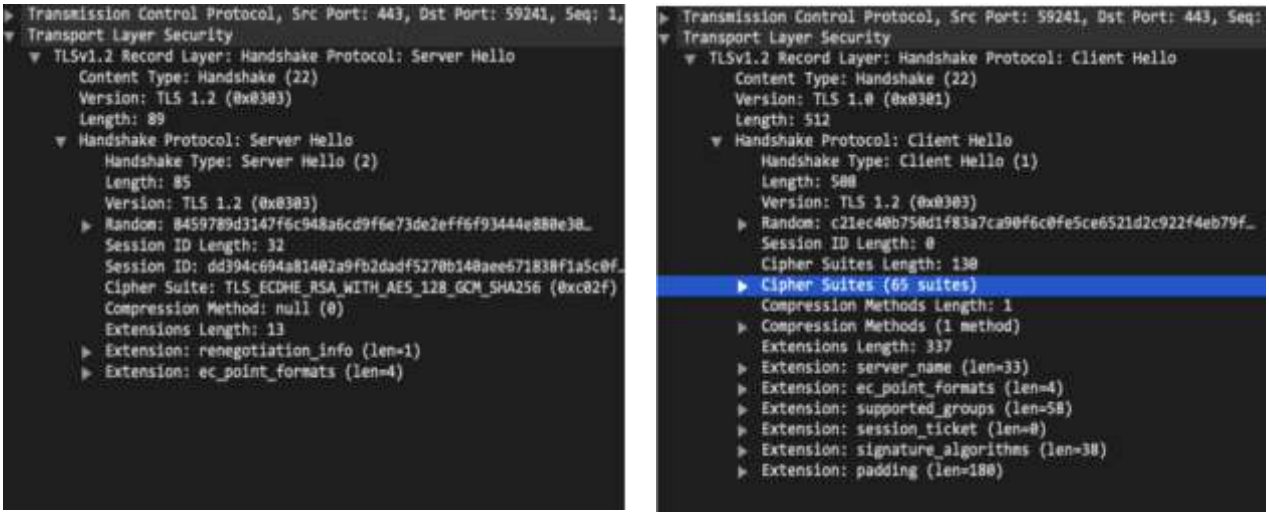


Рис. 4. Примеры пакетов TLS Server Hello и TLS Client Hello

Согласно JARM-алгоритму сервер отправляет 10 пакетов приветствия TLS на целевой сервер и фиксирует определенные атрибуты ответов (поддерживаемые алгоритмы шифрования, версии протоколов, используемые дополнения и т. д.) приветствия сервера. Затем агрегированные TLS-ответы сервера хешируются определенным образом для получения отпечатка JARM (табл. 1). Отпечатки JARM можно использовать для определения инфраструктуры управления и контроля (C&C-серверов) вредоносного ПО и других вредоносных серверов в ГВС Интернет. А JA4, в свою очередь, представляет собой цифровой отпечаток клиента, по которому возможно идентифицировать зараженную машину.

Таблица 1

Примеры JARM-хэшей некоторых C&C-фреймворков

C&C-фреймворк	Хеш
TrickbotAsyncRAT	22622609622b22b22b22b22b22b352842cd5d6b0278445702035e06875c
AsyncRAT	1dd40d40d00040d1dc1dd40d1dd40d3df2d6a02caaa0dc59908f0d3602943
Metasploit	07d14d16d21d21d00042d43d000000aa99ce74e2c6d013c745aa5265cc042d
Cobalt Strike	07d14d16d21d21d07c42d41d00041d24a458a375eef0c576d23a7bab9a9fb1
Merlin C2	29d21b20d29d29d21c41d21b21b41d494e0df9532e75299f15ba73156cee38

С помощью JA4 отпечатков также можно анализировать TLS-сертификаты. После того как клиент отправит пакет TLS Client Hello, сервер ответит пакетом TLS Server Hello. Этот пакет, также отправляемый в открытом виде, формируется на основе выбранных сервером доступных опций в Client Hello. Он включает в себя алгоритм шифрования, выбранный из списка доступных опций, и любые расширения, которые сервер хочет установить. Тем самым, сообщение Server Hello уникально как для серверного приложения, так и для ответного сообщения Client Hello, отправленного ему.

Таким образом, применение JARM/JA4-отпечатков TLS с учетом особенностей установления клиент-серверного взаимодействия позволяет решать задачу идентификации вредоносных DNS-серверов.

ИНТЕГРАЦИЯ МЕТОДОВ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ В МЕХАНИЗМ ОБНАРУЖЕНИЯ DNS-ТУННЕЛЕЙ

Для динамического анализа и автоматизации процесса мониторинга сетевого трафика на наличие DNS-туннелей в дополнение к вышеперечисленным этапам возможно добавить применение методов машинного обучения.

Для получения набора данных был развернут стенд из двух хостов, между которыми были созданы различные DNS-туннели с использованием следующих утилит: Heyoka, Dns2tcp, Iodine. В результате были получены размеченные наборы данных, которые содержат как трафик при использовании DNS-туннелей, так и стандартный трафик (рис. 5).

	ttl_values_mean	character_entropy	numerical_percentage	dns_subdomain_name_length	mean_packets_len	receiving_bytes	sending_bytes	packets_len_rate	duration	total_bytes	label
0	300.0	3.093069	0.0	0.0	89.0	105	73	465.74915	0.38218	178	1
1	1799.0	3.392747	0.0	0.0	80.0	88	72	737.25588	0.21702	160	1
2	30.0	2.921928	0.2	0.0	77.0	85	69	328.40371	0.46894	154	1
3	2674.5	3.108459	0.0	3.0	129.0	183	75	1965.58003	0.13126	258	1
4	3600.0	2.921928	0.0	0.0	77.0	85	69	79.58524	1.93503	154	1
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
1598875	0.0	3.873141	0.0	8.0	246.5	397	96	85424.76543	0.00577	493	0
1598876	0.0	3.748329	0.0	8.0	172.5	249	96	39967.81881	0.00863	345	0
1598877	0.0	3.767183	0.0	8.0	246.5	397	96	238389.65552	0.00207	493	0
1598878	0.0	3.796218	0.0	8.0	246.5	397	96	70894.91110	0.00695	493	0
1598879	0.0	3.796218	0.0	8.0	246.5	397	96	242272.04124	0.00203	493	0

Рис. 5. Пример набора данных, содержащего нормальный трафик и с использованием DNS-туннеля

При выборе модели машинного обучения были применены следующие критерии:

– высокая точность (модель должна однозначно определять наличие DNS-туннелирования);

– высокая скорость обработки пакетов.

В соответствии с данными требованиями в качестве модели машинного обучения был выбран *Light Gradient Boosting Machine* (LightGBM) [9]. LightGBM – это фреймворк, который предоставляет реализацию деревьев принятия решений с градиентным бустингом, также он обладает более высокой скоростью обучения, хорошей точностью с параметрами по умолчанию. Также при выборе модели машинного обучения важным преимуществом LightGBM над другими алгоритмами стало наличие *Gradient-based One-Side Sampling* (GOSS) и *Exclusive Feature Bundling* (EFB) – алгоритмов, позволяющих автоматически фокусироваться на объ-

ектах с большими градиентами, что значительно ускоряет обучение и уменьшает вычислительную сложность метода, и объединять взаимоисключающие признаки, снижая, в свою очередь, вычислительные затраты без потери точности.

Далее были определены параметры (служебные поля) DNS-пакетов [10, 11], на которые будет опираться модель в ходе обучения:

– среднее значение TTL (*Time-To-Live*);
– энтропия символов доменного имени;
– процентное соотношение чисел (количество чисел к общей длине строки);
– длина поддомена DNS;
– средняя длина DNS-пакетов;
– полученные байты (в ходе DNS-транзакции);
– отправленные байты (в ходе DNS-транзакции);
– скорость передачи пакетов (пакеты в секунду);
– продолжительность (временной интервал соединения);
– общее количество байт (сумма отправленных и полученных байтов).

Также была построена корреляционная матрица вышеперечисленных параметров (рис. 6), демонстрирующая связь всех признаков друг с другом.

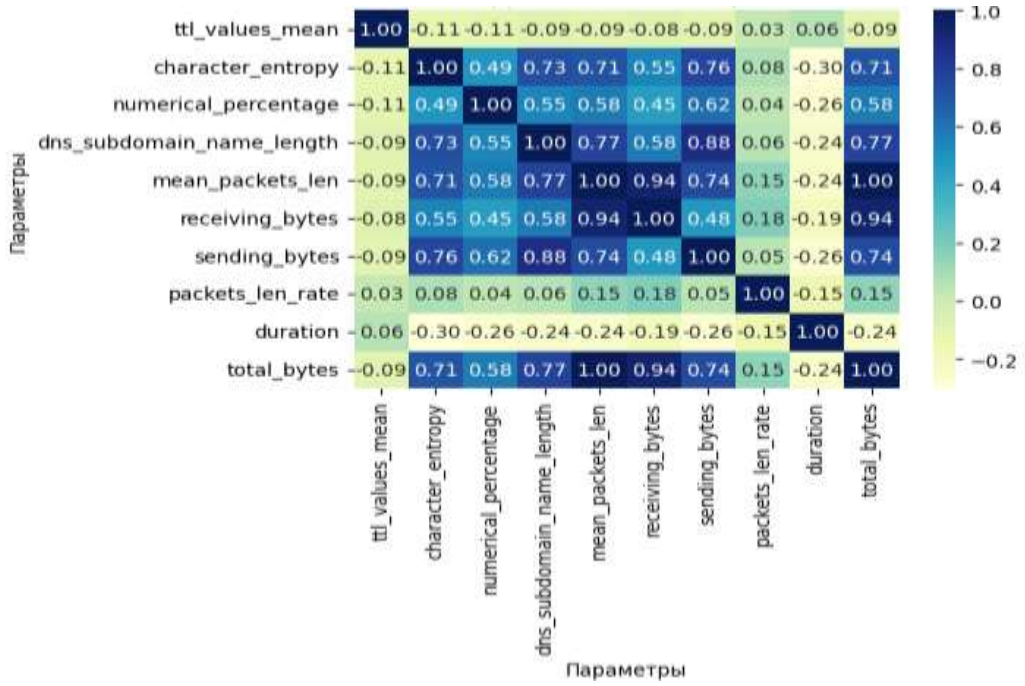


Рис. 6. Корреляционная матрица признаков

В ходе обучения были определены следующие метрики:

1) точность для положительного класса (*Precision*) – оценка точности определения моделью DNS-туннелей, т. е. из всех запросов, классифицированных как DNS-туннели, вычисляется сколько действительно являются DNS-туннелями:

$$Precision = \frac{TP}{TP + FP};$$

2) полнота (*Recall*) – оценка доли истинно положительных результатов. Благодаря данной метрике возможно оценить и минимизировать пропущенные DNS-туннели:

$$Recall = \frac{TP}{TP + FN};$$

3) гармоническое среднее (*F*1-*score*) между *Precision* и *Recall* – данная метрика балансирует точность и полноту:

$$F1 = \frac{2 \times Precission \times Recall}{Precission + Recall}.$$

Таким образом, опираясь на данную метрику, возможно оценить не только пропуски DNS-туннелей (*FN*), но и минимизировать ложные срабатывания (*FP*).

В ходе обучения модели и после проверки на тестовой выборке были получены результаты метрик, представленные на рис. 7.

Classification Report:

	precision	recall	f1-score	support
0	0.98	1.00	0.99	108172
1	1.00	0.99	1.00	211604
accuracy			0.99	319776
macro avg	0.99	1.00	0.99	319776
weighted avg	0.99	0.99	0.99	319776

Рис. 7. Результаты работы модели

В результате обучения было определено, что модель верно распознает пакеты как стандартного трафика, так и пакеты при использовании DNS-туннелей. Таким образом, данный метод классификации возможно использовать в качестве дополнительного инструмента при выявлении DNS-туннелей.

КОНФИГУРАЦИЯ СТЕНДА ДЛЯ КОМБИНИРОВАННОГО ОБНАРУЖЕНИЯ DNS-ТУННЕЛИРОВАНИЯ

Для решения задачи по обнаружению DNS-туннелей разработан стенд (рис. 8), в состав которого входят:

– клиент, который интегрируется в инфраструктуру особым образом, чтобы проксировать DNS-трафик между внутренним корпоративным DNS-сервером и внутренним периметром, т.е. на клиент будут приходить DNS-ответы из внешних DNS-серверов (недоверенной среды), а также из внутреннего периметра, что обеспечивает полноценный мониторинг всего DNS-трафика.

– сервер обработки, развернутый в виртуальной инфраструктуре (ВИ) и выполняющий основную работу по обработке DNS-трафика.

Основную роль в данной конфигурации выполняет DNS-проксирование, так как это позволяет идентифицировать зараженные хосты в защищенной сети в ситуациях, когда межсетевой экран (МЭ) не может идентифицировать DNS-запрос зараженного клиента (т. е. внутренний МЭ не может определить IP-адрес отправителя, так как все запросы идут от имени внутреннего DNS-сервера, а не от каждого объекта инфраструктуры).

Также предлагается использовать механизм DNS-sinkholing (от англ. *Sinkhole* – воронка), который подделывает ответы на запросы клиентских хостов, адресованные вредоносным доменам, заранее определенные администратором с целью установления взаимодействия с подконтрольными злоумышленникам C&C-серверами (DNS-серверами). В результате зараженные хосты идентифицируются на основе записей журнала событий с учетом DNS-запросов/ответов. Тем самым, реализованный механизм «задерживает» DNS-ответ до тех пор, пока не пройдет полная проверка пакета (по установленным правилам и этапам провер-

ки), а также домена, который запрашивается (проверяется время жизни DNS-записи (TTL), репутация, категоризация разрешаемого домена, наличие в черных списках, поиск известных маркеров и индикаторов в метаданных пакета).

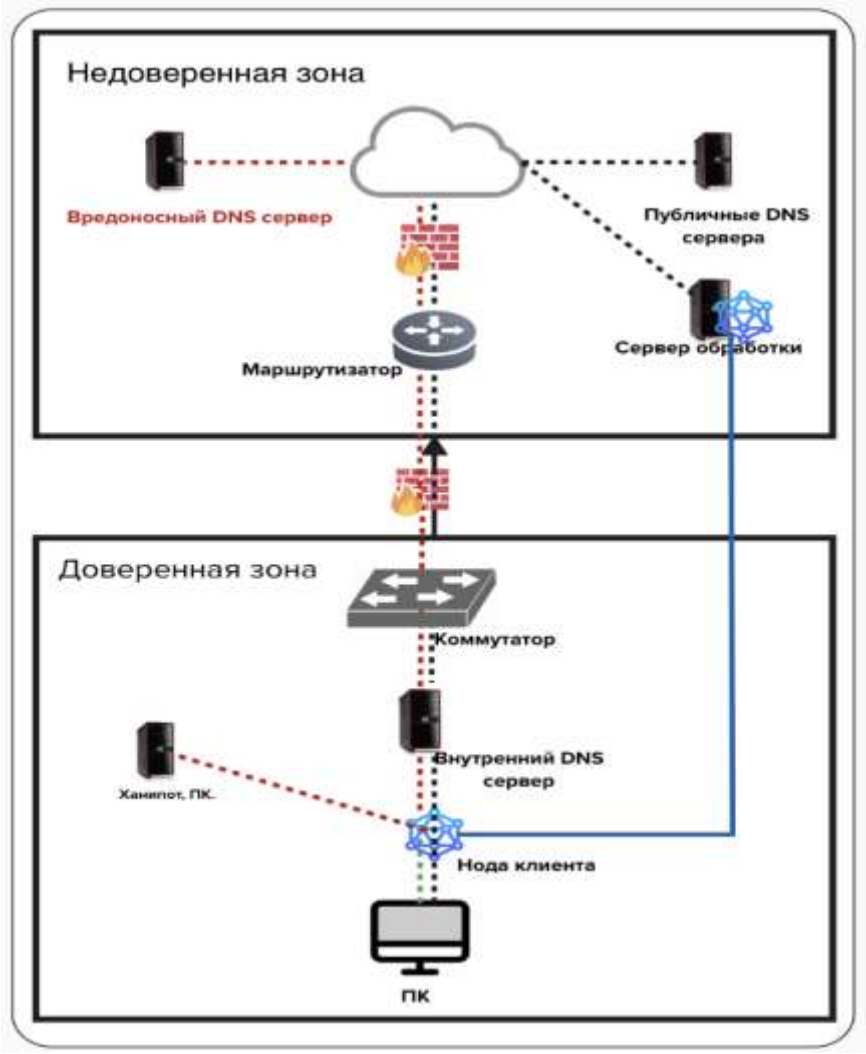


Рис. 8. Стенд реализации механизма обнаружения DNS-туннелей

Таким образом, процесс обработки каждого DNS-запроса представляет собой следующую последовательность действий:

– произвольный объект (хост) сети отправляет DNS-запрос, который, перед тем, как попасть на внутренний DNS-сервер, перехватывается промежуточным сервером (обозначен синим цветом) для проверки всех параметров пакета с учетом ранее определенных, осуществляемой на внешнем сервере обработки (взаимодействие обозначено синей линией);

– в случае успешной проверки DNS-пакеты данной сессии пропускаются дальше на внутренний DNS-сервер и далее выполняются действия по разрешению доменных имен;

– в случае обнаружения в DNS-пакете значений параметров, отличных от стандартных, пакет перенаправляется на контролируемый IP-адрес (взаимодействие обозначено красной пунктирной линией) вместо запрашиваемого в целях предотвращения коммуникаций с C&C-инфраструктурой злоумышленника.

Также на контролируемом DNS-сервере осуществляется фиксация и структурирование информации о сетевом взаимодействии для выявления зараженных хостов и принятия действий по нейтрализации ВПО.

Применение данного механизма не только предотвращает «вредоносные» разрешения доменов, но и позволяет обнаружить скомпрометированные хосты, которые, например, пытаются связаться с C&C-сервером злоумышленника для получения команды или отправки сигнала об успешном соединении путем логирования попыток соединения в соответствующих журналах.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной работы был развернут демонстрационный стенд, на котором подтверждена работоспособность предложенного механизма активного обнаружения DNS-туннелей и их источника, включающего в себя методы комбинированного анализа трафика с применением методов машинного обучения. Предлагаемая система интегрируется с другими пассивными и активными средствами защиты информации и существенно расширяет известный функционал обнаружения, предупреждения и нейтрализации КА, проводимых злоумышленниками. При этом разработанный механизм легко масштабируется (упрощает интеграцию решения в любую инфраструктуру) и настраивается с применением соответствующих правил обнаружения индикаторов DNS-туннелей, к числу которых относятся:

– фильтрация на основе аномальных DNS-запросов (например, ситуации, когда количество запросов значительно больше, чем ответов или наоборот, анализ длины DNS записей в пакете, а также категоризация по частоте обращения, категоризация по обращению к неизвестным и новым доменам, анализ объема DNS-трафика на конкретный IP адрес, анализ объема DNS-трафика на конкретный домен и т. д.);

– фильтрация по известным (существующим) и собственным черным спискам IP-адресов и доменов;

– проведение анализа запрашиваемых доменов (категоризация, проверка сертификатов, времени жизни записи в «кэше» DNS-сервера, репутация и т. д.);

– сигнатурный анализ (поиск индикаторов в DNS-трафике, генерируемых известными утилитами для туннелирования, распознавание известных кодировок в полях DNS-пакетов);

– анализ конфигурации C&C-серверов (DNS-сервера) по JARM/JA4-отпечатку TLS для противодействия использования злоумышленниками вредоносных доменов, по нетипичным тактикам и техникам.

Таким образом, разработанное решение позволяет оперативно выявлять КА с применением сетевого сервиса DNS и своевременно останавливать ее на пути к реализации деструктивных воздействий.

Список использованных источников

1. Топ-5 технологических трендов 2024 года и их влияние на ландшафт киберугроз в 2025 году. – URL : https://www.ptsecurity.com/ru-ru/research/analytics/top-5-tehnologicheskih-trendov-2024-goda-i-landshaft-kiberugroz-v-2025-godu/#id1 (дата обращения: 15.10.2024).

2. Обзор трендов кибербезопасности 2025 года: мнение экспертов BI.ZONE. – URL : https://bi.zone/expertise/insights/obzor-trendov-kiberbezopasnosti-2025-goda-mnenie-ekspertov-bi-zone/ (дата обращения: 15.10.2024).

3. *Лукацкий А.* Как выявить скрытую передачу данных в сети. – URL : https://lib.itsec.ru/articles2/in-ch-sec/kak-vyyavit-skrytuyu-peredachu-dannyh-v-seti (дата обращения: 10.10.2024).

4. RFC-1035. Доменные имена – реализация и спецификация. – URL : https://www.ietf.org/rfc/rfc1035.txt (дата обращения: 4.10.2024).

5. *Миллс М.* Типы атак на DNS-серверы: как они работают и как защитить себя. – URL : https://itigic.com/ru/types-of-attacks-on-dns-servers-how-they-work/ (дата обращения: 15.10.2024).

6. DNS Security. Defending the Domain Name System / A. Liska, G. Stowe. – URL: https://ru.z-lib.fm/book/2800801/44629e/dns-security-defending-the-domain-name-system.html?dsource=recommend (дата обращения: 12.11.2024).

7. Защита от атак через DNS-протокол. – URL : https://bi.zone/catalog/services/secure-dns/?utm_source=main&utm_medium=banner&utm_campaign=skrytaya-ugroza-kak-zashchitit-kompaniyu-ot-atak-na-dns-protokol&utm_content=side (дата обращения: 30.09.2024).

8. JARM Detection. – URL : https://en.kali.tools/?p=1851 (дата обращения: 12.11.2024).

9. Machine Learning with LightGBM and Python. – URL : https://github.com/PacktPublishing/Practical-Machine-Learning-with-LightGBM-and-Python (дата обращения: 13.11.2024).

10. RFC-8777. – URL : https://www.ietf.org/rfc/rfc8777.pdf (дата обращения: 4.10.2024).

11. *Данилов В. В., Бугаев И. А.* Методика выявления скрытного канала передачи данных на основе идентификации состояний сетевого взаимодействия с учетом особенностей функционирования службы DNS // Вопросы оборонной техники. Сер. 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2023. – № 2. – С. 54–60.

12. *Данилов В. В.* Технологии мониторинга сервисов доменных имен // Методы и технические средства обеспечения безопасности информации : тезисы докл. научно-техн. конф. (Санкт-Петербург, 26–29 июня 2017 года). – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2017. – С. 91–93.

А. С. Подшибякин;
Н. А. Трофимова

СИСТЕМА АНАЛИЗА СЕТЕВОГО ТРАФИКА ДЛЯ КОНТРОЛЯ ТУННЕЛИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПОТОКОВ

В работе изложен подход к анализу и обнаружению реализации туннелей в сетевом обмене, базирующийся на комплексировании существующих методов выявления таких коммуникаций и построении на их основе модели туннелируемого трафика. Авторы представили структуру туннелируемого соединения кортежем, включающим в себя его ключевые характеристики, такие как тип используемого протокола, параметры запроса, IP-адреса и порты участников информационного обмена, длина передаваемых данных и особенности конструкции полезной нагрузки, что дало возможность определить специфические векторы признаков для выявления туннелирования в HTTP-, DNS- и ICMP-протоколах.

Практическая реализация предложенного подхода представлена в виде веб-приложения NetTunnelGuard, позволяющего проводить многоуровневый анализ сетевого трафика, сочетая методы глубокого анализа пакетов, статистического анализа и эвристические алгоритмы для каждого типа протокола. Ориентированный на разработанную модель инструмент способен определять различные техники сетевого туннелирования, адаптируясь к множественным сценариям реализации скрытых коммуникаций. При обнаружении подозрительной активности NetTunnelGuard автоматически генерирует информативные записи в журнале событий, которые могут быть использованы для дальнейшего исследования трафика и выявления потенциальных угроз информационной безопасности.

Ключевые слова: анализ сетевого трафика, модель туннелируемого соединения, HTTP-туннелирование, DNS-туннелирование, ICMP-туннелирование, информационная безопасность, NetTunnelGuard.

ВВЕДЕНИЕ

В связи с широким распространением новых подходов к передаче данных и усложнением методов маскировки вредоносного трафика в сетевых коммуникациях необходимо дополнять существующие способы анализа сетевого трафика новыми показателями. Эти показатели должны помогать проверять и оценивать трафик с точки зрения возможного неправильного использования сетевых протоколов. В этих изменившихся условиях важно обеспечить прозрачность сети (возможность видеть и контролировать все, что происходит в сети). Это основа, на которой строится безопасность современных информационно-телекоммуникационных систем (ИТКС).

Туннелирование [1], как способ инкапсуляции одного сетевого протокола в другой, часто используется нарушителями для обхода систем обнаружения вторжений и межсетевых экранов. Цель данной работы – определение методов и соответствующих метрик, которые будут применяться для анализа туннелируемого трафика, аналогичных тем, которые используются для открытых протоколов передачи данных. По сути, необходимо определить такие свойства скрытого трафика и признаки использования протоколов не по назначению, чтобы можно было иметь достаточный уровень видимости без, например, декодирования полезной нагрузки пакетов в случае зашифрованных каналов связи. Следовательно, необходимо создание всеобъемлющего набора алгоритмов и показателей, которые можно эффективно применять при мониторинге как крупных, так и мелких сетей, взаимодействующих по универсальным протоколам, реализующим каналы передачи данных.

Авторы не ставили перед собой задачу фокусироваться на точном определении конкретных шаблонов нелегитимных туннелей, поскольку для этого требуются сложные и вычислительно затратные модели. Особенностью представленного решения является не определение новых методов идентификации некорректно работающих коммуникаций, а скорее классифи-

кация сетевого трафика общим способом и способность с применением определенных метрик протокола анализировать его на предмет использования туннелирования. Новизна работы заключается в объединении результативных методов выявления туннелей и построении на их основе модели туннелируемого соединения, что прокладывает путь к разработке набора инструментов следующего поколения для анализа информационных потоков в контролируемой ИТКС.

Таким образом, результаты исследования заключаются в комплексировании существующих методов анализа характеристик протоколов и определении таких индикаторов трафика, которые позволяют не только распознавать информационные потоки с точки зрения их туннелирования, но и проверять сетевые протоколы на соответствие ожидаемому их использованию.

АНАЛИЗ СТАНДАРТНЫХ МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ ТУННЕЛЕЙ

Для обнаружения некорректно работающих коммуникаций в мониторируемой ИТКС существуют следующие методы.

DNS-туннелирование. DNS-туннели создают «скрытые каналы», позволяя передавать данные через стандартный DNS-трафик, внедряя информацию в служебные поля протокола, которые в обычной жизни не используются для передачи данных. Проверка трафика DNS для выявления туннелей может включать в себя проверку длины DNS-запросов и ответов, частоты запросов, использование необычных поддоменов, анализ типов запросов (например, запросов типа TXT), обнаружение аномальной последовательности запросов и ответов, а также сравнение с известными сигнатурами DNS-туннелей. Эти методы анализа могут помочь выявить потенциальные DNS-туннели и другие виды вредоносной активности, использующие DNS-протокол.

Анализ актуальных угроз сетевым ресурсам организаций, связанных с несанкционированным удаленным доступом в обход межсетевых экранов посредством незащищенного DNS-протокола, проведен в работе [2]. В ходе исследования авторы разработали оригинальную методику активного аудита информационно-телекоммуникационных систем с применением созданного ими программного средства DNSTT, позволяющего осуществлять DNS-туннелирование через протокол HTTPS.

HTTP-туннелирование. Предоставление возможностей туннелирования с использованием протокола HTTP заключается в создании нелегитимного сетевого трафика, который трудно идентифицировать, поскольку он смешивается с трафиком, генерируемым доброкачественными приложениями. Разработчики вредоносного программного обеспечения (вредоносных программ) используют протокол передачи гипертекста (HTTP) в качестве одного из основных носителей вредоносной коммуникации. HTTP – наиболее распространенный протокол, используемый в трафике *Command and Control* (C&C), более популярный, чем *Hypertext Transfer Protocol Secure* (HTTPS). Он используется вредоносным ПО, например, для подключения к серверу C&C для регистрации или получения команд, проверки IP-адреса зараженной машины или загрузки дополнительных модулей. Существующие в настоящее время инструменты отслеживания и анализа HTTP-туннелей извлекают информацию, включенную в HTTP-запрос, такую как особенности структуры заголовка и характеристики полезной нагрузки, предоставляя полезные данные для идентификации туннеля.

Метод оперативного выявления HTTP-туннелирования в сетевом трафике информационно-телекоммуникационных систем, основанный на комплексном анализе трафика предложен в работе [3]. Авторы разработали клиент-серверный программный комплекс с использованием библиотеки Scapy [4] для эффективного обнаружения подозрительной активности и потенциальных угроз безопасности.

ICMP-туннелирование. Протокол ICMP предназначен для обнаружения и контроля сетевых проблем, поэтому его способность устанавливать канал передачи данных между двумя

хостами часто упускается из виду. Нарушители могут использовать ICMP-туннелирование для сокрытия вредоносного поведения в сети. Вместо того, чтобы явно связываться с хостом по выбранному протоколу, каждый пакет будет вставлен в пакет *echo request* или *echo reply*. Такой коммуникационный поток будет представлять собой серию операций *ping*, а не, например TCP-соединение.

Ниже перечислены способы выявления трафика, который не соответствует обычным операциям ICMP-эхо, и некоторые общие шаблоны ICMP-туннелирования, которые могут быть обнаружены.

Широкое использование ICMP. При туннелировании больших объемов данных может быть обнаружен значительный объем ICMP-трафика, входящего или исходящего из сети.

Аномальный размер пакета. Нарушители ИБ могут уменьшить общее количество пакетов, вставляя более крупные дейтаграммы в каждый запрос или ответ. Как правило, легитимные эхо-запросы и ответы будут иметь фиксированный стандартный размер, поэтому различные размеры дейтаграмм могут указывать на то, что соединение используется для туннелирования.

Периодические ping-запросы. Некоторые инструменты туннелирования периодически отправляют пустые ICMP-запросы, чтобы пробить дыры через NAT и межсетевые экраны с отслеживанием состояния.

Непроизвольная полезная нагрузка ICMP. С помощью инструментов проверки пакетов данные ICMP можно сканировать и сравнивать со структурами и заголовками обычных протоколов для обнаружения туннелирования. Однако данные могут быть зашифрованы и пакеты будет трудно отличить от безобидной полезной нагрузки ICMP.

Методика оперативного выявления ICMP-туннелирования в сетевом трафике информационно-телекоммуникационных систем представлена в публикации [5]. Авторы исследовали особенности ICMP-протокола, позволяющие нарушителям обходить средства защиты и получать несанкционированный доступ к хостам. Предложенный инструмент обрабатывает pcap-файлы для синтаксического анализа и выявления параметров ICMP, указывающих на наличие туннелирования. Эффективность достигается использованием функции *gettingDataFromICMPTraffic* с конкретными инструкциями и командами.

Таким образом, распространенным и успешно работающим подходом к выявлению признаков туннелирования является определение особенностей в сетевом трафике, указывающих на наличие туннеля для каждого конкретного протокола, и установление соответствующих правил его анализа. Разработка общей модели и предоставление совокупности метрик для измерения характера таких некорректно работающих коммуникаций, при отсутствии возможности проверки контента, предотвратит возникновение нелегитимных потоков трафика.

ПРЕДЛАГАЕМАЯ МОДЕЛЬ ТУННЕЛИРУЕМОГО ТРАФИКА, МЕТРИКИ СЕТЕВЫХ ПРОТОКОЛОВ И ПОДХОД К ВЫЯВЛЕНИЮ ТУННЕЛЕЙ

Поскольку в скрытом потоке данных невозможно проверить содержимое, идея состоит в том, чтобы обобщить и сопоставить ключевые свойства туннелируемого соединения с целью создания для него модели трафика.

Определим полезные характеристики сетевых пакетов, в частности, сфокусируемся на длинах и структурах данных различных компонентов их содержимого, так как эти особенности могут раскрыть важную информацию о паттернах сетевой коммуникации и обеспечить достаточный уровень видимости без необходимости декодирования полезной нагрузки.

В целом их можно разделить на три группы в зависимости от части пакета, к которой они относятся.

1. Особенности структуры заголовка:

– методы запросов (*Request_method*), используемые в протоколах HTTP (GET, POST, PUT, DELETE), позволяющие определить тип выполняемой клиентом транзакции на сервере и понять характер их взаимодействия;

– типы запросов *(Request_type*), которые могут указывать на конкретные операции или службы в протоколах прикладного уровня, чтобы понять цель запроса и определить используемые сервисы (например, в DNS-запросах *Request_type* определяет тип записи, запрашиваемой клиентом (A, AAAA, MX и т. д.));

– коды запросов или ответов (*Request_code*), часто используемые для обозначения состояния выполнения запроса. В протоколе HTTP это могут быть коды статуса (например, 200 (*OK*), 404 (*Not Found*), 500 (*Internal Server Error*)), в ICMP *Request_code* может указывать на конкретный тип ошибки или сообщения (например, *Destination Unreachable*). Анализ этих кодов, применяется при диагностике сетевых проблем и оценке качества связи между узлами.

2. Информация, определяющая конфигурации сетевых соединений: IP-адреса (*IP source, IP destination*) и порты (*source port, destination port*).

3. Характеристики тела и полезной нагрузки:

– содержимое сообщений, преобразованное в структуру данных JSON (*body*), поскольку этот формат распространен в веб-коммуникациях и API и позволяет эффективно анализировать и обрабатывать полученные данные;

– собственно содержимое пакетов ICMP (*data*), используемое для выполнения анализа состояния сети и диагностирования проблем с подключением.

В отношении свойств длины компонентов сетевых пакетов будем анализировать:

– длину доменных имен, запрашиваемых в DNS-запросах (*len_name*), что может указывать на сложность или специфику выполняемых запросов;

– фактический размер содержимого отправляемых сообщений после очистки от ненужных пробелов (*len_body*), чтобы оценить объем значимых передаваемых данных;

– размер информации, передаваемой в пакетах ICMP (*len_data*), что полезно для понимания характера диагностических сообщений, обмен которыми происходит в сети.

Исходя из вышесказанного, опишем модель туннелируемого соединения и метрики, используемые для обеспечения видимости туннелирования в сети, с целью последующего выявления угроз информационной безопасности.

1. Определение элементов кортежа [6] описания туннелируемого соединения.

Для описания структуры туннелируемого соединения определим туннель (*T*) как маркированный *n*-кортеж, элементами которого являются значения его характеристик, которые на данный момент ограничены определенными множествами, но в будущем могут быть дополнены. Они создают математическую основу для применения в анализе сетевых соединений таких концепций как кластеризация и классификация, что дает возможность фиксировать и определять необходимые для дальнейшего анализа сведения.

Модель туннелируемого соединения является расширяемой и основана на кортеже

$$T = \langle Protocol\ type,\ Request\ features,\ IP\ features,\ Port\ features,$$

$$Length\ features,\ Body\ \&\ data\ features \rangle.$$

Представим описание элементов кортежа T:

Protocol type – характеристика сетевого соединения, определяющая тип используемого протокола, задается на множестве {*HTTP, DNS, ICMP*}.

Request features – характеристики элемента кортежа, определяющие параметры запроса, задаются на множестве {*Request_type, Request_method, Request_code*}.

IP features – характеристики элемента кортежа, определяющие участников информационного обмена, задаются на множестве {*IP source, IP destination*}.

Port features – характеристики элемента кортежа, определяющие участников информационного обмена в части используемых сетевых приложений, задаются на множестве {*source port, destination port*}.

Length features – числовые характеристики полезной нагрузки, определяющие параметры длины передаваемых (запрашиваемых) данных, задаются на множестве {*len_name, len_body, len_data*}.

Body & data features – характеристики передаваемых данных или полезной нагрузки пакета, определяющие параметры их структуры, задаются на множестве {*body, data*}.

2. Заполнение элементов модели трафика туннеля для исследуемых протоколов.

После детализации описания свойств туннелируемых пакетов данных мы извлекаем из трафика полезные характеристики соединений и заполняем ими модель.

В контексте проводимого анализа могут встречаться случаи, когда ⟨*элемент кортежа T*⟩ = = ⟨∅⟩. Таким образом, заполненная модель (кортеж *T*) не будет являться общей для каждого протокола.

3. Определение реализации туннелирования в сети.

Чтобы правильно использовать модель при решении поставленной аналитической задачи, необходимо для каждого протокола определить наборы характерных признаков, адаптированных к проводимому анализу. Так как конечной целью анализа сетевого трафика является формирование логов (оповещений, которые используются для идентификации туннелирования в ИТКС), маркировка соединений как «туннелируемые» происходит по определенному для каждого протокола вектору признаков.

Для HTTP-трафика сфокусируемся на обнаружении POST-запросов, направленных на нестандартные порты. Наличие этих признаков основано на предположении, что при туннелировании через HTTP-протокол часто используются нестандартные конфигурации для обхода средств защиты. Дополнительно проведем анализ содержимого тела запроса на наличие структурированных данных, что может указывать на передачу закодированной информации.

Вектор признаков HTTP-туннеля определим следующим образом:

$$VPR_{HTTP} = \langle HTTP \wedge Request_method \wedge destination\ port \wedge len_body \wedge body \rangle.$$

Полное выполнение соответствующих идентификационных правил указывает на присутствие HTTP-туннелирования.

В случае DNS-трафика проведем анализ соединений на наличие TXT-запросов и длинных поддоменов, которые часто используются для передачи данных через DNS. Эти предположения основаны на том, что легитимные DNS-запросы обычно имеют более простую структуру и меньшую длину.

Вектор признаков DNS-туннеля определим следующим образом:

$$VPR_{DNS} = \langle DNS \wedge Request_type \wedge len_name \rangle.$$

Полное выполнение соответствующих идентификационных правил указывает на присутствие DNS-туннелирования.

Для ICMP-трафика применим анализ содержимого пакетов Echo Request на наличие печатаемых ASCII-символов, а также аномально длинных сообщений в данных ICMP-пакетов, что может свидетельствовать о попытке скрытой передачи информации через ICMP-туннель.

Вектор признаков ICMP-туннеля определим следующим образом:

$$VPR_{ICMP} = \langle ICMP \wedge \{Request_type \wedge Request_code\} \wedge len_data \wedge data \rangle.$$

Полное выполнение соответствующих идентификационных правил указывает на присутствие ICMP-туннелирования.

Таким образом, процесс маркировки пакета как туннелируемого выполняется в несколько этапов: получение требуемых параметров пакета, заполнение модели полезными данными, применение к ним соответствующего вектора признаков *VPR* и, в случае выполнения идентификационных правил, формирование соответствующего оповещения (лога).

Полученные логи не обязательно являются признаком компрометации или ошибок, но они являются индикатором, заслуживающим анализа сетевыми специалистами. В результате исследования таких логов определяются угрозы использования нарушителями ИБ туннелирования в сети.

ПРАКТИКА ПРИМЕНЕНИЯ РАССМАТРИВАЕМОГО АНАЛИТИЧЕСКОГО ПОДХОДА К ДАННЫМ СЕТЕВОГО ТРАФИКА ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТУННЕЛИРОВАНИЯ

Результаты этого исследования были реализованы в веб-приложении NetTunnelGuard [7], представляющем собой комплексный инструмент для мониторинга и анализа сетевого трафика, идентифицирующий туннели в целевой сети. В отличие от существующих решений, фокусирующихся на отдельных протоколах, данный инструмент применяет многоуровневый анализ, охватывающий сразу несколько используемых для туннелирования популярных протоколов, включая HTTP, DNS и ICMP, которые часто остаются незамеченными традиционными средствами защиты. NetTunnelGuard разработан для применения в качестве автономного инструмента, но с учетом возможности легкой интеграции в существующие системы мониторинга сети. Использование основным языком программирования Python обеспечивает кроссплатформенность и гибкость в настройке. Веб-интерфейс на основе Flask [8] позволяет легко адаптировать инструмент под различные сценарии применения, от небольших корпоративных сетей до крупных дата-центров.

Процесс взаимодействия между различными модулями разработанной системы мониторинга (пользователем, веб-интерфейсом, сервером Flask, анализатором трафика) и различными хранилищами данных (лог-файл, базы данных счетчиков и истории пакетов) представлен на рис. 1 диаграммой, иллюстрирующей последовательность работы основных процедур: инициализацию системы, запуск и остановку анализа, периодическое обновление данных и их фильтрацию по запросу пользователя.

Диаграмма, представленная на рис. 2, отражает подпроцесс взаимодействия компонентов модуля-анализатора трафика и ведения статистики в части получения и распределения сетевых пакетов между специализированными детекторами. Затем анализ каждого типа трафика производится соответствующими функциями, применяющими различные эвристические методы для выявления подозрительной активности.

Процесс взаимодействия между функциями анализатора сетевых туннелей, которые реализуются специализированными механизмами обработки сетевого трафика, охватывающими HTTP-запросы, DNS-запросы и ICMP-пакеты, представлен на рис. 3. Обработанные детектором пакеты передаются соответствующим анализаторам для генерации значений признаков туннеля и логирования результатов.

Для обеспечения функциональности разработанного инструмента детектирования туннелируемого трафика в соответствии с предложенной моделью в его практической реализации элементы кортежа T представляют собой общие переменные языка программирования Python (из библиотек для обработки сетевых пакетов, таких как Scapy), используемые для извлечения и анализа характеристик сетевых данных (рис. 4).

Таким образом, ориентированные на представленную модель данные заполняются функциями анализатора сетевых туннелей на основе мониторинга сетевого трафика.

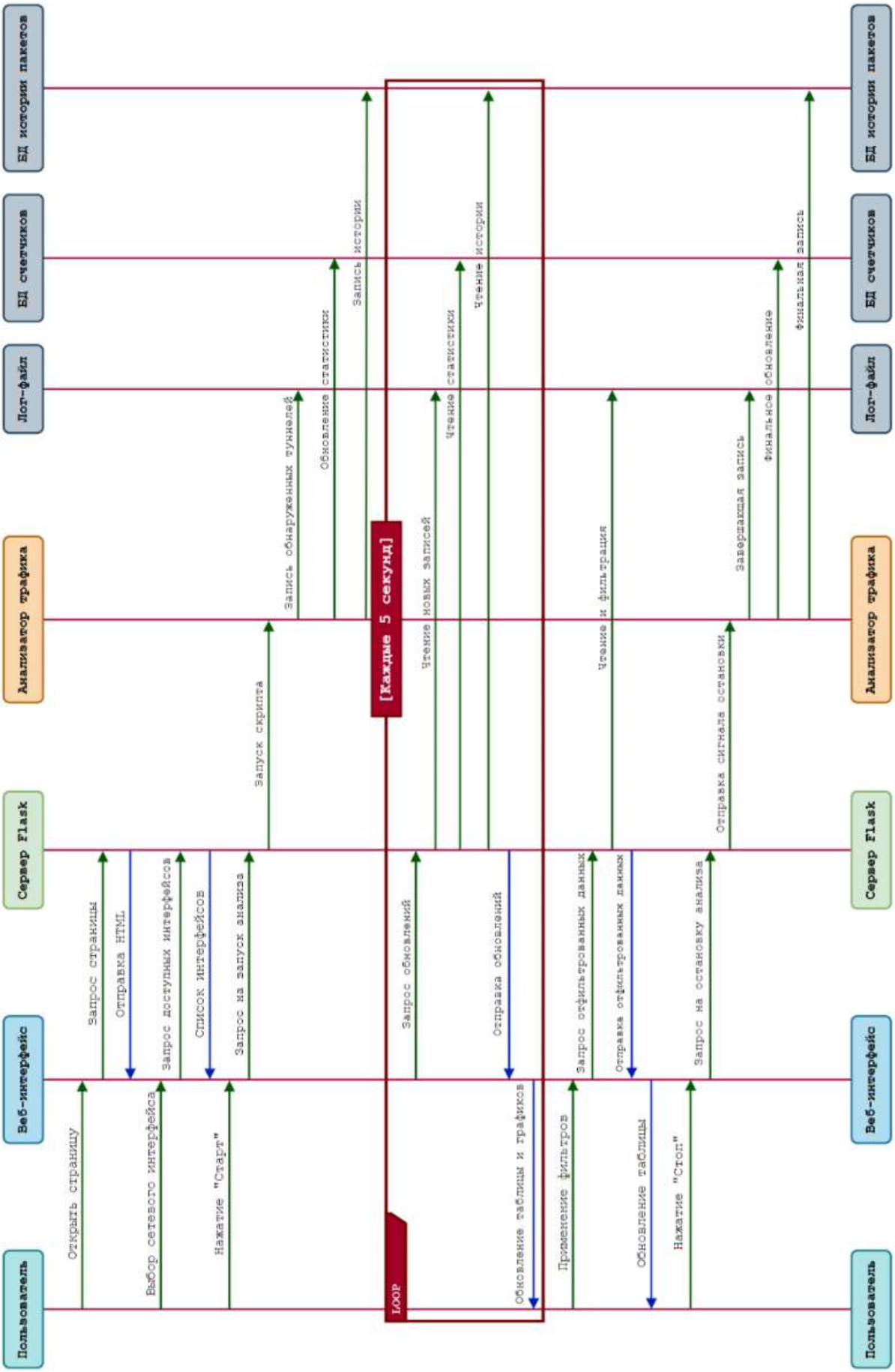


Рис. 1. Процесс взаимодействия между различными модулями системы мониторинга

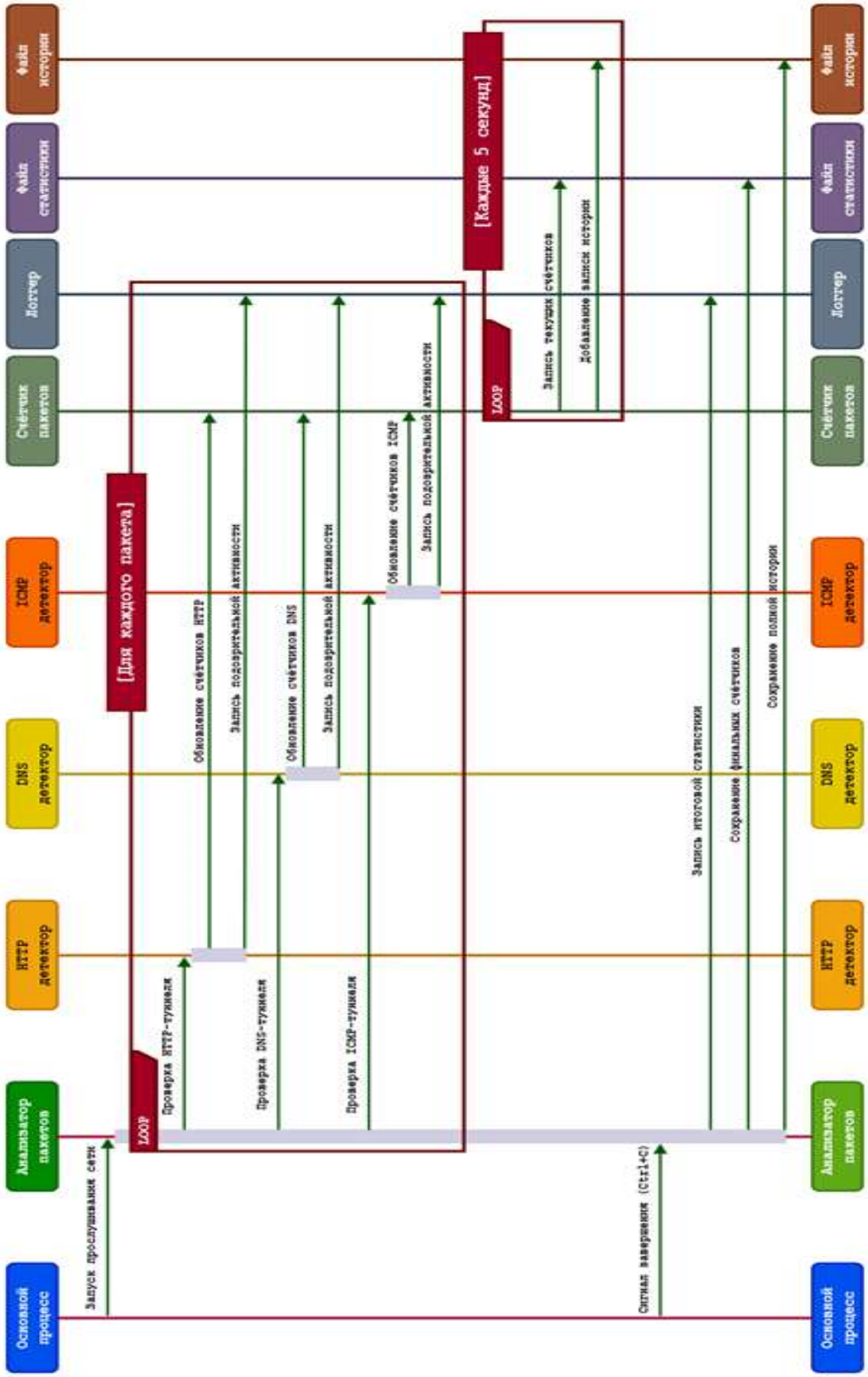


Рис. 2. Процесс взаимодействия компонентов модуля-анализатора трафика и ведения статистики

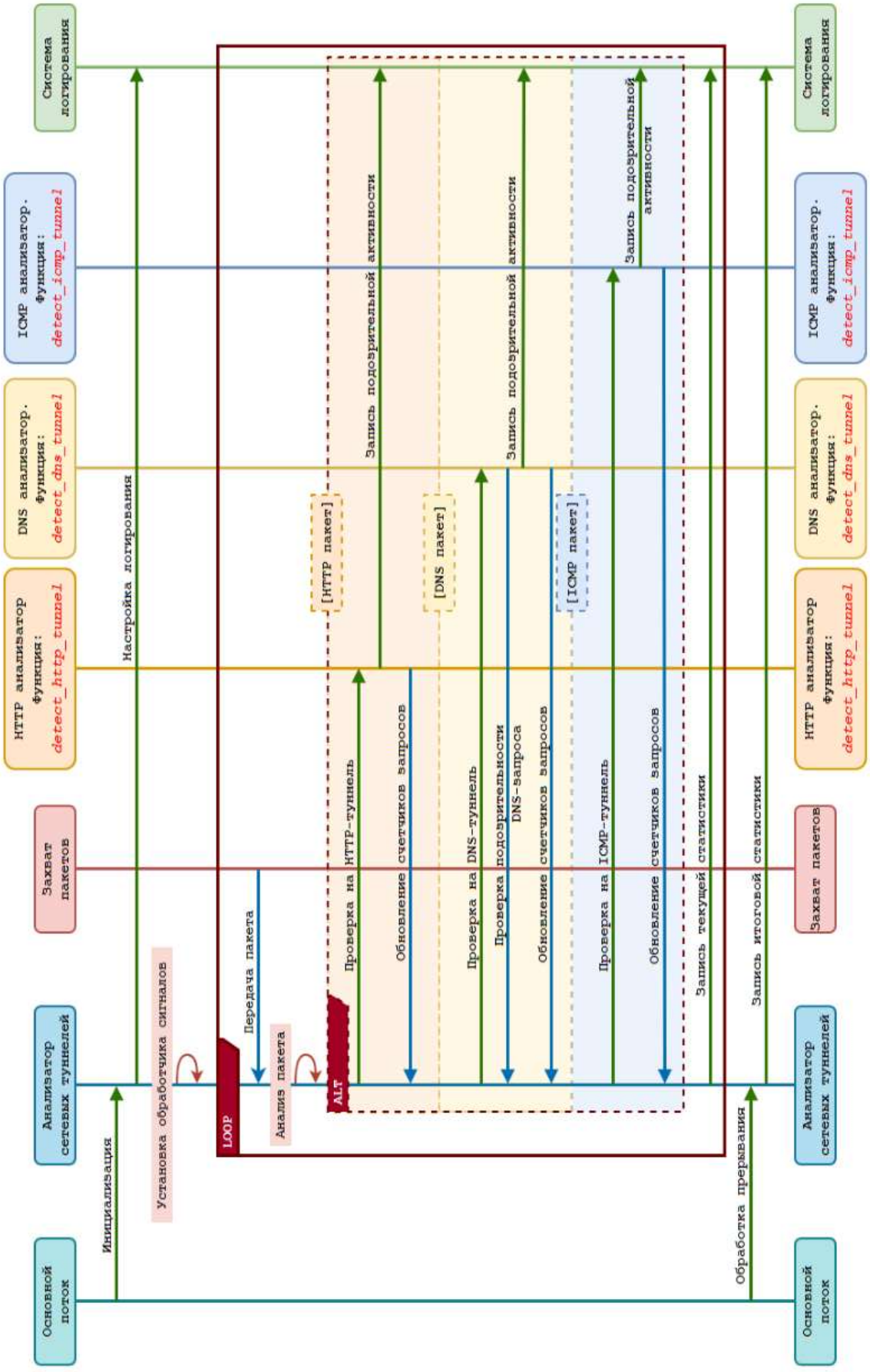


Рис. 3. Процесс взаимодействия между различными функциями анализатора сетевых туннелей и логирования результатов

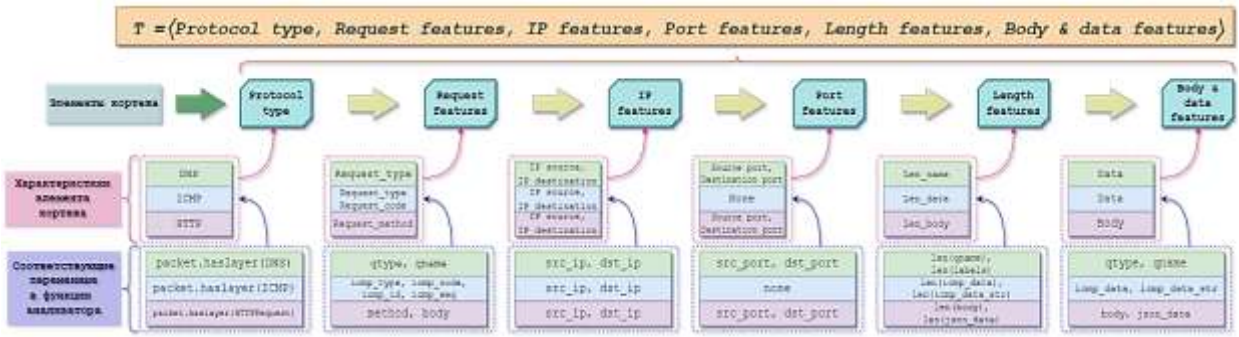


Рис. 4. Последовательность заполнения модели данными в процессе работы функций анализатора

Основным исходным набором данных являются результаты осуществления непрерывного захвата сетевых пакетов, циркулирующих в инфраструктуре мониторируемой ИТКС с фокусом на три ключевых протокола: HTTP, DNS и ICMP. Такой набор данных содержит трафик от объектов ИИ, взаимодействующих по этим протоколам, и предоставляет необходимые сведения, определяющие тип протокола, сетевой адрес и сетевой порт, но в большинстве случаев требуется анализ атрибутов исследуемых протоколов для детектирования туннеля. Поэтому подход, применяемый в предложенном решении по построению системы обнаружения сетевых туннелей, основан на многоуровневом анализе трафика, который сочетает в себе методы глубокого анализа пакетов, статистического анализа и эвристические алгоритмы для каждого типа протокола.

Функция *detect_dns_tunnel* анализирует DNS-пакеты, заполняет соответствующие элементы кортежа *T* и проверяет их на признаки туннелирования:

– *Protocol type*. Функция работает с DNS-пакетами, что явно указывает на тип протокола;

– *Request features*. В DNS-запросе *qtype* (тип запроса, например, TXT) и *qname* (имя запрашиваемого домена) являются основными характеристиками запроса. В функции они извлекаются из DNSQR;

– *IP features*. Исходный и целевой IP-адреса извлекаются из заголовка IP (*packet[IP].src* и *packet[IP].dst*);

– *Port features*. Исходный и целевой порты извлекаются из заголовка UDP (*packet[UDP].sport* и *packet[UDP].dport*);

– *Length features*. Длина имени запроса (*len(qname)*) и длина отдельных меток домена (*len(labels)*) используются для анализа подозрительных DNS-запросов, в функции проводится их проверка на длинные поддомены;

– *Body & data features*. В DNS-запросе тело и данные – это сам запрос, включающий *qname* и *qtype*, в функции они используются для анализа подозрительных запросов.

Пример заполненного кортежа сетевого пакета для DNS-протокола:

$$T = \langle DNS, \{qtype, qname\}, \{192.168.1.1, 192.168.1.2\}, \{5000, 53\}, \{30, [7, 10, 12]\}, \{16, «example.subdomain.longdomain.com»\}\rangle.$$

Применяемые идентификационные правила для обработки DNS-протокола:

– значение переменной *qtype* равно коду 16, что соответствует типу записи TXT;

– длина переменной *qname* превышает 25 символов, что указывает на нетипичную длину доменного имени.

Если выполнятся оба условия, то система логирования сформирует соответствующую запись.

При проведении исследований на данных экспериментального стенда ПК NetTunnelGuard обнаружил серию DNS-запросов с необычно длинными доменными именами третьего уров-

ня (рис. 5). Статистический анализ показал, что эти запросы содержали закодированную информацию, передаваемую малыми порциями через DNS-протокол, что является характерным признаком DNS-туннелирования.

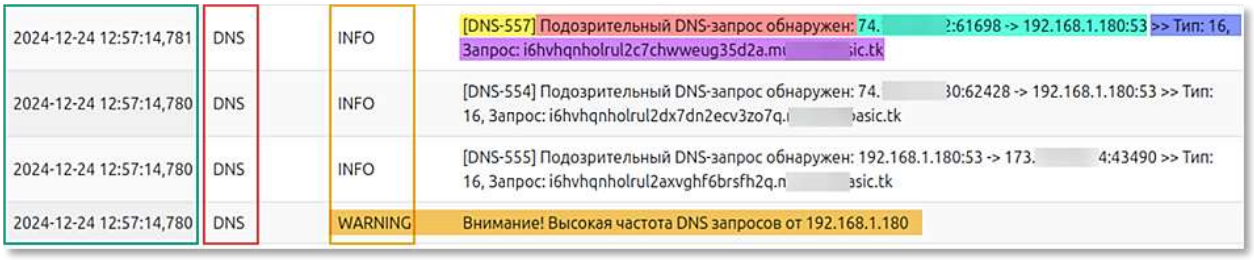


Рис. 5. Записи в лог-файле, указывающие на присутствие DNS-туннелирования

Функция *detect_http_tunnel* анализирует HTTP-пакеты, заполняет соответствующие элементы кортежа *T* и проверяет их на признаки туннелирования:

– *Protocol type*. Функция работает с HTTP-пакетами, что явно указывает на тип протокола;

– *Request features*. В HTTP-запросе method (например, POST) и body (тело запроса) являются основными характеристиками запроса. В функции они извлекаются из *HTTPRequest* и *Raw*;

– *IP features*. Исходный и целевой IP-адреса извлекаются из заголовка IP (*packet*[*IP*].*src* и *packet[IP].dst*);

– *Port features*. Исходный и целевой порты извлекаются из заголовка TCP (*packet*[*TCP*].*sport* и *packet*[*TCP*].*dport*);

– *Length features*. Длина тела запроса (*len(body)*) и длина распарсенного JSON (*len(json_data)*) используются для анализа подозрительных HTTP-запросов;

– *Body & data features*. В HTTP-запросе тело и данные – это само тело запроса (*body*) и его содержимое, например, JSON (*json_data*).

Пример заполненного кортежа сетевого пакета для HTTP-протокола:

$$T = \langle HTTP, \{POST, 'key': 'value'\}, \{192.168.1.1, 192.168.1.2\}, \{5000, 8080\}, \{15, 1\}, \{«'key': 'value'», 'key': 'value'\}\rangle.$$

Применяемые идентификационные правила для обработки HTTP-протоколов:

– значение переменной *method* содержит метод POST;

– значение переменной *dst_port* содержит номера портов, отличные от 80 и 443;

– значение переменной *json_data* содержит запрос допустимого JSON.

Если выполнятся все условия, то система логирования сформирует соответствующую запись.

При проведении экспериментальных исследований NetTunnelGuard выявил аномальное количество POST-запросов на нестандартный порт 8080. Дальнейший анализ показал, что тело запросов содержало закодированные команды, что указывало на наличие командно-контрольного канала, замаскированного под легитимный веб-трафик (рис. 6).

Функция *detect_icmp_tunnel* анализирует ICMP-пакеты, заполняет соответствующие элементы кортежа *T* и проверяет их на признаки туннелирования:

– *Protocol type*. Функция работает с ICMP-пакетами, что явно указывает на тип протокола;

– *Request features*. В ICMP-запросе *type, code, id* и *seq* являются основными характеристиками запроса. В функции они извлекаются из ICMP-протокола;

– *IP features*. Исходный и целевой IP-адреса извлекаются из заголовка IP (*packet*[*IP*].*src* и *packet*[*IP*].*dst*);

– *Port features*. Протокол ICMP не работает с портами, поэтому этот элемент кортежа будет пустым;

– *Length features*. Длина данных ICMP (*len(icmp_data)*) и длина декодированной строки (*len(icmp_data_str)*) используются для анализа подозрительных ICMP-запросов;

– *Body & data features*. В ICMP-запросе тело и данные – это сами данные ICMP (*icmp_data*) и их декодированное представление (*icmp_data_str*).



Рис. 6. Записи в лог-файле, указывающие на присутствие HTTP-туннелирования

Пример заполненного кортежа сетевого пакета для ICMP-протокола:

$$T = \langle ICMP, \{POST, 8, 0, 1234, 1\}, \{192.168.1.1, 192.168.1.2\}, None, \{32, 20\}, \{b"example\ data", «example\ data»\}\rangle.$$

Применяемые идентификационные правила для обработки ICMP-протокола:

– значение переменной *icmp_type* равно 8 и значение переменной *icmp_code* равно 0, что означает эхо-запрос (ping-запрос);

– наличие полезной нагрузки, содержащейся в протоколе;

– содержание в полезной нагрузке печатных символов, характерных для передачи структурированных данных.

Если выполнятся все условия, то система логирования сформирует соответствующую запись.

При проведении экспериментальных исследований ПК NetTunnelGuard зафиксировал аномально высокую частоту ICMP Echo Request пакетов между двумя хостами. Анализ содержимого этих пакетов выявил наличие закодированных данных в полезной нагрузке, что указывало на использование ICMP-туннеля для скрытой передачи информации (рис. 7).



Рис. 7. Записи в лог-файле, указывающие на присутствие ICMP-туннелирования

С целью выявления аномального поведения протокола дополнительно для каждой пары «хост – протокол» определяется частота создания новых соединений. Функция *update_request_counts(src_ip, protocol)* отслеживает частоту запросов от конкретного IP-адреса для каждого протокола.

Параметры пороговых значений:
– для протокола HTTP – больше 5 запросов в минуту;
– для протокола DNS – больше 10 запросов в минуту;
– для протокола ICMP – больше 20 запросов в минуту.

Система логирования формирует соответствующую запись в лог-файле о высокой частоте запросов от какого-либо хоста, что характерно для аномального поведения сетевого трафика (см. рис. 5, 7).

Помимо основных функций, представленный инструмент мониторинга и анализа сетевого трафика позволяет обнаруживать неправильно работающие хосты, используя методы, описанные ранее. Например, выявление туннелирования на уровне сетевого потока или порта может изначально выглядеть как аномальный единичный поток. Однако при корреляции признаков такого потока с данными о соответствующем хосте или сети факт туннелирования становится очевидным, что позволяет обойтись без внедрения ресурсоемких структур данных для отслеживания задействованных портов.

Кроме того, все запросы, принадлежащие определенному сетевому потоку, для которого уже существует подтвержденное предупреждение, могут быть автоматически помечены соответствующими оповещениями. Этот подход основывается на предположении, что все запросы внутри такого сетевого потока следует рассматривать как туннелируемые. Сетевые потоки идентифицируются по комбинациям исходных и целевых IP-адресов и портов.

В результате, такой комплексный подход позволяет эффективно выявлять различные техники сетевого туннелирования, адаптируясь к множественным сценариям реализации скрытых коммуникаций и типам используемых протоколов.

В разработку представленного проекта также входило создание интерактивного пользовательского интерфейса, который позволяет в реальном времени отслеживать сетевую активность, анализировать потенциальные угрозы и предоставлять пользователю удобные инструменты для управления процессом мониторинга (рис. 8).

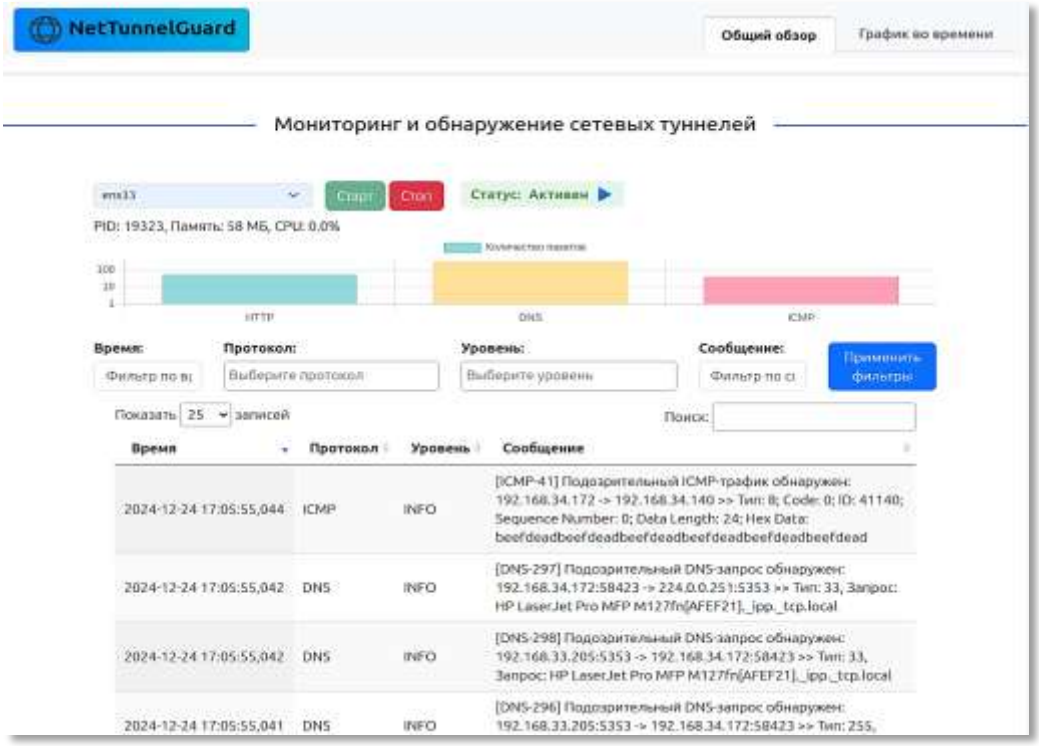


Рис. 8. Интерактивный пользовательский интерфейс инструмента выявления сетевых туннелей и логирования результатов

Интерфейс включает навигационную панель с вкладками для переключения между общим обзором и подробным графическим представлением сетевой активности. Основной раздел содержит элементы управления, такие как выбор сетевого интерфейса, кнопки для запуска и остановки мониторинга, а также статус-бар для отображения текущего состояния системы.

При обнаружении подозрительного сетевого трафика программный комплекс автоматически генерирует соответствующие записи в журнале. Такие лог-записи фиксируют ключевую информацию о выявленной активности: время события, тип протокола, уровень значимости события, уникальный идентификатор сетевого пакета, а также сведения об исходном и целевом IP-адресах. Дополнительно может включаться информация о характеристиках сетевого пакета, таких как тип, код и идентификатор сообщения, порядковый номер пакета и объем данных полезной нагрузки. Этот подход позволяет эффективно отслеживать и анализировать потенциальные угрозы без необходимости детального разбора каждой отдельной записи.

Для обработки и фильтрации данных, предоставляемых сформированными предупреждениями о возможном туннеле, используется интерактивная таблица, которая позволяет сортировать и искать информацию по различным критериям. Пользователь может применять фильтры по времени, протоколу, уровню сообщений и содержанию, что облегчает процесс анализа больших объемов данных и ускоряет выявление специфических событий или аномалий.

Особое внимание в разработанном приложении уделено визуализации данных. Графические компоненты отображают количество циркулирующих в инфраструктуре мониторируемой ИТКС сетевых пакетов в реальном времени, что позволяет пользователю быстро оценивать текущую нагрузку и выявлять аномалии. Дополнительно предоставляется возможность анализа динамики сетевой активности посредством специализированной вкладки, содержащей количественное распределение анализируемых протоколов во времени мониторинга (рис. 9). Это способствует более глубокому пониманию процессов, происходящих в сети, и позволяет проводить детализированный анализ поведения системы.



Рис. 9. Структура динамики сетевой активности на основе соотношения временных рядов и количественных показателей

Таким образом, NetTunnelGuard представляет собой комплексное решение для мониторинга сетевой активности с акцентом на удобство пользователя и оперативность работы. Его реализация объединяет в себе современные технологии веб-разработки, визуализации данных и анализа сетевых коммуникаций. Приложение совмещает способности отслеживания сетевых событий в реальном времени и проверки сетевых протоколов на предмет реализации туннелирования, а также предоставляет возможность анализа сформированных логов на соответствие протокола ожидаемому его использованию для своевременного реагирования на возникающие угрозы ИБ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный авторами подход, использующий модель туннелируемого соединения, показал, что можно эффективно выявлять и характеризовать туннелируемый сетевой трафик, применяя и объединяя существующие методы. Разработанный инструмент мониторинга и анализа сетевого трафика NetTunnelGuard предоставляет возможность выявлять подозрительное использование сетевых протоколов простым способом по сравнению с тем, что популярные IDS могут делать значительно более сложным образом.

Потенциально сформированные в процессе работы NetTunnelGuard оповещения используются для выполнения нечеткой маркировки пакетов как нелегитимные, но они создают основу для дальнейшего анализа возможной цели сетевых запросов – будь то проверка подключения, регистрация на сервере C&C или какая-либо другая вредоносная активность. Результаты сформированных предупреждений о реализации туннелей в контролируемой сети не были проанализированы в этом исследовании, но могут использоваться в качестве отправной точки для будущей работы.

В результате, концепция риска информационной безопасности, представленная в данной статье, может применяться для выявления туннелирования на уровне потока, в то время как последующая оценка сформированных логов может использоваться для анализа поведения трафика на уровне сущности (например, хоста или сети).

Кроме того, авторы подчеркивают, что их система способна генерировать структурированные и информативные данные, пригодные для использования в качестве входных данных для алгоритмов машинного обучения при решении задач классификации сетевого трафика.

Список использованных источников

1. Protocol Tunneling, Technique T1572 – Enterprise | MITRE ATT&CK. – URL : https://attack.mitre.org/techniques/T1572/ (дата обращения: 17.12.2024).

2. *Овчаров В. А., Подшибякин А. С., Степанюк О. М.* Методика аудита объектов информационной инфраструктуры с использованием технологии DNS-туннелирования // Известия ТулГУ. Технические науки : сб. науч. тр. – 2022. – Вып. 7. – С. 46–56.

3. *Подшибякин А. С., Степанюк О. М.* Разработка и применение метода оперативного выявления HTTP-туннелирования в сетевом трафике информационно-телекоммуникационных систем // Известия ТулГУ. Технические науки : сб. науч. тр. – 2024. – Вып. 10. – С. 292–298.

4. Network Scanning using scapy module – Python – GeeksforGeeks. – URL : https://www.geeksforgeeks.org/network-scanning-using-scapy-module-python/ (дата обращения: 17.12.2024).

5. *Подшибякин А. С., Степанюк О. М., Пантюхин О. И.* Методика оперативного выявления технологии ICMP-туннелирования в сетевом трафике информационно-телекоммуникационной системы // Известия ТулГУ. Технические науки : сб. науч. тр. – 2024. – Вып. 4. – С. 282–288.

6. *Кнут Д. Э.* Искусство программирования : в 4 т. – М., СПб. : Вильямс, 2008 – Т. 4, вып. 2 : Генерация всех кортежей и перестановок. – 158 с.

7. NetTunnelGuard. Network Tunnel Detection System. – URL : https://gitlab.uno/alex/nettunnelguard (дата обращения: 17.12.2024).

8. Welcome to Flask – Flask Documentation (3.1.x). – URL : https://flask.palletsprojects.com/en/stable/ (дата обращения: 17.12.2024).

А. А. Абдурахимов,
доктор технических наук, профессор;
Г. А. Матвеев

МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ ВНЕШНИХ ЭЛЕМЕНТОВ

В статье представлена разработанная с использованием метода узлов модель функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата, учитывающая наличие регулятора расхода, газожидкостного агрегата, герметичного отсека и нескольких жидкостных контуров. Модель позволяет исследовать функционирование системы в условиях изменения оптических характеристик терморегулирующих покрытий поверхностей внешних элементов космического аппарата с последующим формированием заключения о возможности его функционирования, что может помочь своевременно принять необходимые меры для устранения нештатной ситуации.

Ключевые слова: герметичный космический аппарат, терморегулирующее покрытие, модель, деградация, тепловой поток.

ВВЕДЕНИЕ

Современные космические аппараты (КА) включают в себя множество систем, одной из которых является система обеспечения теплового режима (СОТР), предназначенная для поддержания температур элементов КА в требуемых пределах. В течение всего срока функционирования КА в космическом пространстве элементы системы подвергаются воздействию различных факторов, результаты которого постепенно ухудшают характеристики оборудования. При проектировании КА для прогноза состояния системы разработчики КА используют различные методы моделирования, которые позволяют оценить возможные варианты построения СОТР и ее способность функционировать с поврежденными элементами [1]. Как правило, предприятия-разработчики ограничиваются дополнительным резервированием, однако на практике бывает, что фактические значения параметров элементов СОТР на этапе эксплуатации не соответствуют спрогнозированным расчетным значениям из-за незапланированных внешних воздействий или неверной оценки степени влияния факторов космического пространства на эти элементы. Поэтому на этапе эксплуатации возникает необходимость моделирования функционирования СОТР с целью обоснования мер по обеспечению работоспособности поврежденной системы, а для повышения оперативности принятия решений – внедрения такой модели в бортовой комплекс управления. Эта модель позволяет анализировать и прогнозировать состояние СОТР, а также учитывать возможную незапланированную деградацию элементов системы с возможностью самостоятельной оценки бортовым комплексом управления результатов применения различных мероприятий по парированию подобных нарушений. При этом для внедрения модели на борт КА необходимо обеспечить ее низкие требования к вычислительной мощности.

Как правило, воздействию факторов космического пространства больше всего подвержены внешние поверхности КА, особенно терморегулирующие покрытия (ТРП) радиационных теплообменников (РТО) СОТР, поэтому деградацию таких покрытий следует рассматривать в первую очередь. При этом наиболее заметно влияние деградации ТРП сказывается на крупногабаритных КА, имеющих активную систему терморегулирования и подавляющую часть времени постоянную ориентацию.

Таким образом, с целью определения возможности функционирования герметичного КА при нарушениях работы СОТР, вызванных деградацией ТРП внешних элементов, необходима разработка математической модели, подходящей для использования непосредственно на борту КА.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Для решения подобных задач хорошо подходит способ построения математической модели функционирования СОТР на основе метода узлов [2], при применении которого система разбивается на ряд изотермических узлов со сосредоточенными параметрами. Такими узлами могут являться отдельные агрегаты, элементы, участки теплообменных поверхностей, блоки однотипного оборудования и др. Для каждого узла системы составляется уравнение теплового баланса. Тепловые процессы в узлах и их связь между собой и окружающей средой приближенно описываются обыкновенными дифференциальными уравнениями.

В общем виде математическая модель функционирования СОТР КА представляет собой систему дифференциальных уравнений, описывающую тепловое взаимодействие *n* изотермических элементов (узлов) между собой и внешней средой (уравнений теплового баланса).

Для *i*-го узла модели СОТР КА уравнение имеет вид [3, 4]

$$c_i m_i \frac{dt_i}{d\tau} = Q_i(\tau) + S_i\left(\sum_{i\neq j} a_{ij}\left(t_j - t_i\right) + \sum_{i\neq j} b_{ij}\left(t_j^4 - t_i^4\right)\right), \quad (1)$$

где c_i – сосредоточенная (усредненная) теплоемкость *i*-го узла;
m_i – сосредоточенная (усредненная) масса *i*-го узла;
$Q_i(\tau)$ – усредненный тепловой поток, действующий на *i*-й узел;
S_i – усредненная площадь *i*-го узла;
t_i, t_j – сосредоточенная (усредненная) температура *i*-го (*j*-го) узла конструкции и выходная температура для *i*-х (*j*-х) жидкостных и газообразных узлов;
τ – время;
a_{ij} – коэффициенты, определяющие тепловые связи и лучистый теплообмен между узлами.

В общем случае система исходных данных включает в себя

$$X^{\text{СОТР}} = \{x_{\langle 2\rangle}^{\text{КА}}, X_{\langle n\rangle}^{\text{РТО}}, X_{\langle l\rangle}^{\text{ЖК}}, X_{\langle m\rangle}^{\text{ГО}}, X_{\langle h\rangle}^{\text{ТО}}, X_{\langle f\rangle}^{\text{ОР}}\},$$

где $X^{\text{СОТР}}$ – множество параметров СОТР КА;
$x_{\langle 2\rangle}^{\text{КА}}$ – габаритные параметры КА, важные для расчета СОТР;
$X_{\langle n\rangle}^{\text{РТО}}$ – параметры *n* радиационных теплообменников (РТО) КА;
$X_{\langle l\rangle}^{\text{ЖК}}$ – параметры *l* жидкостных контуров (ЖК) КА;
$X_{\langle m\rangle}^{\text{ГО}}$ – параметры *m* герметичных отсеков (ГО) КА;
$X_{\langle h\rangle}^{\text{ТО}}$ – параметры *h* газожидкостных (ГЖТ) и жидкостно-жидкостных теплообменников (ЖЖТ) КА;
$X_{\langle f\rangle}^{\text{ОР}}$ – параметры *f* объектов регулирования (ОР) КА.

Приведем уравнения для дальнейшего расчета.

1. Габаритные параметры герметичного КА, необходимые для расчета СОТР,

$$x_{\langle 2\rangle}^{\text{КА}} = \{l^{\text{КА}}, R^{\text{КА}}\},$$

где $l^{КА}$ – длина КА;
$R^{КА}$ – радиус КА.

2. Параметры элементов КА, характеризующие внешний теплообмен радиационных теплообменников:

$$X_{\langle n\rangle}^{РТО} = \{x_1^{РТО}, x_2^{РТО} \dots x_n^{РТО}\},$$

$$x_i^{РТО} = \{c_i, m_i, t_i^{нач}, l_i, h_i, b_i, As_i, \varepsilon_i, As_i^{пред}, \varepsilon_i^{пред}, \alpha_i\}, c = 1, \dots n,$$

где c_i, m_i – средняя теплоемкость и масса i-го элемента РТО;
$t_i^{нач}$ – начальная температура i-го элемента РТО;
l_i – длина внешней поверхности i-го элемента РТО;
h_i – высота внешней поверхности i-го элемента РТО;
b_i – ширина внешней поверхности i-го элемента РТО;
As_i, ε_i – коэффициент поглощения теплового излучения и степень черноты поверхности i-го элемента РТО соответственно;
$As_i^{пред}$, $\varepsilon_i^{пред}$ – предельные коэффициенты поглощения теплового излучения и степени черноты поверхности терморегулирующего покрытия (ТРП) i-го элемента РТО соответственно;
α_i – угол положения i-го элемента РТО в связанной системе координат.

3. Параметры элементов КА, характеризующие внутренний теплообмен:

а) параметры ЖК:

$$X_{\langle l\rangle}^{ЖК} = \{x_1^{ЖТ}, x_2^{ЖТ} \dots x_l^{ЖТ}\},$$

$$x_u^{ЖТ} = \{c_u, \dot{m}_u\}, u = 1, \dots l,$$

где c_u – средняя теплоемкость жидкого теплоносителя (ЖТ);
$\dot{m}_u$ – массовый расход ЖТ в u-м ЖК;

б) параметры ГО:

$$X_{\langle m\rangle}^{ГО} = \{x_1^{ГО}, x_2^{ГО} \dots x_m^{ГО}\},$$

$$x_k^{ГО} = \{c_k, \rho_k, V_k, t_k^{нач}, m_k\}, k = 1, \dots m,$$

где c_k – средняя теплоемкость газа в k-м ГО;
ρ_k – плотность газа в k-м ГО;
V_k – объем газа в k-м ГО;
$t_k^{нач}$ – начальная температура в k-м ГО;
m_k – масса газа в k-м ГО;

в) параметры ЖЖТ и ГЖТ в газожидкостном контуре:

$$X_{\langle h\rangle}^{ТО} = \{x_1^{ТО}, x_2^{ТО} \dots x_h^{ТО}\},$$

$$x_p^{ТО} = \{c_p, m_p, \dot{m}_p, t_p^{нач}\}, p = 1, \dots h,$$

где c_p – средняя теплоемкость p-го ЖЖТ или ГЖТ;
m_p – масса p-го ЖЖТ или ГЖТ;
$\dot{m}_p$ – массовый расход теплоносителя через p-й ЖЖТ или ГЖТ;
$t_p^{нач}$ – начальная температура p-го ЖЖТ или ГЖТ.

4. Параметры ОР:

$$X_{\langle f\rangle}^{ОР} = \{x_1^{ОР}, x_2^{ОР} \dots x_f^{ОР}\},$$

$$x_v^{ОР} = \{c_v, m_v, t_v^{нач}, \eta_v, N_v\}, v = 1, \dots f.$$

Здесь c_v – средняя теплоемкость v-го ОР;
m_v – средняя масса v-го ОР;
$t_v^{\text{нач}}$ – начальная температура v-го ОР;
η_v – коэффициент полезного действия v-го ОР;
N_v – мощность, потребляемая в v-м ОР,

$$N_v = \begin{cases} N_v^{\text{деж}}, \text{при } \tau \in [\tau^0; \tau^{\text{н}}] \cup [\tau^{\text{к}}; \tau^{\text{в}}] \\ N_v^{\text{пик}}, \text{при } \tau \in [\tau^{\text{н}}; \tau^{\text{к}}] \end{cases},$$

где $N_v^{\text{деж}}, N_v^{\text{пик}}$ – энергопотребление v-го ОР в дежурном и пиковом режимах;
$\tau^0, \tau^{\text{н}}, \tau^{\text{к}}, \tau^{\text{в}}$ – начальное время точки отсчета, время начала и окончания работы ОР, а также время конца витка соответственно.

Тепло, выделяемое в v-м ОР, можно рассчитать по формуле

$$Q_v(\tau) = N_v(1 - \eta_v).$$

При построении математической модели принимается ряд допущений, основанных на конструкции СОТР существующих КА [2, 4–6]:

– теплообмен между ГО и ЖК осуществляется только через ГЖТ и ЖЖТ;

– теплообмен между ЖК и внешней средой осуществляется только через РТО КА, так как вся поверхность КА, за исключением РТО, покрыта матами экранно-вакуумной теплоизоляции;

– остальными тепловыми потоками можно пренебречь в силу того, что современные КА имеют достаточно простую форму и проектируются изначально так, чтобы избежать дополнительных тепловых потоков.

Все элементы СОТР герметичного КА можно разбить на n РТО, m ГО, h ГЖТ (ЖЖТ), f ОР, l ЖК. Связь между данными узлами можно выразить через коэффициенты a и b, определяющие тепловые связи и лучистый теплообмен между узлами, и потоки теплоносителя $\dot{m}c$, характеризующие теплообмен между узлами через ЖК [2, 3].

Так, в газожидкостном контуре u-й ЖК осуществляет теплообмен с n РТО и m ГО (через соответствующие ГЖТ или ЖЖТ). В каждом k-м ГО находятся ОР, которые осуществляют теплообмен как со средой в самом ГО, так и друг с другом. Помимо контакта с u-м ЖК i-й РТО осуществляет теплообмен с соседними элементами РТО за счет теплопроводности, а с внешней средой – посредством лучистого теплообмена. На рис. 1 показана типовая схема функционирования фрагмента СОТР герметичного КА.

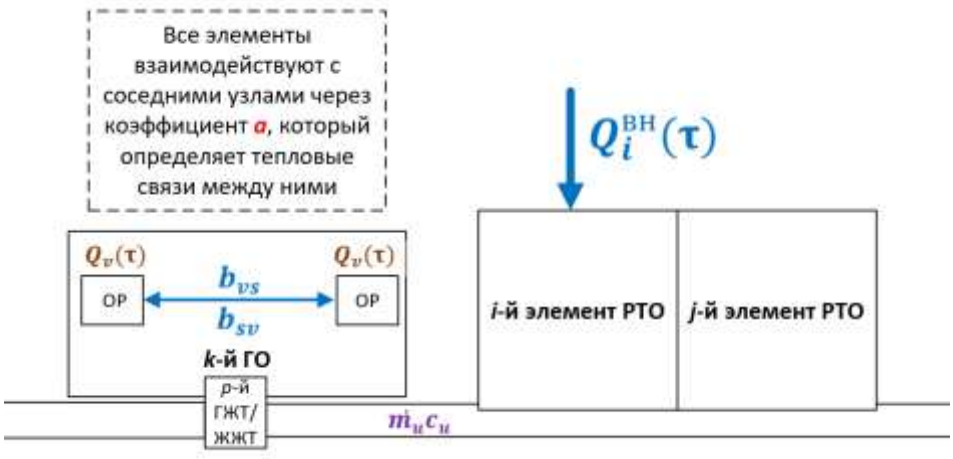


Рис. 1. Типовая схема функционирования фрагмента СОТР герметичного КА

В соответствии с формулой (1) математическая модель СОТР герметичного КА запишется в виде системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \mathrm{c}_i m_i \dfrac{dt_i}{d\tau} = Q_i^{\text{вн}}(\tau) + \sum\limits_{j \neq i}^{n} S_{ji} a_{ji}(t_j - t_i) + \dot{m}_u c_u (t_j - t_i) + \sum\limits_{v=1}^{f} S_{vi}\, a_{vi}(t_v - t_i) \\ \mathrm{c}_p m_p \dfrac{dt_p}{d\tau} = S_{kp} a_{kp}(t_k - t_p) + \dot{m}_u c_u (t_u - t_p) \\ \mathrm{c}_k m_k \dfrac{dt_k}{d\tau} = S_{pk} a_{pk}(t_p - t_k) + \sum\limits_{v=1}^{f} S_{vk}\left(a_{vk}(t_v - t_k)\right) \\ \mathrm{c}_v m_v \dfrac{dt_v}{d\tau} = Q_v(\tau) + S_{kv} a_{kv}(t_k - t_v) + \sum\limits_{v \neq s}^{f}\left(S_{sv}(a_{sv}(t_s - t_v) + b_{sv}(t_s^4 - t_v^4)\right) \end{cases}$$

где t_u – температура прошлого узла (РТО или ЖЖТ/ГЖТ) по направлению движения жидкого теплоносителя, при этом $\dot{m}_u = f(t_u)$.

Внешний тепловой поток для i-го элемента РТО определяется как [6, 7]

$$Q_i^{\text{вн}}(\tau) = Q_i^{s}(\tau) + Q_i^{\text{отр}}(\tau) + Q_i^{\text{соб}}(\tau) + Q_i^{\text{атм}}(\tau) - Q_i^{\text{изл}}(\tau), \quad (2)$$

где $Q_i^{s}(\tau)$ – тепловой поток прямого солнечного излучения;
$Q_i^{\text{отр}}(\tau)$ – тепловой поток солнечного излучения, отраженного от поверхности Земли;
$Q_i^{\text{соб}}(\tau)$, – тепловой поток собственного излучения Земли;
$Q_i^{\text{атм}}(\tau)$ – атмосферный тепловой поток;
$Q_i^{\text{изл}}(\tau)$ – излучаемый тепловой поток.

Так как герметичные КА функционируют, как правило, на орбитах свыше 300 км, то атмосферный тепловой поток можно не учитывать [6, 7].

Действие тепловых потоков на орбите показано на рис. 2, где q_s – плотность солнечного теплового потока, $q_{отр}$ – плотность отраженного от Земли солнечного теплового потока, а $q_{соб}$ – плотность собственного теплового потока Земли.

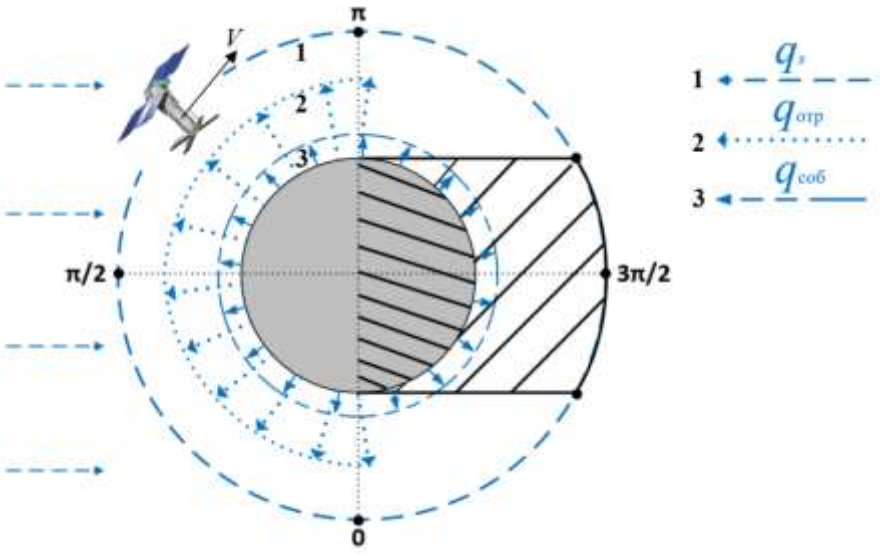


Рис. 2. Внешние тепловые потоки, действующие на КА

ИССЛЕДОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕГРАДАЦИИ ПОВЕРХНОСТИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

Для исследования функционирования СОТР выбран цилиндрический герметичный КА на круговой околоземной орбите, включающий в себя два ЖК и ГО с общим внутренним тепловыделением 2 кВт в дежурном и 2,5 кВт в активном режимах (на примере КА «Лотос-С1») [6–8]. При этом ЖТ из одного контура, который является основным и имеет тепловые связи через ГЖА с ГО, по мере нагрева поступает во второй, дополнительный, который предназначен для охлаждения ЖТ за счет значительной площади РТО. Жидкий теплоноситель между контурами проходит через регулятор расхода, положение заслонки в котором определяется температурой в основном ЖК. Площадь РТО в основном ЖК по 5 м^2 с каждой стороны, в дополнительном – по 10 м^2, а ТРП, подвергшиеся деградации, имеют следующие значения оптических коэффициентов: As = 0,9; ε = 0,5.

Цилиндрические РТО на КА условно поделены на две части по границе освещенности Солнцем, которая определяется углом ν, являющимся углом между нормалью к плоскости орбиты, направленной по вектору $\bar{C} = \bar{r} \times \bar{V}$ (где $\bar{r}$ – радиус-вектор, а $\bar{V}$ – вектор скорости) и линией Земля – Солнце, который лежит в диапазоне [0°, 180°], т. е. если $0° < \nu < 90°$, то освещенность слева от КА по направлению полета, а если $90° < \nu < 180°$, то справа, что показано на рис. 3 [9, 10].

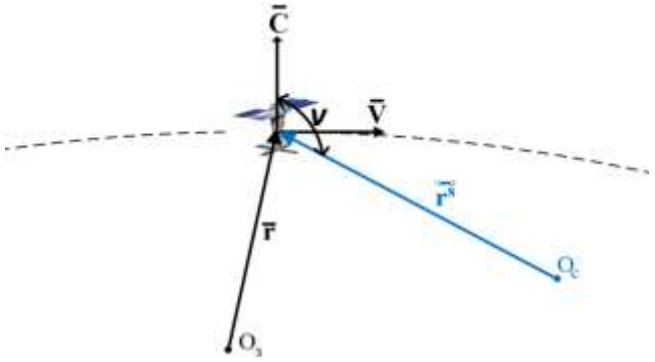


Рис. 3. Угол между нормалью к плоскости орбиты, направленной по вектору $\bar{C}$, и линией Земля – Солнце

Функционирование СОТР герметичного КА смоделировано в интегрированной среде разработки программного обеспечения Visual Studio на интерпретируемом языке программирования Python [1–3].

При нормальном режиме работы СОТР (без деградации ТРП) температура в ГО не должна превышать 310 К, что является необходимым условием функционирования практически для всех герметичных КА. Так, на рис. 4 и 5 приведены тепловые потоки, действующие на РТО основного и дополнительного ЖК и излучаемые ими, а на рис. 6 – температуры ГО и ЖК при стандартных условиях функционирования без изменений оптических коэффициентов ТРП. Как видно из рис. 6, температура в ГО варьируется от 278 К до 286 К, что соответствует требованиям теплового режима и обеспечивает работоспособное состояние ОР в ГО.

На рис. 7 показано значение коэффициента открытия заслонки, который отражает процентное количество ЖТ, циркулирующего между контурами. При нормальном режиме работы СОТР через заслонку проходит около 10% от общего потока теплоносителя.

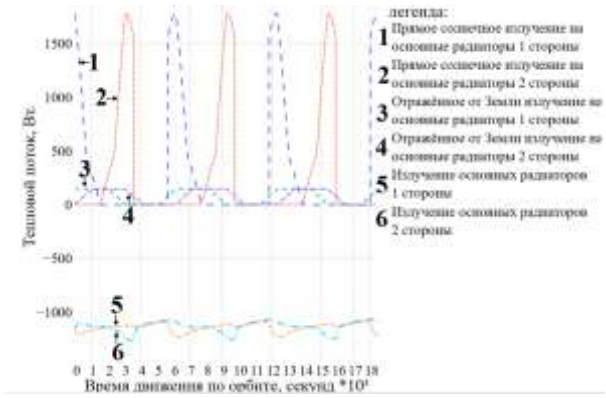


Рис. 4. Тепловые потоки, действующие на РТО КА основного ЖК

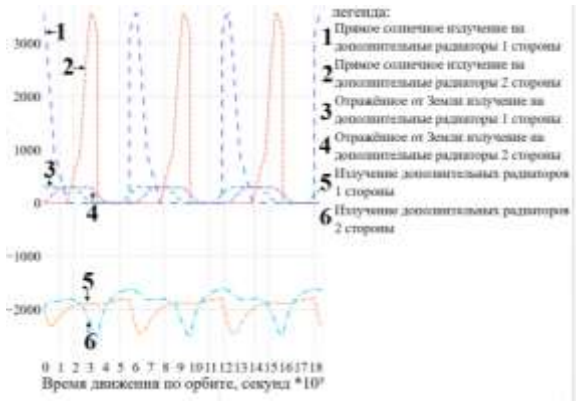


Рис. 5. Тепловые потоки, действующие на РТО КА дополнительного ЖК

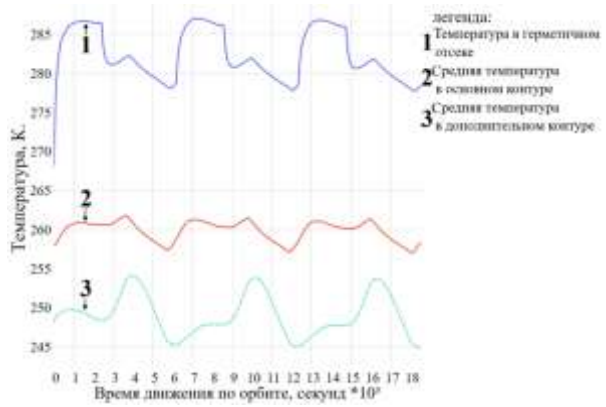


Рис. 6. Температуры РТО основного ЖК и ГО КА без деградации ТРП

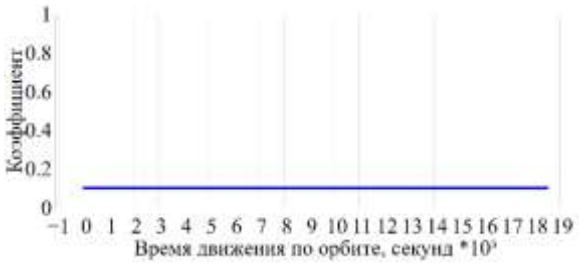


Рис. 7. Коэффициент открытия заслонки в дополнительном контуре без деградации ТРП

При ухудшении оптических характеристик ТРП половины РТО основного и дополнительного ЖК (т. е. при изменении оптических характеристик одной стороны КА) заметно растет значение солнечного теплового потока, вследствие чего увеличиваются температуры ГО и ЖК. На рис. 8 и 9 приведены тепловые потоки, действующие на РТО основного и дополнительного ЖК и излучаемые ими, на рис. 10 – температуры ГО и ЖК, на рис. 11 – коэффициент открытия заслонки.

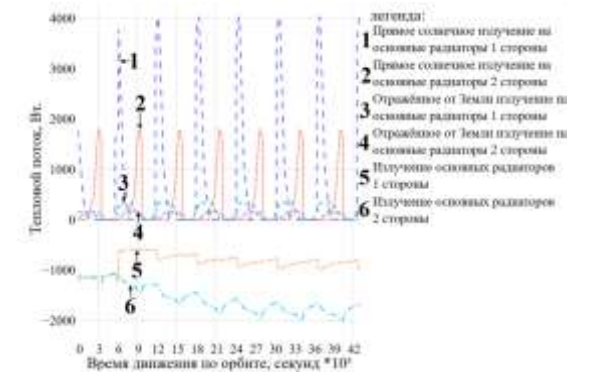


Рис. 8. Тепловые потоки, действующие на РТО основного ЖК и излучаемые ими при деградации ТРП половины РТО основного ЖК

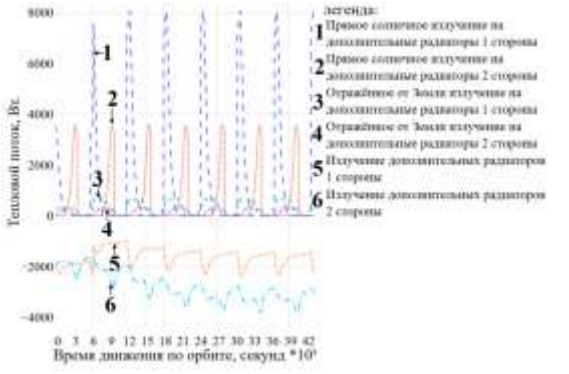


Рис. 9. Тепловые потоки, действующие на РТО дополнительного ЖК и излучаемые ими при деградации ТРП половины РТО основного ЖК

Как видно из рис. 8 и 9, солнечный тепловой поток, действующий на поврежденные РТО, вырос более чем в два раза, а из рис. 10 следует, что максимальная температура ГО превышает 320 К, что является недопустимой температурой для работы ОР в ГО, и техническое состояние КА можно характеризовать как неработоспособное.

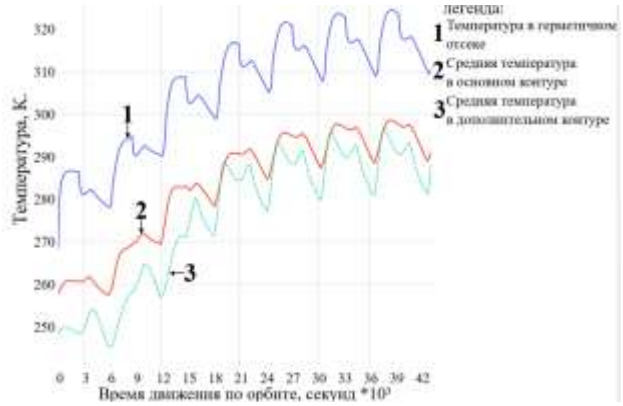


Рис. 10. Температуры РТО основного ЖК и ГО КА при деградации ТРП половины РТО основного ЖК

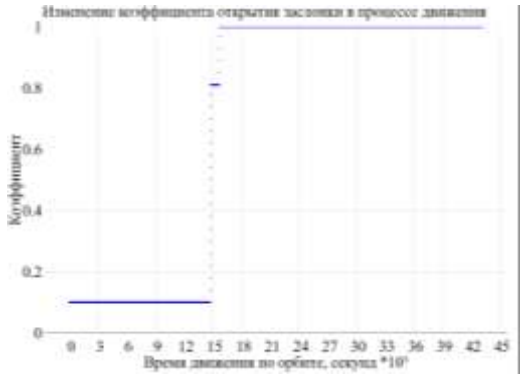


Рис. 11. Коэффициент открытия заслонки в дополнительном контуре и температура в основном ЖК при деградации ТРП половины РТО основного ЖК

В случае деградации ТРП всех РТО герметичного КА температура в ГО достигает еще больших значений. Так, тепловые потоки, действующие на РТО основного и дополнительного ЖК при повреждении всех ТРП, представлены на рис. 12 и 13 соответственно.

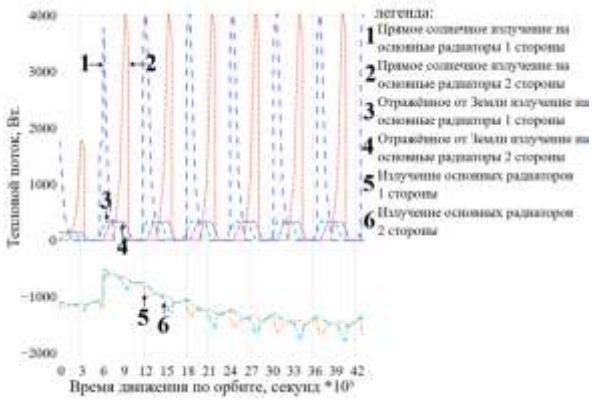


Рис. 12. Тепловые потоки, действующие на РТО основного ЖК и излучаемые ими при деградации всех РТО КА

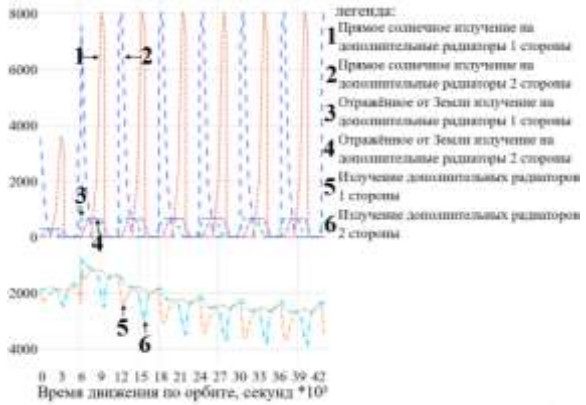


Рис. 13. Тепловые потоки, действующие на РТО дополнительного ЖК и излучаемые ими при деградации всех РТО КА

На рис. 14 отражены температуры ЖК и ГО, график, характеризующий открытие заслонки, будет аналогичен рис. 11, так как заслонка после деградации остается все время открытой. Из рис. 14 видно, что температуры в контурах практически сравниваются в виду того, что ЖТ в полном объеме циркулирует между двумя ЖК, а температура ГО достигает 365 К.

Из проведенного исследования можно сделать вывод о том, что при повреждении ТРП с одной из сторон КА температура в ГО превышает допустимые значения, а дополнительный контур, предназначенный для охлаждения ЖТ в основном ЖК, наоборот способствует его нагреву в виду открытой заслонки между контурами, большой площади поврежденных РТО с измененными оптическими коэффициентами и, соответственно, значительно возросшего солнечного теплового потока. При деградации же всех ТРП температура в ГО достигает 365 К.

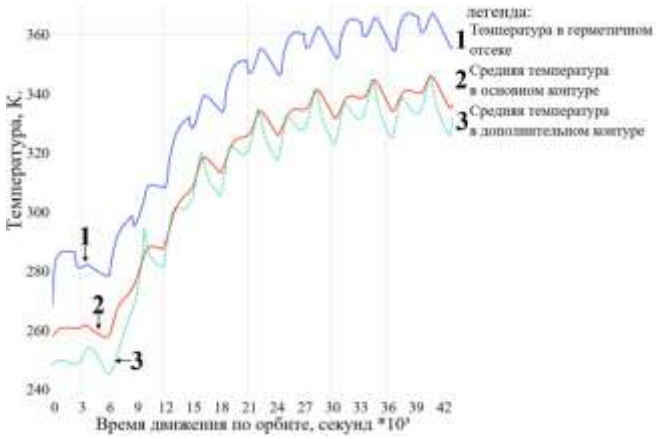


Рис. 14. Температуры ЖК, ГО и РТО при деградации всех РТО КА

В подобных условиях для обеспечения температурного режима могут быть использованы изоляция дополнительного ЖК от основного на освещенных участках орбиты при условии сохранения температуры ЖТ в допустимых пределах, а также регулирование массового расхода ЖТ и объемного расхода газа в ГО в зависимости от участка орбиты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье описана математическая модель функционирования СОТР герметичного КА в условиях деградации оптических характеристик ТРП с учетом наличия ГЖА, ГО и ЖК. Подобная модель может быть применена для оценивания теплового режима КА на этапе проектирования аппарата, а также его эксплуатации, так как не требует значительных вычислительных ресурсов и может быть внедрена в бортовой комплекс управления для анализа и прогнозирования состояния СОТР. Дополнительным преимуществом модели является то, что она позволяет заблаговременно оценить результаты применения тех или иных мер по восстановлению требуемого температурного режима КА.

На основе исследования и сравнения функционирования СОТР в нормальном режиме и при повреждениях ТРП сформированы выводы о работоспособности КА и даны рекомендации по применению возможных мер парирования для сохранения работоспособного состояния системы и КА в целом.

Список использованных источников

1. *Звонарев С. В.* Основы математического моделирования. – Екатеринбург : Уральский ун-т, 2019. – 112 с.

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. *Танасиенко Ф. В.* Математическое моделирование жидкостных систем терморегулирования перспективных космических аппаратов : дис. … канд. физ.-мат. наук. – Красноярск, 2011. – 157 с.

4. Конструкция космических аппаратов / А. А. Абдурахимов [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 191 с.

5. *Никольский В. В.* Основы проектирования автоматических космических аппаратов. – СПб. : БГТУ, 2007. – 230 с.

6. Система обеспечения теплового режима космического аппарата / В. Д. Атамасов [и др.]. – МО РФ, 2003. – 242 с.

7. *Малоземов В. В.* Тепловой режим космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1980. – 232 с.

8. К вопросу управления излучательной способностью покрытий при создании систем обеспечения теплового режима космических аппаратов / Кисилев А. В. [и др.] // Вестник НПО имени С. А. Лавочкина. – 2024. – № 3. – С. 36–43.

9. *Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н.* Теория полета космических аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.

10. *Аверкиев Н. Ф., Богачев С. А.* Основы теории полета летательных аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – 242 с.

В. Н. Арсеньев,
доктор технических наук, профессор;
Е. В. Слатова

МЕТОДИКА ВЫБОРА ЦЕЛЕВОГО ОБЪЕКТА СО СТОХАСТИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТЬЮ СЕЛЕКТИВНЫХ ПРИЗНАКОВ НА ОСНОВЕ ОБРАБОТКИ БОРТОВОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ МОНИТОРИНГА ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Рассматривается задача селекции заданного космического объекта из множества объектов, наблюдаемых космическим аппаратом контроля космического пространства на основе интегрального признака, который характеризует наблюдаемые объекты и учитывает не только погрешности бортовых измерительных средств и объем измерительной информации, но и неопределенность селективных признаков заданного объекта. Получены выражения для определения априорных и апостериорных оценок вероятностей гипотез о том, что каждый из наблюдаемых объектов является заданным (целевым). Приведен пример принятия решения о целевом объекте по максимуму апостериорной вероятности с учетом и без учета случайного характера его селективных признаков, и показано, что в последнем случае может быть принято неверное решение.

Ключевые слова: околоземное космическое пространство, космический аппарат мониторинга, целевой объект, случайные признаки, бортовые измерительные средства.

ВВЕДЕНИЕ

Для решения ряда проблем, связанных с освоением и использованием околоземного космического пространства, изучением протекающих там процессов и их влияния на различные сферы человеческой деятельности, используются космические аппараты (КА). Многие из них выработали свой ресурс и превратились в космический мусор параллельно с другими отработавшими элементами ракетно-космической техники [1]. Он представляет большую опасность для функционирующих КА. Для уменьшения риска столкновения КА с космическим мусором используются различные наземные средства наблюдения. Например, в нашей стране с этой целью разработана и применяется Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве [2]. Активно также используется объединенная система аэрокосмической обороны США и Канады NORAD [3]. Однако наземные средства не позволяют в достаточном объеме предотвращать опасные ситуации в космосе. В связи с этим в настоящее время разрабатывается Международная аэрокосмическая система глобального мониторинга (МАКСМ/IGMASS), в состав которой входит группировка космических аппаратов мониторинга (КАМ), предназначенных для наблюдения за космическими объектами естественного и искусственного происхождения в околоземном космическом пространстве (ОКП) [4].

Космические объекты (КО), попадающие в наблюдаемую КАМ область ОКП, характеризуются некоторым набором селективных признаков [5]. В зависимости от условий наблюдения, а также состава бортовых измерительных средств КАМ в качестве таких признаков могут использоваться координаты и скорости движения КО, их геометрические размеры, форма, излучательные, поглощательные и отражательные способности и др. [6]. Значения селективных признаков для различных наблюдаемых КО измеряются средствами КАМ, причем состав признаков и количество измерений могут отличаться.

В большинстве случаев в области, за которой ведет наблюдение КАМ, среди множества космических объектов находится заданный (целевой) объект. Он представляет наибольшую угрозу функционирующим КА. Селективные признаки, характеризующие целевой объект

(ЦО), могут быть не только детерминированными величинами, но и случайными величинами с известным законом распределения, что совместно с отмеченными выше отличиями в объемах и качестве измерительной информации о наблюдаемых КО усложняет задачу выбора целевого объекта из множества КО, попавших в поле зрения КАМ, и ограничивает применение общих методов ее решения. Достаточно подробно общие и другие методы решения рассматриваемой задачи представлены в работе [7].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Космический аппарат мониторинга ведет наблюдение за некоторой областью космического пространства, в которой находятся R космических объектов. Все КО характеризуются частными (селективными) признаками, число которых равно n.

Бортовые измерительные средства КАМ, погрешности которых распределены по нормальному закону, имеют нулевые математические ожидания и дисперсии $D_{X_{\text{и}i}}$, $i=\overline{1,n}$, Проведены измерения селективных признаков всех КО, находящихся в области наблюдения.

В результате измерений получены значения селективных признаков наблюдаемых КО, которые обозначаются $x_{ij}^{(r)}$, где $r=\overline{1,R}$ – номер объекта, i – номер признака, $j=\overline{1,N_i^{(r)}}$ – номер измерения, а $N_i^{(r)}\geq 0$ – число измерений i-го признака, $i=\overline{1,n}$.

При отсутствии измерительной информации о космическом объекте, находящемся в поле зрения КАМ, он считается ненаблюдаемым и в дальнейшем не рассматривается.

Селективные признаки целевого объекта $X_{\text{щ}i}$, $i=\overline{1,n}$ являются независимыми случайными величинами с нормальным законом распределения и известными математическими ожиданиями $x_{\text{ц}i}$ и дисперсиями $D_{X_{\text{ц}i}}$, $i=\overline{1,n}$. Полагается, что селективные признаки не зависят от погрешностей бортовых измерительных средств КАМ.

Необходимо из множества наблюдаемых КАМ объектов выбрать целевой объект.

ФОРМИРОВАНИЕ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ПРИЗНАКОВ НАБЛЮДАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Для решения такой задачи удобно перейти от множества измеренных значений селективных признаков наблюдаемых объектов к безразмерным интегральным признакам, характеризующим эти объекты, используя известную формулу [7], позволяющую определить интегральный признак *r*-го объекта,

$$w_r=\sum_{i=1}^{n}\alpha_i^{(r)}\sum_{j=1}^{N_i^{(r)}}x_{ij}^{(r)}, \tag{1}$$

где $\alpha_i^{(r)}$ – коэффициенты, размерности которых являются обратными относительно размерностей соответствующих признаков и которые необходимо определить.

Поскольку селективные признаки являются независимыми случайными величинами, то из формулы (1) можно получить дисперсию интегрального признака, характеризующего *r*-й КО,

$$D_{W_r}=\sum_{i=1}^{n}\left(\alpha_i^{(r)}\right)^2\sum_{j=1}^{N_i^{(r)}}D_{X_{\text{и}i}}=\sum_{i=1}^{n}\left(\alpha_i^{(r)}\right)^2N_i^{(r)}D_{X_{\text{и}i}}. \tag{2}$$

Заменив в формуле (1) измеренные значения селективных признаков наблюдаемого КО соответствующими селективными признаками $X_{цi}$, $i=\overline{1,n}$ целевого объекта, получим целевое значение интегрального признака наблюдаемого объекта

$$W_{ц\,r}=\sum_{i=1}^{n}\alpha_i^{(r)}N_i^{(r)}X_{ц\,i}, \tag{3}$$

которое в дальнейшем будем называть также целевым признаком наблюдаемого объекта.

Тогда математическое ожидание целевого признака наблюдаемого объекта (3)

$$w_{ц\,r}=\sum_{i=1}^{n}\alpha_i^{(r)}N_i^{(r)}x_{ц\,i}, \tag{4}$$

а дисперсия

$$D_{W_{ц\,r}}=\sum_{i=1}^{n}\left(\alpha_i^{(r)}N_i^{(r)}\right)^2 D_{X_{ц\,i}}. \tag{5}$$

Около значений $w_{ц\,r}$, $r=\overline{1,R}$, будут группироваться реализации интегральных признаков наблюдаемых КО, полученные по формуле (1).

Поскольку в общем случае значения $w_{ц\,r}$, $r=\overline{1,R}$, различные (вследствие возможных различий в количествах измерений селективных признаков наблюдаемых объектов), то для обеспечения одного центра рассеивания реализаций интегральных признаков всех наблюдаемых объектов должно выполняться условие

$$w_{ц1}=w_{ц2}=...=w_{цR}=w_ц,$$

которое согласно формуле (4) эквивалентно системе уравнений

$$\sum_{i=1}^{n}\alpha_i^{(r)}N_i^{(r)}x_{ц\,i}=w_ц,\ r=\overline{1,R}. \tag{6}$$

Для определения величины $w_ц$, в окрестности которой будут располагаться значения интегральных признаков наблюдаемых КО, полученные по результатам измерений их селективных признаков, рассматривается упрощенная постановка задачи.

Полагается, что характеризующие наблюдаемый объект селективные признаки измерены по одному разу, т. е. $N_i=1$, $i=\overline{1,n}$, а селективные признаки целевого объекта являются детерминированными величинами $x_{ц\,i}$, $i=\overline{1,n}$. Тогда согласно работе [8] значение интегрального признака целевого объекта можно найти по формуле

$$w_ц=\frac{1}{\sum_{j=1}^{n}c_j^2\big/D_{X_{н\,j}}}\sum_{i=1}^{n}\frac{c_i x_{ц\,i}}{D_{X_{н\,j}}}.$$

Входящие в эту формулу коэффициенты c_i равны единице, а их размерности совпадают с размерностями соответствующих признаков, т. е. $[c_i]=[X_i]$, $i=\overline{1,n}$.

Следует отметить, что величина $w_ц$ не влияет на качество решения задачи выбора целевого объекта.

Для определения коэффициентов $\alpha_i^{(r)}$, $i=\overline{1,n}$, $r=\overline{1,R}$, рассматриваются разности между интегральными и целевыми признаками наблюдаемых объектов:

$$W_r - W_{\text{ц}\,r} = \sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} \sum_{j=1}^{N_i^{(r)}} x_{ij}^{(r)} - \sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} N_i^{(r)} X_{\text{ц}\,i} = \sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} \left(\sum_{j=1}^{N_i^{(r)}} x_{ij}^{(r)} - N_i^{(r)} X_{\text{ц}\,i} \right), \; r = \overline{1, R}.$$

Дисперсии этих разностей в соответствии с формулами (2) и (5) будут иметь вид

$$D[W_r - W_{\text{ц}\,r}] = D\left[\sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} \left(\sum_{j=1}^{N_i^{(r)}} x_{ij}^{(r)} - N_i^{(r)} X_{\text{ц}\,i} \right) \right] = \sum_{i=1}^{n} \left(\alpha_i^{(r)} \right)^2 \left[N_i^{(r)} D_{X_{\text{и}\,i}} + \left(N_i^{(r)} \right)^2 D_{X_{\text{ц}\,i}} \right], \qquad (7)$$

где $r = \overline{1, R}.$

Тогда коэффициенты $\alpha_i^{(r)}$, $i = \overline{1, n},$ можно найти путем минимизации правых частей формулы (7) при строгом выполнении соответствующих условий $\sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} N_i^{(r)} x_{\text{ц}\,i} = w_{\text{ц}}$, $r = \overline{1, R}.$

Данная задача может быть решена различными методами, в частности методом неопределенных множителей Лагранжа.

Минимизируемая функция для *r*-го объекта в соответствии с этим методом имеет вид

$$L_r = \sum_{i=1}^{n} \left(\alpha_i^{(r)} \right)^2 \left[N_i^{(r)} D_{X_{\text{и}\,i}} + \left(N_i^{(r)} \right)^2 D_{X_{\text{ц}\,i}} \right] + 2\lambda \left(\sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} N_i^{(r)} x_{\text{ц}\,i} - w_{\text{ц}} \right) =$$

$$= \sum_{i=1}^{n} \left(\alpha_i^{(r)} \right)^2 N_i^{(r)} \left(D_{X_{\text{и}\,i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}\,i}} \right) + 2\lambda \left(\sum_{i=1}^{n} \alpha_i^{(r)} N_i^{(r)} x_{\text{ц}\,i} - w_{\text{ц}} \right). \qquad (8)$$

Необходимые условия минимума функции L_r

$$\left. \frac{\partial L_r}{\partial \alpha_i^{(r)}} \right|_{a_i^{(r)} = \alpha_i^{(r)}} = 2 a_i^{(r)} N_i^{(r)} \left(D_{X_{\text{и}\,i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}\,i}} \right) + 2\lambda N_i^{(r)} x_{\text{ц}\,i} = 0, \; i = \overline{1, n};$$

$$\left. \frac{\partial L_r}{\partial \lambda} \right|_{a_i^{(r)} = \alpha_i^{(r)}} = 2 \left(\sum_{i=1}^{n} a_i^{(r)} N_i^{(r)} x_{\text{ц}\,i} - w_{\text{ц}} \right) = 0.$$

Формулы для определения коэффициентов модели (1) интегрального признака *r*-го наблюдаемого КО получаются из первого условия

$$a_i^{(r)} = -\frac{\lambda x_{\text{ц}\,i}}{D_{X_{\text{и}\,i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}\,i}}}, \; i = \overline{1, n}. \qquad (9)$$

Подставив выражения для коэффициентов в уравнение, полученное путем элементарных преобразований из второго условия, найдем неопределенный множитель Лагранжа:

$$\lambda = -\frac{w_{\text{ц}}}{\sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}\,i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}\,i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}\,i}}}}.$$

Его подстановка в формулу (9) дает окончательные выражения для определения коэффициентов интегральных признаков w_r всех наблюдаемых объектов

$$a_i^{(r)} = \frac{w_{\text{ц}} x_{\text{ц}\,i}}{\left(D_{X_{\text{и}\,i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}\,i}} \right) \sum_{j=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}\,j}^2 N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}\,j}} + N_j^{(r)} D_{X_{\text{ц}\,j}}}}, \; i = \overline{1, n}, \; r = \overline{1, R}. \qquad (10)$$

Легко убедиться в том, что подстановка полученных значений коэффициентов в уравнение (6) обращает его в тождество.

С учетом выражения (10) формула (1) принимает вид

$$w_r = \frac{w_{\text{ц}}}{\sum\limits_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)}}{D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}}}} \sum_{i=1}^{n} \left[\frac{x_{\text{ц}i}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)} \sum_{j=1}^{N_i^{(r)}} x_{ij}^{(r)} \right], \; r = \overline{1,R}, \tag{11}$$

а дисперсии интегральных и целевых признаков наблюдаемых объектов**,** обусловленные ошибками измерений их селективных признаков и случайным характером признаков целевого объекта, определяются соответственно по формулам:

$$D_{W_r} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\left(\sum\limits_{j=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}j}^2 N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}} + N_j^{(r)} D_{X_{\text{ц}j}}} \right)^2} \sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 N_i^{(r)} D_{X_{\text{и}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)^2}; \tag{12}$$

$$D_{W_{\text{ц}r}} = \frac{w_{\text{ц}}^2}{\left(\sum\limits_{j=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}j}^2 N_j^{(r)}}{D_{X_{\text{и}j}} + N_j^{(r)} D_{X_{\text{ц}j}}} \right)^2} \sum_{i=1}^{n} \frac{x_{\text{ц}i}^2 (N_i^{(r)})^2 D_{X_{\text{ц}i}}}{\left(D_{X_{\text{и}i}} + N_i^{(r)} D_{X_{\text{ц}i}} \right)^2}, \; r = \overline{1,R}. \tag{13}$$

Следует отметить, что при неслучайных значениях селективных признаков целевого объекта (когда $D_{X_{\text{ц}i}} = 0, \; i = \overline{1,n}$) $D_{W_{\text{ц}r}} = 0, \; r = \overline{1,R}$, а формула (12) совпадает с уже известной [7].

Для сравнения наблюдаемых объектов с точки зрения их близости к целевому объекту вводятся величины $Z_r = W_r - W_{\text{ц}r}, r = \overline{1,R},$ которые в силу сделанных выше допущений распределены по нормальному закону.

Поскольку коэффициенты моделей интегральных признаков всех наблюдаемых объектов определялись при строгом выполнении условия (6), то математические ожидания M_{Z_r} величин Z_r равны нулю, а их дисперсии

$$D_{Z_r} = D_{W_r} + D_{W_{\text{ц}r}}, \; r = \overline{1,R}. \tag{14}$$

Таким образом, закон распределения случайной величины Z_r имеет вид

$$\varphi_{Z_r}(z_r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi D_{Z_r}}} e^{-\frac{z_r^2}{2D_{Z_r}}}.$$

Рассматриваются два наблюдаемых объекта, которые условно обозначены номерами 1 и 2. Отклонения их интегральных признаков от целевых признаков обозначаются $Z_1 = W_1 - W_{\text{ц}1}$ и $Z_2 = W_2 - W_{\text{ц}2}$ соответственно. Найдем вероятность $P\left(|Z_1| < |Z_2|\right)$ случайного события $|Z_1| < |Z_2|$. Для этого сначала найдем функцию плотности распределения отношения $Z_{12} = \frac{Z_1}{Z_2}$ двух нормально распределенных случайных величин Z_1 и Z_2 по формуле

$$\varphi_{Z_{12}}(z_{12}) = \int_{-\infty}^{\infty} |z_2| \varphi_{z_2}(z_2) \varphi_{z_1}(z_{12} z_2) = \frac{1}{2\pi \sqrt{D_{Z_1} D_{Z_2}}} \int_{-\infty}^{\infty} |z_2| e^{-\frac{D_{Z_1} + D_{Z_2} z_{12}^2}{2 D_{Z_1} D_{Z_2}} z_2^2} dz_2 =$$

$$= \frac{1}{\pi\sqrt{D_{Z_1} D_{Z_2}}} \int_0^{\infty} z_2 e^{-\frac{D_{Z_1} + D_{Z_2} z_{12}^2}{2 D_{Z_1} D_{Z_2}} z_2^2} dz_2 = \frac{1}{\pi} \frac{\sqrt{D_{Z_1} D_{Z_2}}}{D_{Z_1} + D_{Z_2} z_{12}^2}. \quad (15)$$

На основе функции плотности распределения $\varphi_{Z_{12}}(z_{12})$ определяется вероятность события $|Z_1| < |Z_2|$ или эквивалентного события $|Z_{12}| < 1$:

$$P\left(|Z_1| < |Z_2|\right) = P\left(\left|\frac{Z_1}{Z_2}\right| < 1\right) = P\left(|Z_{12}| < 1\right) = \int_{-1}^{1} \varphi_{Z_{12}}(z_{12}) dz_{12} =$$

$$= \frac{\sqrt{D_{Z_1} D_{Z_2}}}{\pi} \int_{-1}^{1} \frac{1}{D_{Z_1} + D_{Z_2} z_{12}^2} dz_{12} = \frac{2}{\pi} \operatorname{arctg} \sqrt{\frac{D_{Z_2}}{D_{Z_1}}}.$$

Подставив в правую часть последней формулы вместо дисперсий D_{Z_1}, D_{Z_2} их выражения (14), получим

$$P\left(|Z_1| < |Z_2|\right) = \frac{2}{\pi} \operatorname{arctg} \sqrt{\frac{D_{W_2} + D_{W_{ц2}}}{D_{W_1} + D_{W_{ц1}}}}. \quad (16)$$

Входящие в эту формулу дисперсии интегральных D_{W_1}, D_{W_2} и целевых $D_{W_{ц1}}, D_{W_{ц2}}$ признаков наблюдаемых объектов определяются по формулам (12), (13).

Очевидно, что вероятность противоположного события $|Z_1| \geq |Z_2|$ можно найти по формуле $P\left(|Z_1| \geq |Z_2|\right) = 1 - P\left(|Z_1| < |Z_2|\right)$.

Из формулы (16) видно, что значение $w_{ц}$ не влияет на вероятность $P\left(|Z_1| < |Z_2|\right)$ и, как следствие, на качество принятия решения о целевом объекте.

На основе вероятностей $P_{rk} = P\left(|Z_r| < |Z_k|\right)$, $r, k = \overline{1, R}$, $r \neq k$, позволяющих попарно сравнивать отклонения интегральных признаков от целевых признаков наблюдаемых КО, получаются априорные вероятности гипотез H_r о том, что *r*-й наблюдаемый объект является целевым [9],

$$P(H_r) = \frac{1}{\sum\limits_{\substack{k=1 \\ k \neq r}}^{R} \frac{1}{P_{rk}} - R + 2}, \quad r = \overline{1, R}, \quad (17)$$

которые учитывают случайный характер селективных признаков $X_{цi}$, $i = \overline{1, n}$ целевого объекта.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АПОСТЕРИОРНЫХ ВЕРОЯТНОСТЕЙ ГИПОТЕЗ И ВЫБОР ЦЕЛЕВОГО ОБЪЕКТА

Для определения целевого объекта рассматриваются гипотезы (события) H_r, $r = \overline{1, R}$. Их априорные вероятности $P(H_r)$, $r = \overline{1, R}$.

Наряду с гипотезами рассматривается сложное событие, включающее R подсобытий, соответствующих наблюдаемым КО, в предположении, что отклонение случайного значения

W_r от целевого значения $w_ц$ интегрального признака r-го наблюдаемого космического объекта больше величины $\Delta w_r = |w_r - w_ц|$, т. е.

$$|W_r - w_ц| > \Delta w_r, \ r = \overline{1,R}. \tag{18}$$

При условии, что справедлива соответствующая гипотеза, условная вероятность каждого подсобытия может быть определена по следующей формуле:

$$P(w_r/H_r) = 0.5 - \frac{1}{\sqrt{2\pi D_{W_r}}} \int_0^{\Delta w_r} e^{-\frac{y^2}{2D_{W_r}}} dy, \ r = \overline{1,R}. \tag{19}$$

На рис. 1 представлены графики функции плотности распределения $\varphi_{W_r}(w)$ случайной величины W_r и порядок определения условной вероятности $P(w_r/H_r)$ при значениях интегрального признака наблюдаемого объекта $w_r > w_ц$ и $w_r < w_ц$.

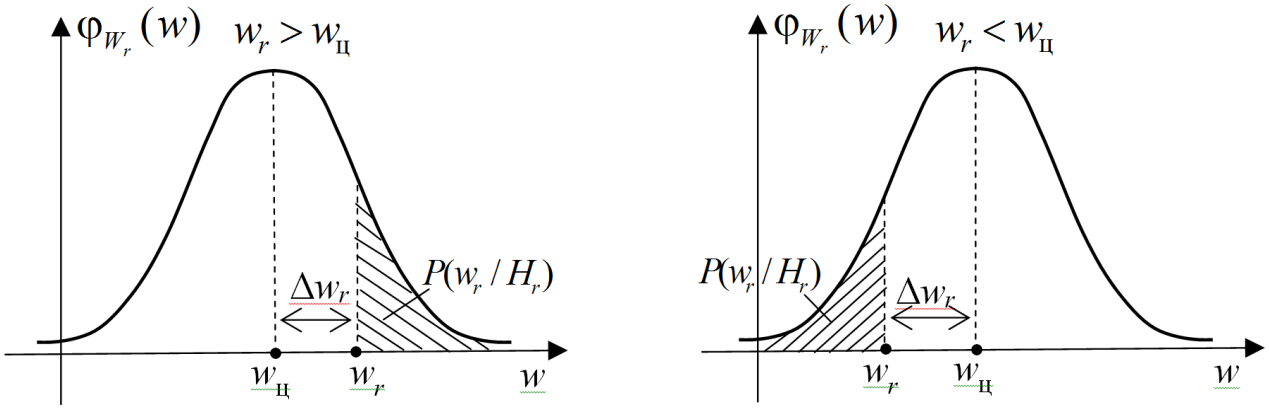


Рис. 1. Определение условной вероятности $P(w_r/H_r)$ по функции плотности распределения $\varphi_{W_r}(w)$ интегрального признака W_r

При рассмотрении указанных графиков видно, что чем меньше величина Δw_r, т. е. чем меньше отличие полученного по результатам измерений интегрального признака w_r r-го наблюдаемого космического объекта от интегрального признака $w_ц$ целевого объекта, тем больше условная вероятность $P(w_r/H_r)$. При $w_r = w_ц$ достигается максимальное значение условной вероятности $P(w_r/H_r) = 0{,}5$.

Априорные вероятности $P(H_r)$ гипотез H_r образуют полную группу несовместных событий. Используя их вместе с условными вероятностями $P(w_r/H_r)$, полученными по результатам измерений селективных признаков наблюдаемых КАМ объектов, на основе формулы Байеса можно определить апостериорные вероятности гипотез, учитывающие всю имеющуюся априорную и опытную информацию о наблюдаемых КО [10]:

$$P(H_r/w_r) = \frac{P(H_r)P(w_r/H_r)}{\sum_{i=1}^{R} P(H_i)P(w_i/H_i)}, \ r = \overline{1,R}. \tag{20}$$

Тогда в качестве целевого космического объекта из множества наблюдаемых КАМ выбирается объект, имеющий максимальное значение апостериорной вероятности.

ПРИМЕР

Космический аппарат мониторинга ОКП ведет наблюдение за четырьмя ($R=4$) космическими объектами, находящимися в заданной области. Обозначим их: КО1, КО2, КО3 и КО4. Полагаем, что один из наблюдаемых объектов является целевым.

Каждый наблюдаемый КАМ объект характеризуется пятью селективными признаками ($n=5$), значения которых измеряются бортовыми измерительными средствами КАМ. Погрешности измерений имеют нормальный закон распределения, нулевые математические ожидания и дисперсии: $D_{X_{\text{и}1}}=0,5;\ D_{X_{\text{и}2}}=0,4;\ D_{X_{\text{и}3}}=0,3;\ D_{X_{\text{и}4}}=0,2;\ D_{X_{\text{и}5}}=0,1.$

Известны математические ожидания и дисперсии признаков ЦО: $x_{\text{ц}1}$ = 5; $x_{\text{ц}2}$ = 4; $x_{\text{ц}3}$ = 3; $x_{\text{ц}4}$ = 2; $x_{\text{ц}5}$ = 1; $D_{X_{\text{ц}1}}=0,1;\ D_{X_{\text{ц}2}}=0,1;\ D_{X_{\text{ц}3}}=0,3;\ D_{X_{\text{ц}4}}=0,2;\ D_{X_{\text{и}5}}=0$. Причем последний признак – детерминированный.

Количества измерений селективных признаков КО1–КО4 имеют следующие значения:

$$N_1^{(1)}=1,\ N_2^{(1)}=1,\ N_3^{(1)}=1,\ N_4^{(1)}=1,\ N_5^{(1)}=0;$$

$$N_1^{(2)}=1,\ N_2^{(2)}=1,\ N_3^{(2)}=1,\ N_4^{(2)}=0,\ N_5^{(2)}=1;$$

$$N_1^{(3)}=1,\ N_2^{(3)}=1,\ N_3^{(3)}=0,\ N_4^{(3)}=1,\ N_5^{(3)}=1;$$

$$N_1^{(4)}=1,\ N_2^{(4)}=0,\ N_3^{(4)}=1,\ N_4^{(4)}=1,\ N_5^{(4)}=1.$$

На основе указанных данных определены:

– коэффициенты моделей (1) интегральных признаков всех наблюдаемых космических объектов:

$$a_1^{(1)}=0.1849,\ a_2^{(1)}=0.1775,\ a_3^{(1)}=0.1110,\ a_4^{(1)}=0.1110,\ a_5^{(1)}=0;$$

$$a_1^{(2)}=0.1849,\ a_2^{(2)}=0.1775,\ a_3^{(2)}=0.1110,\ a_4^{(2)}=0,\ a_5^{(2)}=0.2219;$$

$$a_1^{(3)}=0.1948,\ a_2^{(3)}=0.1870,\ a_3^{(3)}=0,\ a_4^{(3)}=0.1169,\ a_5^{(3)}=0.2338;$$

$$a_1^{(4)}=0.2380,\ a_2^{(4)}=0,\ a_3^{(4)}=0.1428,\ a_4^{(4)}=0.1428,\ a_5^{(4)}=0.2856;$$

– величина $w_{\text{ц}}=2,1898$ интегрального признака целевого объекта;

– дисперсии интегральных и целевых признаков космических объектов, наблюдаемых КАМ, обусловленные ошибками измерений их селективных признаков и случайным характером признаков целевого объекта:

$$D_{W_1}=0,0359,\ D_{W_2}=0,0383,\ D_{W_3}=0,0412,\ D_{W_4}=0,0467;$$
$$D_{W_{\text{ц}1}}=0,0127,\ D_{W_{\text{ц}2}}=0,0103,\ D_{W_{\text{ц}3}}=0,0100,\ D_{W_{\text{ц}4}}=0,0159;$$

– по формуле (17) априорные вероятности гипотез:

$$P(H_1)=0,2618,\ P(H_2)=0,2618,\ P(H_3)=0,2533,\ P(H_4)=0,2230;$$

– по результатам 10000 модельных экспериментов по формулам (19) и (20) получены условные $P(w_{rj}/H_r)$ и апостериорные $P(H_r/w_{rj}),\ j=\overline{1,10000}$, вероятности для каждого экс-

перимента и на их основе – средние значения апостериорных вероятностей $P(H_r/w_r) = \frac{1}{10000}\sum_{j=1}^{10000} P(H_r/w_{rj}),\ r = \overline{1,4}$:

$$P(H_1/w_1) = 0{,}2889,\ P(H_2/w_2) = 0{,}2910,\ P(H_3/w_3) = 0{,}2565,\ P(H_4/w_4) = 0{,}1636.$$

В соответствии с решающим правилом целевым объектом является КО2, для которого апостериорная вероятность гипотезы о том, что он является целевым, наибольшая.

Для сравнения следует отметить, что при детерминированном задании всех селективных признаков целевого объекта, т. е. при $D_{X_{\text{Ц}i}} = 0,\ i = \overline{1,5},$ результат будет другим. В этом случае априорные вероятности гипотез будут следующими:

$$P(H_1) = 0{,}2689,\ P(H_2) = 0{,}2566,\ P(H_3) = 0{,}2438,\ P(H_4) = 0{,}2307,$$

а их апостериорные вероятности –

$$P(H_1/w_1) = 0{,}3152,\ P(H_2/w_2) = 0{,}2735,\ P(H_3/w_3) = 0{,}2264,\ P(H_4/w_4) = 0{,}1850.$$

Отсюда следует, что в качестве целевого объекта надо рассматривать КО1. Такое решение при случайных значениях селективных признаков целевого объекта будет ошибочным.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При решении задачи выбора целевого объекта из множества наблюдаемых КАМ космических объектов необходимо учитывать стохастическую неопределенность задания его селективных признаков. Рассмотрен случай, когда характеризующие целевой объект признаки являются не детерминированными, а случайными величинами, имеющими нормальный закон распределения с известными параметрами.

Получены выражения для определения априорных и апостериорных оценок вероятностей гипотез о том, что каждый из наблюдаемых объектов является целевым.

Показано, что решение о целевом объекте, принимаемое без учета случайного характера селективных признаков целевого объекта, является частным случаем предложенного подхода и может привести к неверному результату.

Список использованных источников

1. *Клюшников В. Ю.* Как очистить околоземное пространство от космического мусора? // Воздушно-космическая сфера. – 2019. – № 1(98). – С. 96–107. – DOI: 10.30981/2587-7992-2019-98-1-96-107.

2. *Шустов Б. М.* О роли науки в изучении и парировании космических угроз // Вестник Российской академии наук. – 2019. – Т. 89, № 8. – С. 777–799. – DOI: http://doi.org/10.31857/S0869-5873898777-000.

3. *Зберя В. А.* Канада и США: у истоков военно-политического сотрудничества. Россия и Америка в XXI веке. – 2020. – Вып. № 4. – 15 с. – URL: https//rusus.jes.su/s207054760013330-0-1/. – DOI: 10.18254/S207054760013330-0 (дата обращения: 14.01.2025).

4. *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. – Vienna : Springer, 2012. – URL: https://doi.org/10.1007/978-3-7091-0810-9_4 (дата обращения: 14.01.2025).

5. *Кириченко Д. В., Багров А. В.* Оперативное выявление космогенных угроз с помощью орбитальных средств контроля космического пространства // Радиопромышленность. – 2014. – № 1. – С. 174–184.

6. Распознавание элементов сложной баллистической цели на конечном участке траектории полета на основе комплексирования селективных признаков / В. Л. Захаров [и др.] // Известия института инженерной физики. – 2020. – Т. 55, № 1. – С. 7–10.

7. *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.

8. *Арсеньев В. Н., Ключкин А. К., Ядренкин А. А.* Метод выбора целевого объекта по ограниченным измерениям физически неоднородных признаков // Известия вузов. Приборостроение. – 2021. – Т.64, № 10. – С. 799–805. – DOI: 10.17586/0021-3454-2021-64-10-799-805.

9. *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.

10. *Гусева М. Е., Силаев А. М.* Использование байесовских методов для макроэкономического моделирования фаз бизнес-цикла // Вестник Санкт-Петербургского университета. Экономика. – 2021. – Т. 37, вып. 2. – С. 298–317. – URL: https://doi.org/10.21638/spbu05.2021.205 (дата обращения: 14.01.2025).

А. И. Базанов[1];
В. В. Карагодин[2],
доктор технических наук, профессор;
Д. В. Рыбаков[3],
кандидат технических наук
[1]АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ» «Специальное конструкторское бюро «Титан», г. Санкт-Петербург.
[2, 3]Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

АГРЕГИРОВАННАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНИВАНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА В РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

В статье предложен подход к оцениванию работоспособности системы электроснабжения как динамической системы, функционирующей в условиях влияния деструктивных воздействий. Модель представлена в виде агрегированной, которую необходимо рассматривать как комбинированную (аналитико-имитационную) модель, объединяющую достоинства аналитического и имитационного моделирования. Применение разработанной модели позволит оценить показатели (параметры) системы электроснабжения в различных режимах работы и условиях функционирования, ее свойства и уровень работоспособности в условиях влияния деструктивных воздействий, а также реакцию системы на выработанные управляющие воздействия.

Ключевые слова: система электроснабжения, работоспособность, агрегированная модель, режимы функционирования, свойства системы.

ВВЕДЕНИЕ

Система электроснабжения (СЭС) наземного комплекса (НК) является сложной технической системой, состоящей из совокупности подсистем и элементов, организованных по принципу иерархической структуры и взаимодействующих между собой для достижения определенных целей [1]. СЭС может быть описана совокупностью разнообразных эксплуатационно-технических показателей (параметров), отражающих ее определенные свойства и зависящих от внутренних и внешних факторов (деструктивных воздействий), которые, в свою очередь, характеризуются параметрами, имеющими, как правило, случайный характер.

Одним из способов оценивания состояния СЭС в условиях деструктивных воздействий является моделирование, которое позволяет оценить уровень ее работоспособности в различных режимах функционирования. Существенный недостаток известных разработок в области моделирования СЭС состоит в нереализованности в них принципов многомодельных исследований. Поэтому существующие модели ограничиваются описанием определенных режимов работы системы при фиксированных условиях функционирования.

ПОДХОД К ОЦЕНИВАНИЮ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА

Состояние СЭС НК и ее элементов, при котором они способны выполнять заданные функции с параметрами, установленными нормативно-технической документацией, – это работоспособное состояние [2, 3]. Учитывая принципы построения СЭС, важность и специфику решаемых наземными комплексами задач по предназначению, работоспособность СЭС можно и нужно характеризовать свойствами, такими как надежность, живучесть и эффективность функционирования.

Для решения задачи обеспечения работоспособности СЭС НК в процессе ее функционирования и развития необходима модель оценивания ее работоспособности в условиях ситуативной неопределенности степени влияния деструктивных воздействий [4].

Следует отметить, что системы электроснабжения наземных комплексов являются, как правило, рассредоточенными объектами со сложной структурой. Их работоспособность обеспечивается выбором соответствующего состава оборудования, резервированием некоторых элементов, введением контроля и диагностирования их технического состояния. Указанные мероприятия направлены на устранение или локализацию последствий внутренних факторов снижения работоспособности – отказов, обусловленных либо физическим старением оборудования (естественным ухудшением их технического состояния), либо внутренними деструктивными воздействиями на элементы СЭС, приводящими к ухудшению их функциональных (режимных) параметров и повышению вероятности отказа. В связи с этим оценивание работоспособности СЭС в нормальных (повседневных) условиях функционирования с учетом внутренних деструктивных воздействий возможно при использовании моделей оценивания работоспособности, построенных на основе **методов теории надежности** [5–7].

Для исследования вопросов работоспособности СЭС в условиях внешних деструктивных воздействий на ее элементы и СЭС в целом (например, воздействий техногенного или природного характера) следует рассматривать два варианта их учета:

– деструктивное воздействие на подсистему, элемент СЭС однозначно приводит к потере и их работоспособности, и работоспособности СЭС в целом;

– деструктивное воздействие приводит к потере работоспособности отдельных подсистем, элементов СЭС или связей между ними, но не к потере работоспособности всей СЭС.

При этом полагается, что элемент СЭС, на который оказывается внешнее деструктивное воздействие, с некоторой вероятностью поражается полностью. Такая вероятность определяется конструктивными особенностями элемента СЭС и зависит от средств защиты (противодействия), если таковые предусмотрены. В связи с этим для оценивания работоспособности СЭС в условиях функционирования с учетом внешних деструктивных воздействий требуется использование моделей оценивания работоспособности, построенных на основе **методов теории живучести** [8–10].

Необходимо заметить, что процесс электроснабжения является непрерывным целенаправленным процессом, обеспечивающим выполнение наземными комплексами задач по предназначению. Причем о качестве данного процесса следует судить по степени достижения цели функционирования. Поэтому оценивание работоспособности СЭС НК должно основываться на определении показателей качества их функционирования в условиях ситуативной неопределенности степени влияния внутренних и внешних деструктивных воздействий, что возможно на основе **теории эффективности целенаправленных процессов** [11–15].

Применение предлагаемых методических подходов требует разработки модели оценивания работоспособности СЭС наземных комплексов в условиях ситуативной неопределенности степени влияния деструктивных воздействий. Такая модель обеспечит идентификацию последствий этих воздействий, выработку и реализацию управляющих воздействий, направленных на их устранение или ослабление.

АГРЕГИРОВАННАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНИВАНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Система электроснабжения под воздействием как внешних, так и внутренних факторов способна переходить из одного состояния X_i в другое X_{i+1}, т. е. она обладает поведением.

Сложность структуры СЭС, как правило, влечет за собой и сложность ее поведения, характеризуемого разнообразием реакций на внешние и внутренние деструктивные воздействия, которые, как правило, приводят к ухудшению состояния системы.

Иными словами, можно говорить о многообразии возможных состояний или множестве состояний СЭС в процессе ее функционирования. Множество всех возможных состояний **X** называется пространством состояний системы электроснабжения.

Состояние СЭС НК в определенные момент времени X_i характеризуется эксплуатационно-техническими показателями и параметрами режима работы системы, определяющими свойства системы в процессе ее функционирования. Эксплуатационно-технические показатели СЭС и параметры режима работы, являющиеся количественной оценкой ее свойств, определяются физическими, техническими, экономическими и другими характеристиками подсистем (элементов) системы, а также условиями функционирования потребителей СЭС НК.

Всю совокупность эксплуатационно-технических показателей (параметров), необходимых для оценивания состояния СЭС, можно разделить на следующие группы:

$y_i^{\text{н}}, i=\overline{1,n}$ – номинальные значения показателей (параметров), определенные в нормативно-технической документации;

$y_i^{\text{нд}}, i=\overline{1,n}$ – нормально допустимые значения показателей (параметров);

$y_i^{\text{пд}}, i=\overline{1,n}$ – предельно допустимые значения показателей (параметров), определяющие границы использования СЭС, превышение которых может привести к ее отказу;

$y_i, i=\overline{1,n}$ – фактические (текущие) значения показателей (параметров), определяемые в процессе эксплуатации СЭС, по которым осуществляется оценивание состояния системы в требуемый момент времени (период эксплуатации системы).

Следует отметить, что часть необходимых для оценивания состояния СЭС фактических (текущих) показателей (параметров) может быть получена на основе применения системы непрерывного контроля показателей качества электрической энергии, входящей в состав СЭС, а часть, – с использованием математических моделей [2–5]. При этом фактическое состояния СЭС НК в процессе ее функционирования может быть отнесено к какому-либо виду технического состояния. В связи с этим множество возможных состояний системы электроснабжения НК можно разбить на два непересекающихся подмножества (рис. 1):

$$X = X^{\text{р}} \cup X^{\text{нер}}, \tag{1}$$

где $X^{\text{р}}$ – подмножество работоспособных состояний;

$X^{\text{нер}}$ – подмножество неработоспособных.

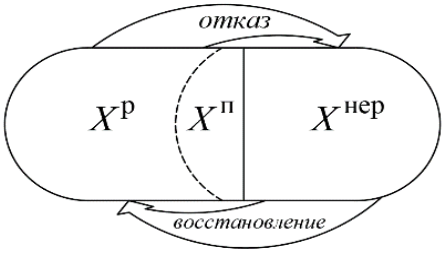


Рис. 1. Множество возможных состояний СЭС НК

Вместе с тем в подмножестве $X^{\text{р}}$ условно выделим подмножество $X^{\text{п}} \subseteq X^{\text{р}}$, называемое множеством предотказных состояний. Исходя из этого определим следующие уровни работоспобности СЭС (виды технического состояния):

– нормально работоспособное состояние, при котором контролируемые показатели (параметры) находятся в нормально допустимых пределах;

– предельно работоспособное (предотказное) состояние, при котором контролируемые показатели (параметры) находятся в нормально и/или предельно допустимых пределах;

– неработоспособное состояние, при котором часть контролируемых показателей (параметров) находится за пределами допустимых значений.

Нарушение работоспособного состояния (включая физическое уничтожение элементов и/или подсистем СЭС) или отказ, при котором СЭС переходит в неработоспособное состояние, является очевидным, так как в этом случае СЭС утрачивает способность функционировать. Более сложным представляется случай, когда СЭС функционирует, но с существенными изменениями (отклонениями) выходных показателей (параметров). Например, в случае электроснабжения потребителей НК по резервной схеме электроснабжения или с предельно допустимыми параметрами качества электрической энергии.

Основная задача при обеспечении работоспособности СЭС заключается в мониторинге процесса перехода системы из одного технического состояния к другому, вызванного возможными изменениями структуры (совокупности элементов и/или связей между ними) и/или показателей (параметров) элементов (подсистем) и СЭС в целом.

Зная значения фактических (текущих) показателей (параметров) системы электроснабжения, условия функционирования потребителей, возможно оценить свойства и уровень работоспособности системы, определить необходимость, вид и величину управляющего воздействия в случае их снижения.

Модель оценивания работоспособности СЭС НК в различных условиях функционирования может быть представлена в виде агрегированной модели, которую необходимо рассматривать как комбинированную (аналитико-имитационную) модель, объединяющую достоинства аналитического и имитационного моделирования.

Схема агрегированной модели оценивания работоспособности СЭС НК представлена на рис. 2.

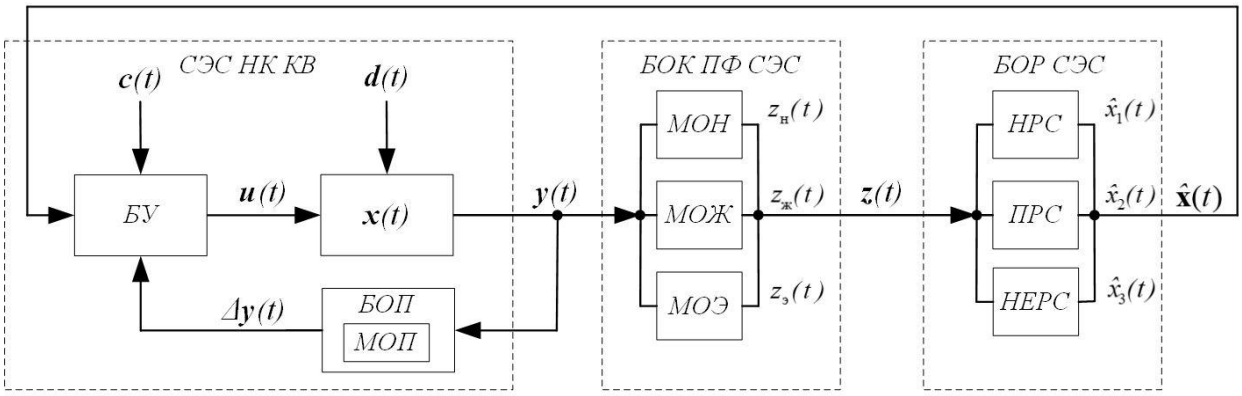


Рис. 2. Схема агрегированной модели оценивания работоспособности системы электроснабжения наземного комплекса

На схеме показаны: $\boldsymbol{x}(t)$ – вектор состояний СЭС; $\boldsymbol{y}(t)$ – вектор контролируемых величин, характеризующийся показателями (параметрами) системы электроснабжения; $\boldsymbol{u}(t)$ – вектор управляющих воздействий; $\boldsymbol{d}(t)$ – вектор деструктивных (возмущающих) воздействий; $\boldsymbol{c}(t)$ – вектор условий функционирования СЭС; $\Delta\boldsymbol{y}(t)$ – вектор, характеризующий отклонения показателей (параметров) системы электроснабжения от номинальных значений; $\mathbf{z}(t)=[z_{\text{н}}(t),z_{\text{ж}}(t),z_{\text{э}}(t)]$ – вектор свойств СЭС; $\hat{\mathbf{x}}(t)=[\hat{x}_1(t),\hat{x}_2(t),\hat{x}_3(t)]$ – вектор уровней работоспособности системы.

Введены следующие сокращения: БУ – блок управления процессом функционирования; БОП – блок определения параметров; МОП – модель оценивания параметров; БОК ПФ СЭС – блок оценивания качества процесса функционирования СЭС; МОН – модель оценивания надежности СЭС; МОЖ – модель оценивания живучести СЭС; МОЭ – модель оценивания эффективности функционирования СЭС; БОР СЭС – блок оценивания работо-

способности СЭС; НРС – нормально работоспособное состояние; ПРС – предельно работоспособное состояние; НЕРС – неработоспособное состояние.

В общем случае агрегированная модель оценивания работоспособности СЭС НК в непрерывном времени может быть описана системой дифференциальных и алгебраических уравнений

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f_1(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{d}, t) \\ \mathbf{y} = f_2(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{d}, t) \\ \mathbf{u} = f_3(\mathbf{c}, \hat{\mathbf{x}}, \Delta\mathbf{y}, t) \\ \mathbf{z} = f_4(\mathbf{y}, t) \\ \hat{\mathbf{x}} = f_5(\mathbf{z}, t) \end{cases}. \quad (2)$$

Математическая модель оценивания работоспособности СЭС НК (2) получена на основании соответствующих законов, описывающих функционирование отдельных элементов системы в условиях ситуативной неопределенности степени влияния деструктивных воздействий.

Применение разработанной модели позволит:

– оценить показатели (параметры) СЭС НК в различных режимах работы и условиях функционирования потребителей;

– оценить свойства и уровень работоспособности СЭС НК в условиях ситуативной неопределенности степени влияния деструктивных воздействий;

– оценить реакцию СЭС НК на выработанные управляющие воздействия.

ПРИМЕНЕНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ТРАНСФОРМАТОРНОЙ ПОДСТАНЦИИ

Имитационная часть предлагаемой агрегированной модели для оценивания технического состояния трансформаторной подстанции представлена на рис. 3. В состав модели входят блоки, имитирующие работу основного электрооборудования трансформаторной подстанции. К ним относятся: высоковольтные выключатели (Q1–Q4); силовые трансформаторы 10/0,4 кВ (T-1, T-2); трансформаторные автоматические выключатели (QF1, QF2); секционный автоматический выключатель (QFB); автоматические выключатели (QF1.1–QF1.3, QF2.1–QF2.3) потребителей электрической энергии различной мощности и категории надежности электроснабжения; измерительные приборы; блок управления режимом функционирования трансформаторной подстанции (BURF) [16, 17].

Техническое состояние трансформаторной подстанции (ТП) оценивалось при имитации следующих режимов функционирования (ситуаций).

Ситуация № 1. Трансформаторная подстанция функционирует в двухтрансформаторном режиме. Деструктивные воздействия на ТП отсутствуют. Потребители получают электрическую энергию в необходимом количестве и требуемого качества.

Ситуация № 2. Вследствие внутренних деструктивных воздействий произошел отказ силового трансформатора Т-1. Трансформаторная подстанция функционирует в однотрансформаторном режиме. Потребители наземного комплекса обеспечиваются электрической энергией в необходимом количестве и требуемого качества от одного источника питания (силового трансформатора Т-2).

Ситуация № 3. Вследствие внешнего деструктивного воздействия на ТП произошло короткое замыкание на первой секции шин распределительного устройства низшего напряже-

ния ТП. Трансформаторная подстанция функционирует в однотрансформаторном режиме. Потребители первой секции шин электрической энергией от ТП не обеспечиваются.

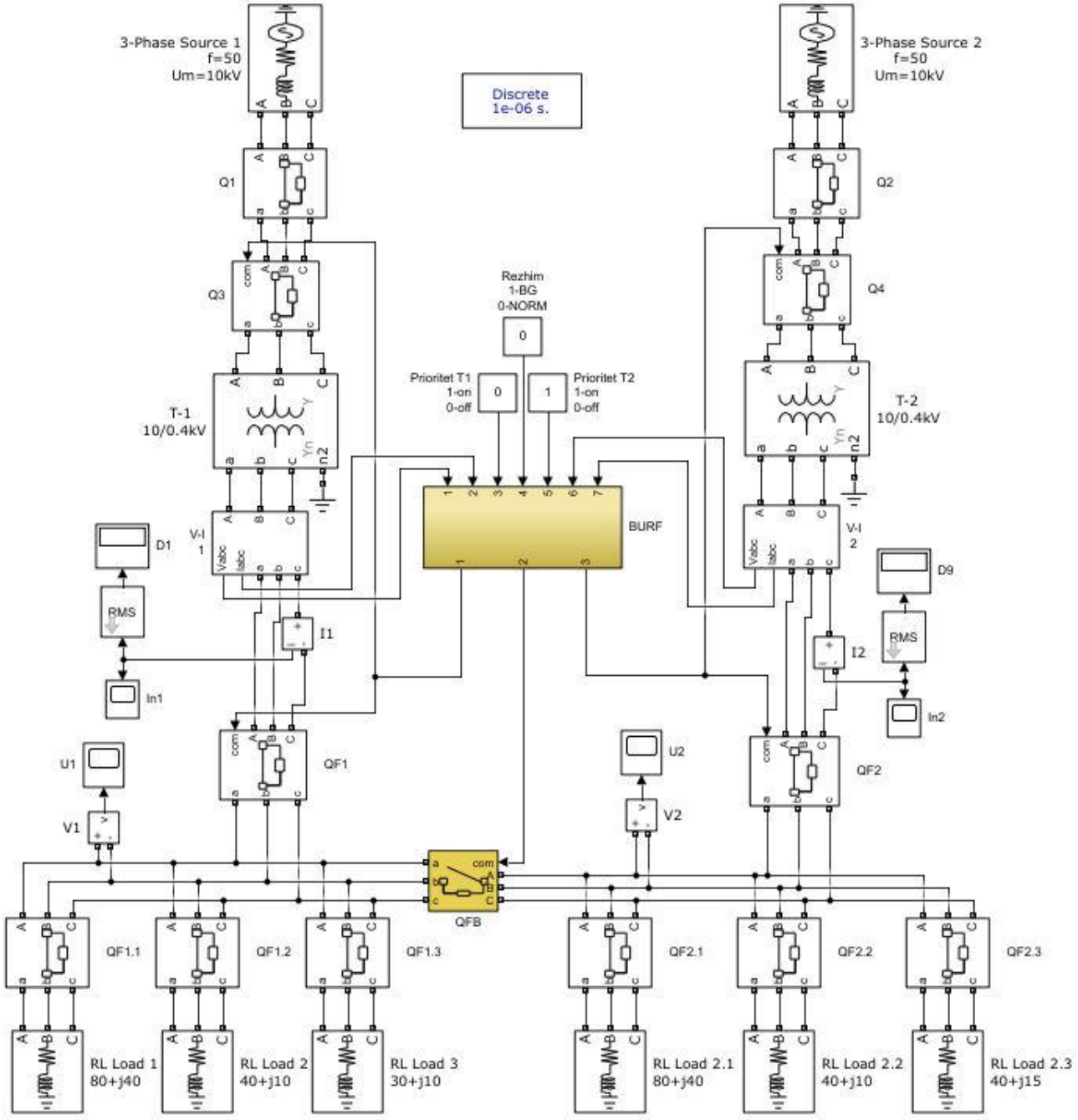


Рис. 3. Имитационная модель функционирования трансформаторной подстанции

При оценивании уровня работоспособности ТП в различных режимах функционирования в качестве оценки надежности использовался показатель вероятности безотказной работы ТП; в качестве оценки живучести – показатель устойчивости ТП, учитывающий вероятности безотказной работы ТП в нормальных условиях эксплуатации (без воздействия поражающих факторов) и вероятность возникновения деструктивного воздействия, условно принятая в расчетах равной вероятности отказа ТП; в качестве оценки эффективности функционирования – вероятность обеспечения потребителей электрической энергией в необходимом количестве и требуемого качества.

Результаты оценивания основных показателей (параметров) ТП и уровня ее работоспособности в различных ситуациях представлены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты оценивания уровня работоспособности трансформаторной подстанции в различных ситуациях

№ ситуации	Оценки показателей функционирования трансформаторной подстанции (t = 21 сут.)			Оценка уровня работоспособности трансформаторной подстанции
	Надежность	Живучесть	Эффективность	
1	0,996680	0,993371	0,891065	Нормально работоспособное состояние
2	0,993722	0,990422	0,885784	Предельно работоспособное (предотказное) состояние
3	0	0	0	Неработоспособное состояние

Полученные оценки показателей функционирования трансформаторной подстанции приведены к интервалу времени, равному 21 суткам. Уровень работоспособности ТП в различных ситуациях определен с использованием разработанного авторами методического подхода [18].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для более полного учета реальных условий эксплуатации СЭС НК предложен подход к оцениванию работоспособности СЭС как динамической системы, функционирующей в условиях неопределенности влияния возможных деструктивных воздействий различного характера.

На основе интегрирования частных моделей оценивания показателей качества СЭС НК разработана модель оценивания работоспособности СЭС НК в различных условиях функционирования. Модель представлена в виде агрегированной модели, которую необходимо рассматривать как комбинированную (аналитико-имитационную) модель, обладающую достоинствами аналитического и имитационного моделирования. Разработанная модель позволяет оценить показатели структурной надежности и живучести системы электроснабжения, установившиеся и динамические процессы, характеризующие ее уровень работоспособности. Кроме того, имитационная часть модели позволяет оценить реакцию системы на деструктивные воздействия и/или отказ различных функциональных элементов, а также на выработанные управляющие воздействия.

Комплексное применение аналитико-имитационного моделирования при оценивании работоспособности системы электроснабжения значительно расширяет сферу использования полученной модели по сравнению с известными, а также позволяет учесть особенности построения, режимы работы СЭС и условия функционирования наземного комплекса.

Список использованных источников

1. *Карагодин В. В., Рыбаков Д. В., Камчалов С. С.* Системный подход к обоснованию направлений совершенствования систем электроснабжения специальных объектов Космических войск // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 202–207.

2. Эксплуатация космических средств: учебник / Г. Д. Петров [и др.]; под ред. А. П. Вышинского. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – 455 с.

3. *Озорнин С. П.* Основы работоспособности технических систем : учеб. пособие. – Чита : ЧитГТУ, 2003. – 121 с.

4. *Карагодин В. В. , Рыбаков Д. В.* Метод оценивания работоспособности систем электроснабжения объектов наземной космической инфраструктуры // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 690. – С. 194–204.

5. *Манов Н. А.* Методы и модели исследования надежности электроэнергетических систем. – URL: http://www.twirpx.com/file/345534 (дата обращения: 15.11.2024)

6. *Обоскалов В. П.* Структурная надежность электроэнергетических систем : учеб. пособие. – Екатеринбург : УрФУ, 2012. – 194 с.

7. *Савина Н. В.* Надежность электроэнергетических систем : учеб. пособие. – Благовещенск : Амурский гос. ун-т, 2014. – 194 с.

8. *Воропай Н. И.* Живучесть ЭЭС: методические основы и методы исследования // Известия АН СССР. Энергетика и транспорт. – 1991. – № 6. – С. 52–59.

9. *Дубицкий М. А., Асламова В. С.* Безопасность электроэнергетических систем // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2012. – Вып. 3 (35). – С. 221–226.

10. *Омельченко Н. В.* Основы надежности, живучести и безопасности структурно-сложных энергосистем : учеб. пособие. – Севастополь : Изд-во СевГУ, 2021. – 69 с.

11. *Папков Б. В. , Илюшин П. В. , Куликов А. Л.* Надежность и эффективность современного электроснабжения : моногр. – Н. Новгород : Научно-издат. центр «XXI век», 2021. – 160 с.

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

13. *Чумаков Н. М. , Серебряный Е. И.* Оценка эффективности сложных технических устройств. – М. : Сов. радио, 1980. – 191 с.

14. Модели для исследования эффективности процессов функционирования систем электроснабжения ракетно-космических комплексов / В. В. Карагодин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 220–227.

15. *Гук Ю. Б., Долгов П. П. , Окороков В. Р.* Комплексный анализ эффективности технических решений в энергетике / под ред. В. Р. Окорокова, Д. С. Щавелева. – Л. : Энергоатомиздат, 1985. – 175 с.

16. Пат. № 2834892 Российская Федерация, МПК H02J 3/00 (2024.08); МПК H02J 3/46 (2024.08). Устройство структурно-параметрического управления двухтрансформаторной подстанцией / Карагодин В. В., Рыбаков Д. В., Камчалов С. С.; заявитель и патентообладатель Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского. – № 2024111613; заявл. 25.04.2024; опубл. 17.02.2025, Бюл. № 5. – 16 с.

17. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ 2023668071 Российская Федерация. Программа ситуационного структурно-параметрического управления режимом функционирования трансформаторной подстанции / В. В. Карагодин, Д. В. Рыбаков, С. С. Камчалов; заявитель и правообладатель Рыбаков Дмитрий Вячеславович. – № 2023663030; заявл. 21.06.2023; опубл. 23.08.2023. – 1 с.

18. *Карагодин В. В., Рыбаков Д. В.* Метод оценивания работоспособности систем электроснабжения объектов наземной космической инфраструктуры // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 690. – С. 194–204.

М. А. Бубликов[1];
Е. Л. Лебедев[2],
доктор технических наук, профессор;
А. В. Ляшевский[3],
кандидат технических наук;
П. Н. Савчук[4]
[1–3] Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[4] Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности, г. Пересвет Московской обл.

МОДЕЛЬ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ВНУТРЕННЕЙ ОБОЛОЧКИ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проанализированы характеристики теплового обмена, свойственные камерам жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), и их влияние на напряженно-деформированное состояние (НДС) стенок камеры сгорания в этих двигателях. Рассмотрены ключевые факторы, влияющие на температурные и прочностные характеристики стенок камеры, включая давление, свойства материалов, параметры охлаждения и режимы работы двигателя.

Предложена математическая модель, описывающая НДС внутренней стенки с учетом пластических деформаций, ползучести и термических воздействий. Проведена оценка срока службы внутренней стенки камеры двигателя на основе анализа циклических термомеханических нагрузок.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, напряженно-деформированное состояние, текучесть, стенка камеры.

ВВЕДЕНИЕ

Главным источником тяги, позволяющей ракете-носителю (РН) достичь скорости, необходимой для вывода космического аппарата (КА), является двигатель, функционирующий без внешних источников энергии. Он создает значительную ускоряющую силу при относительно небольшой собственной массе [1].

Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) с насосной системой подачи топлива включает в себя одну или несколько камер сгорания, турбонасосный агрегат, газогенератор, элементы автоматики и узлы общей сборки. Ключевым компонентом ЖРД является камера сгорания, состоящая из форсуночной (смесительной) головки, камеры сгорания, дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла [2].

В ЖРД камера сгорания выполняет ключевую функцию, в ней происходит преобразование химической энергии топлива в кинетическую энергию реактивной струи посредством непрерывного горения и сверхзвукового истечения газов.

ТЕПЛОВОЕ НАГРУЖЕНИЕ СТЕНОК КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Системы теплозащиты ЖРД отличаются повышенной сложностью из-за экстремальных условий эксплуатации [3–5].

Во-первых, процессы в камере происходят при экстремальных параметрах: давление – от 100 атм, температура – 3000–4000 К, локальные тепловые потоки ($q_к$) в критическом сечении сопла достигают 20–70 МВт/м².

Во-вторых, значителен уровень лучистого теплового потока ($q_л$), который для большинства видов топлива составляет 20–40% от общего теплопритока.

В-третьих, нагрев стенок приближается к температурам плавления конструкционных материалов.

В-четвертых, для охлаждения применяется один из компонентов топлива, который пропускается через сложные охлаждающие тракты, что усложняет конструкцию камеры.

Дополнительные факторами являются эрозионное и химическое воздействие продуктов сгорания, комбинированное нагружение давлением и термическими напряжениями, что требует защиты стенок камеры от перегрева, эрозии и окисления.

Факторы, влияющие на температурное состояние стенки камеры ЖРД

Давление в камере. Рост давления в камере увеличивает плотность газа и коэффициент теплоотдачи α_r, а также повышает конвективный тепловой поток $q_к$ и лучистый тепловой поток $q_л$. В результате суммарный удельный тепловой поток q_Σ к стенке камеры возрастает [6].

Теплофизические свойства материала. Особенности теплопередачи тесно взаимосвязаны с природой используемого топлива, что обуславливает сложность и многоаспектность этого явления [7]. Так, от топлива зависят температура и физические свойства продуктов сгорания, которые определяют величину суммарного теплового потока q_Σ, а также компонент топлива, выступающий в качестве хладагента и влияющий на q_Σ.

Кроме того, коэффициент теплопроводности материала λ огневой стенки камеры ЖРД также оказывает влияние. При одинаковых значениях температуры стенки камеры со стороны охладителя T_{fw}, суммарный тепловой поток q_Σ, толщина стенки δ_w и температура внутренней стенки T_{rw} будут тем ниже, чем выше λ. Таким образом, для снижения T_{rw} огневую стенку следует изготавливать из материалов с высокой теплопроводностью, а для уменьшения T_{fw} – из материалов с низким λ. Выбор материала зависит от того, какая из этих температур является критической для обеспечения надежного охлаждения стенки.

Толщина огневой стенки. Уменьшение толщины стенки камеры со стороны горячих газов δ_w понижает T_{rw} и увеличивает q_Σ, а также повышает T_{fw} и T_f. При изготовлении камеры толщину стенки выбирают минимально допустимую условиями прочности и с учетом T_{rw}.

Отметим, что снижение δ_w и увеличение λ эквивалентно влияют на температуру стенки камеры. Поэтому уменьшение δ_w и/или применение материала с высоким λ широко применяются для охлаждения стенок. Варьирование этими параметрами предпочтительно ввиду того, что они не вызывают увеличения гидравлических потерь в тракте охлаждения и не приводят к ухудшению качества процессов в камере.

Параметры охлаждения стенки камеры и конструкция охлаждающего тракта. Коэффициент теплоотдачи в жидкость α_f зависит от расхода хладагента, его свойств, скорости потока, геометрии тракта (зазоры, оребрение) [8]. В свою очередь, увеличение α_f приводит к снижению температур T_{fw} и T_{rw}. Эффективность повышается за счет применения ребер, гофров и других конструктивных элементов, характеризуемых коэффициентом оребрения (отношение площадей поверхностей) [5].

Влияние режима работы ЖРД. Для анализа работы ЖРД в качестве расчетного рассматривается режим максимальной тяги [9]. При дросселировании снижаются суммарный тепловой поток q_Σ и расход хладагента, уменьшаются скорость потока и коэффициент теплоотдачи α_f, растет температура жидкости T_f, и, как следствие, возможны кипение и прогар стенки.

Риск прогара также возникает при падении давления в тракте ниже критического, т. е. $p_{охл} > p_{кр}$ (критическое давление), вызывающем объемное кипение. Расчеты теплозащиты обязательны для всех продолжительных режимов.

Анализ нагружения конструкции камеры ЖРД

Как уже отмечалось, камера ЖРД состоит из двух оболочек – наружной и внутренней, каждая из которых выполняет свои функции и воспринимает различные нагрузки в процессе работы двигателя [10].

Внешняя (наружная) оболочка воспринимает давление газов и осевые усилия, работает в упругой области и служит силовым элементом камеры.

Внутренняя оболочка выполняет роль теплового экрана, подверженного экстремальным циклическим термомеханическим нагрузкам.

В процессе работы возникает циклическое термомеханическое нагружение ввиду неравномерного прогрева стенок. Это обусловлено тем, что внутренняя стенка прогревается быстрее, в то время как температура наружной стенки остается неизменной. Так как наружная стенка препятствует свободному расширению внутренней, при нагреве возникают сжимающие напряжения. Эти напряжения превышают предел текучести материала, что приводит к пластическим деформациям, ползучести и релаксации напряжений.

По мере прогрева наружной стенки она начинает расширяться и тянуть за собой уже прогретую внутреннюю стенку. Поскольку внутренняя стенка уже подверглась пластическим деформациям, ее совместное расширение с наружной стенкой вызывает растягивающие напряжения, которые превышают предел текучести, что приводит к пластическим деформациям с противоположным знаком. Этот процесс представлен на рис. 1 (кривая ABCDE) [11]. Точки B и D соответствуют пределам текучести при температурах на данные моменты времени. Рассмотрим механизмы нагружения и деградации на основе диаграммы напряженно-деформированного состояния внутренней стенки камеры.

Механизм циклического нагружения:

1. Пуск: быстрый нагрев внутренней стенки при холодной наружной вызывает ее сжатие (ограничение расширения) → пластические деформации (рис. 1, участок BC).

2. Прогрев наружной оболочки: ее расширение растягивает внутреннюю стенку → пластические деформации обратного знака (рис. 1, участок CD).

3. Остановка: охлаждение вызывает растяжение внутренней стенки из-за разницы характеристик материалов (рис. 1, участок EA′).

4. Повторные циклы: приводят к накоплению повреждений (рис. 1, кривая A′B′CDEA′).

После некоторого числа циклов термомеханического нагружения возникают термическая усталость и разрушение материала в результате его нагрева в условиях механического стеснения. Это явление может ускоряться за счет дополнительных факторов (химическое воздействие, коррозия, окисление и др.).

Деградационные механизмы:

1. Термическая усталость: накопление пластических деформаций за цикл ($\Delta\varepsilon_i^P$) – ключевой фактор разрушения.

2. Химическое воздействие: образование оксидных плёнок → концентраторы напряжений → развитие трещин (особенно в фазе растяжения) [9].

3. Структурные изменения: рост зёрен → снижение пластичности и усталостной прочности [9, 10, 12].

4. Локальная концентрация возникает в зонах максимального теплопритока (например, у ребер камеры) из-за снижения предела текучести.

Из вышесказанного следует, что ресурс камеры ЖРД определяется долговечностью внутренней стенки. Для многоразовых ЖРД критичны плавные запуски и оптимизация тяги для снижения нагрузки с внутренней стенки.

Расчетная модель напряженно-деформированного состояния камеры ЖРД

Учитывая периодичность температурного поля по углу φ (рис. 2) и крепление оболочек через ребра, напряженно-деформированное состояние (НДС) моделируется оболочечной теорией (рис. 3). Изгибными напряжениями пренебрегаем.

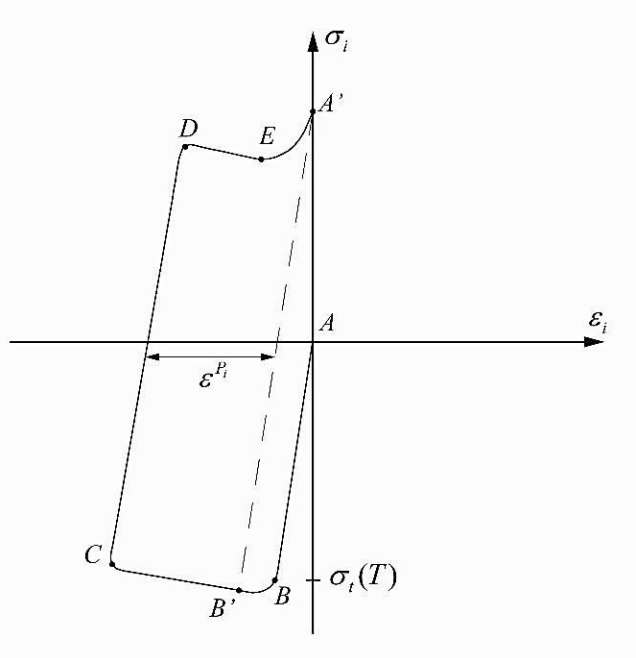


Рис. 1. Диаграмма напряженно-деформированного состояния внутренней стенки камеры

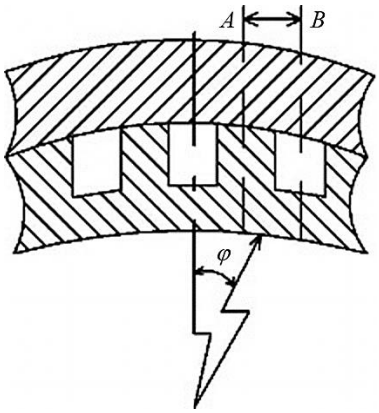


Рис. 2. Выбор элемента для определения поля температуры внутренней стенки

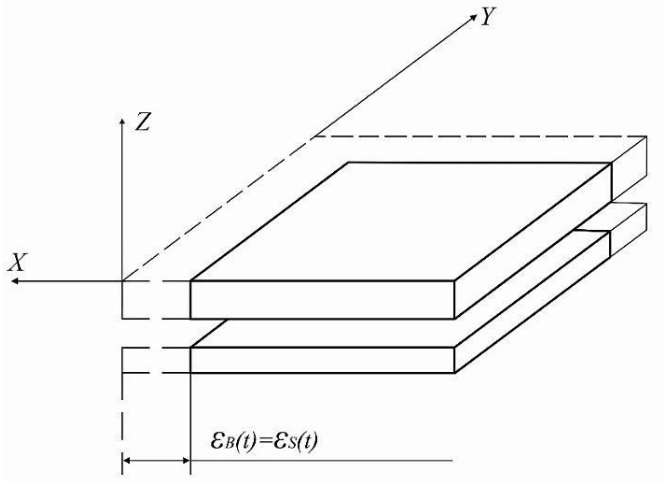


Рис. 3. Схема нагружения камеры

Математическая модель напряженно-деформированного состояния камеры ЖРД

Основой модели служит теория пластического течения [13, 14], связывающая инкременты деформаций и напряжений с учетом истории нагружения. Для решения расчета НДС камеры введем допущения:

1) уравнение совместности деформаций оболочек выглядит следующим образом:

$$\Delta\varepsilon_S^T = \Delta\varepsilon_B, \quad (1)$$

где $\Delta\varepsilon_S^T$ – инкремент температурной деформации наружной стенки;

$\Delta\varepsilon_B$ – инкремент полной деформации внутренней стенки;

2) напряжения от давления малы по сравнению с термическими;

3) кривые деформирования при растяжении/сжатии идентичны;

4) отсутствует циклическое упрочнение/разупрочнение материала.

Ввиду неравномерного прогрева внутренней и внешней стенок, с учетом указанных допущений, инкремент полной деформации внутренней стенки представляется следующим образом:

$$\{\Delta\varepsilon_B\} = \{\Delta\varepsilon_B^e\} + \{\Delta\varepsilon_B^P\} + \{\Delta\varepsilon_B^C\} + \{\Delta\varepsilon_B^T\}, \quad (2)$$

где $\{\Delta\varepsilon_B^i\}$ – тензор приращения относительных деформаций,

$$\{\Delta\varepsilon_B^i\} = \begin{Bmatrix} \Delta\varepsilon_{Bx}^i \\ \Delta\varepsilon_{By}^i \\ \Delta\varepsilon_{Bz}^i \end{Bmatrix};$$

$\{\Delta\varepsilon_B^e\}$ – тензор приращений относительных упругих деформаций,

$$\{\Delta\varepsilon_B^e\} = \frac{\{\Delta\sigma\}}{E_B(T_B)}(1-\mu),$$

где $\{\Delta\sigma\}$ – тензор приращения напряжений, МН/м^2;

$E_B(T_B)$ – модуль упругости, МН/м^2,

$$E_B(T_B) = (147000 - 4{,}8 \cdot T_B);$$

μ – коэффициент Пуассона;

$\{\Delta\varepsilon_B^T\}$ – тензор приращений относительных температурных деформаций,

$$\{\Delta\varepsilon_B^T\} = \alpha_B(T_B)\Delta T_B,$$

где ΔT_B – приращение температуры, К;

$\{\Delta\varepsilon_B^P\}$ и $\{\Delta\varepsilon_B^C\}$ – соответственно пластические деформации и деформации ползучести.

С учетом выражения (1) имеем

$$\{\Delta\varepsilon_B\} = \{\Delta\varepsilon_S^t\}. \quad (3)$$

Из выражения (7) и (8) следует, что инкремент упругих деформаций внутренней стенки

$$\{\Delta\varepsilon_B^e\} = \{\Delta\varepsilon_S^T\} - \{\Delta\varepsilon_B^T\} - \{\Delta\varepsilon_B^P\} - \{\Delta\varepsilon_B^C\}. \quad (4)$$

Связь деформаций и напряжений имеет следующий вид:

$$\{\Delta\varepsilon_B^P\} = \Delta\{S\}, \quad (5)$$

где $\{S\}$ – девиатор напряжений, Н/м^2,

$$\{S\} = \begin{Bmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{Bmatrix},$$

при этом $S_i = \sigma_i - \sigma_0$ (где σ_i – напряжение в i-м направлении, МН/м^2; σ_0 – гидростатическое напряжение, $\sigma_0 = \frac{\sigma_x+\sigma_Y+\sigma_Z}{3}$, МН/м^2). В формулах (3)–(5) используются следующие обозначения:

Δ – функция пластичности, $\Delta = \frac{3}{2} \cdot \frac{\Delta\varepsilon_I^P}{\sigma_i}$, м^2/Н;

$\{\Delta\varepsilon_B^C\}$ – деформации ползучести, $\{\Delta\varepsilon_B^C\} = \varphi^C \Delta t\{S\}$, где φ^C – функция ползучести, $\varphi^C = \frac{3}{2} \times$ $\times \frac{S_C(\sigma_i, T_B)}{\sigma_T}$ (здесь σ_T – предел текучести, МН/м^2), м^2/МН·с;

$\{\Delta\varepsilon_B^T\}$ – температурные деформации, $\{\Delta\varepsilon_B^T\} = \Delta(\alpha_B, T_B) = \alpha_B(T_B) \cdot \Delta T_B$.

При этом

$$S_C(\sigma_i, T_B) = 10^{\left(3{,}227 - \frac{8220{,}7}{T_B} + \frac{436{,}76}{T_B}\right) \cdot K},$$

где S_C – скорость ползучести, 1/с;

K – коэффициент замедления скорости ползучести, $K = \left(0{,}8 - 0{,}02 \cdot (T_B - 500)\right)$;

Так как допускаем, что напряжения от давления малы по сравнению с термическими, то имеем

$$\sigma_{BX} = \sigma_{BY} = \sigma_B = \varepsilon_B^e \cdot \frac{E_B(T_B)}{1-\mu}, \sigma_{BZ} = 0. \quad (6)$$

Тогда гидростатическое напряжение определяется формулой

$$\sigma_0 = \frac{\sigma_X + \sigma_Y + \sigma_Z}{3} = \frac{2}{3}\sigma_B, \quad (7)$$

а девиатор напряжения – формулами:

$$S_{BX} = S_{BY} = S_B = \sigma_B - \frac{2}{3}\sigma_B = \frac{1}{3}\sigma_B, \quad (8)$$

$$S_{BZ} = 0 - \frac{2}{3}\sigma_B = \frac{-2}{3}\sigma_B. \quad (9)$$

Исходя из значений (8) и (9), при сжатии внутренней стенки ее толщина будет увеличиваться по оси Z и уменьшаться по осям X и Y при растяжении.

Учитывая выражения (6)–(8), получаем:

– приращение пластической деформации в направлении оси X

$$\Delta\varepsilon_{BX}^P = \frac{3}{2} \cdot \frac{\Delta\varepsilon_I^P}{\sigma_X} \cdot S_X = \frac{3}{2} \cdot \frac{\Delta\varepsilon_I^P}{\sigma_X} \cdot \frac{1}{3}\sigma_X = \frac{\Delta\varepsilon_I^P}{2};$$

– приращение деформаций ползучести в направлении оси X

$$\Delta\varepsilon_{BX}^C = \frac{3}{2} \cdot \frac{\varepsilon_C(\sigma_B, T_B)}{\sigma_T \Delta t} \cdot S_X = \frac{\varepsilon_C(\sigma_B, T_B)}{2\sigma_T} \cdot \Delta t \cdot \sigma_B;$$

– приращения термических деформаций:

$$\Delta\varepsilon_S^T = \alpha_S(T_S) \cdot \Delta T_S;$$

$$\Delta\varepsilon_B^T = \alpha_B(T_B) \cdot \Delta T_B;$$

– полные деформации на i-м шаге расчета:

$$\varepsilon_{SX}^T = \varepsilon_{SXO}^T + \sum_{n=1}^{i} \Delta\varepsilon_{SXi}^T;$$

$$\varepsilon_{BX}^{T} = \varepsilon_{BXO}^{T} + \sum_{n=1}^{i} \Delta\varepsilon_{BXi}^{T};$$

$$\varepsilon_{BX}^{P} = \varepsilon_{BXO}^{P} + \sum_{n=1}^{i} \Delta\varepsilon_{BXi}^{P};$$

$$\varepsilon_{BX}^{C} = \varepsilon_{BXO}^{C} + \sum_{n=1}^{i} \Delta\varepsilon_{BXi}^{C};$$

где $\varepsilon_{SXO}^{T}, \varepsilon_{BXO}^{T}, \varepsilon_{BXO}^{P}, \varepsilon_{BXO}^{C}$ – начальные деформации.

Упругая деформация внутренней стенки определяется выражением

$$\varepsilon_{BX}^{e} = \varepsilon_{SX}^{T} - \varepsilon_{BX}^{T} - \varepsilon_{BX}^{P} - \varepsilon_{BX}^{C}. \quad (10)$$

Определение пластических деформаций стенок камеры ЖРД

Для определения пластических деформаций использован инкрементальный метод. Если напряжение на шаге превышает предел текучести, то вычисляется инкремент пластической деформации (рис. 4):

$$\varepsilon_{BX_{i+1}}^{P} = \varepsilon_{BX_i}^{P} + \frac{\Delta\varepsilon_{BI}^{P}}{2}, \quad (11)$$

где $\varepsilon_{BX_{i+1}}^{P}$ и $\varepsilon_{BX_i}^{P}$ – полные пластические деформации на данном и предыдущем шагах.

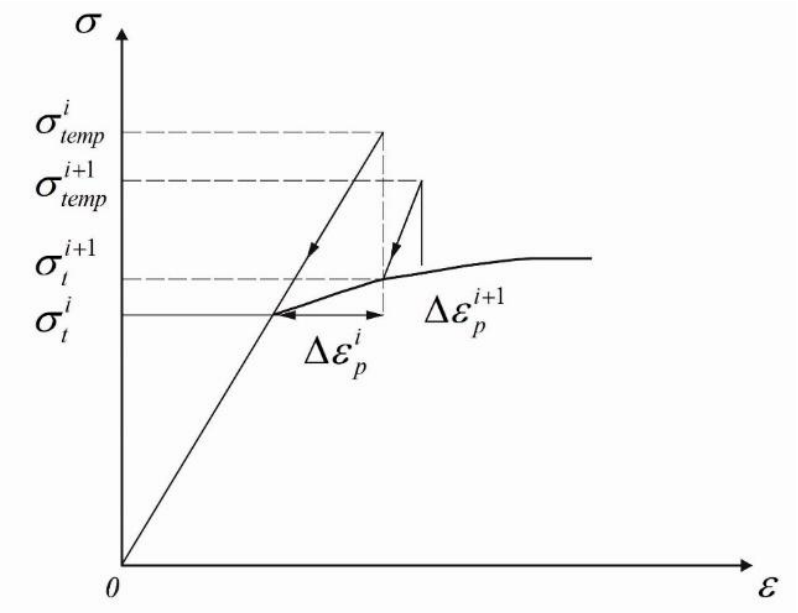


Рис. 4. Определение приращения пластических деформаций

Рассмотрим случай, когда на шаге *i* имеем:

$\sigma_T(T_B)_i = \sigma_{Ti}$ – предел текучести;

$\varepsilon_{BX}^{P} = 0$;

σ_{Bi} – значения напряжений внутренней стенки, рассчитанные по уравнению (6), где ε_B^e рассчитаны по уравнению (10) с учетом исходного значения ε_{BX}^{P}.

Если σ_{Bi} превосходит σ_{Ti}, то на таком шаге получаем приращения пластических деформаций:

$$\Delta\varepsilon_{BX_i}^P = \frac{\Delta\varepsilon_{BI}^P}{2} = \frac{(\sigma_{Bi} - \sigma_{Ti})/E_i}{2}.$$

С учетом данного выражения получаем новое значение пластических деформаций:

$$\varepsilon_{BX_i}^P = 0 + \varepsilon_{\text{BX}_i}^P.$$

Полученное значение пластической деформации используется для пересчета напряжений и деформаций по формулам (6) и (10). Предел текучести зависит от температуры и накопленной пластической деформации:

$$\sigma_{T_i} = \left(6{,}5 - 0{,}25 \cdot 10^{-2} \cdot T_{B_i}\right) + \left(\frac{17{,}7 - 0{,}0177 \cdot T_{B_i}}{0{,}352 - 0{,}00013 \cdot T_{B_i}}\right) \cdot \varepsilon_{\text{BX}_i}^P. \quad (12)$$

В этой формуле 6,5 – значение предела текучести при нормальной температуре, МН/м^2; 17,7 – разница между пределом текучести и прочности, МН/м^2; 0,352 – значение пластической деформации, при которой наступает предел прочности [13, 14].

Тепловой анализ камеры ЖРД

Расчет нестационарного температурного поля, на примере типового ЖРД, основан на решении плоской задачи теплопроводности с граничными условиями 3-го рода (заданы температура газа в пристеночном слое $T_г$ и температура охлаждающей жидкости $T_ж$, законы теплообмена). Изменение состояния следует за изменением границ с задержкой: огневая стенка ~ 0,1 с, наружная ~ 0,9 с [13, 14].

Для расчета применена инженерная модель теплового баланса (рис. 5).

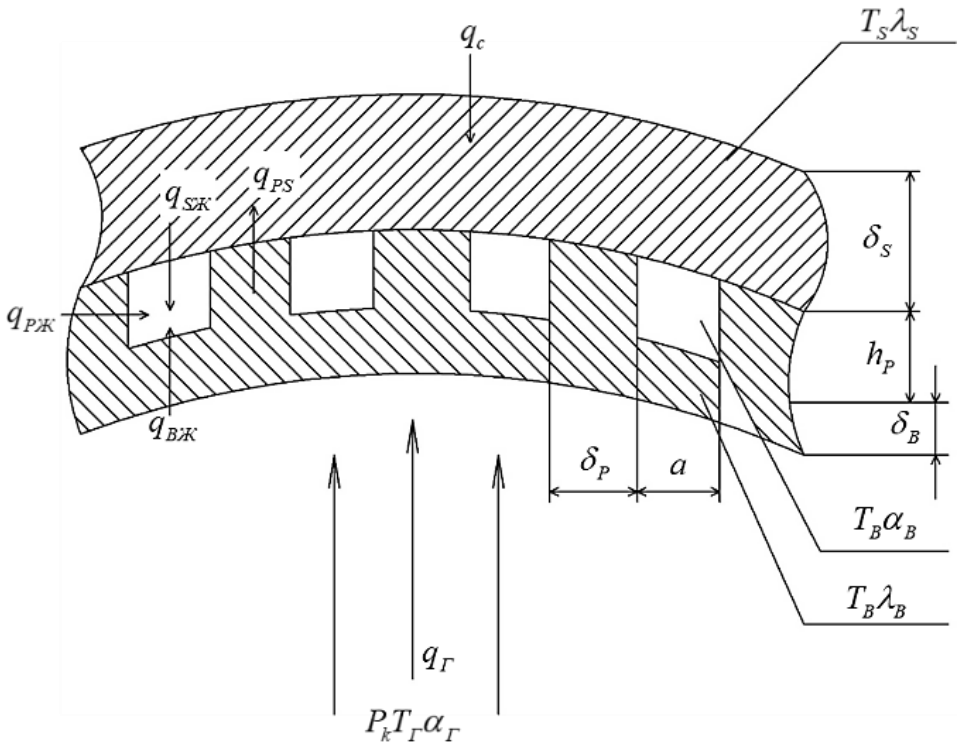


Рис. 5. Схема теплового нагружения стенок камеры ЖРД

На рис. 5 введены следующие обозначения: q_c – тепловой поток, подведенный к наружной стенке от солнечного излучения; $q_г$ – тепловой поток, подведенный к внутренней стенке от продуктов сгорания; $q_{вж}$ – тепловой поток от внутренней стенки к охлаждающей жидкости; $q_{рж}$ – тепловой поток от ребра к охлаждающей жидкости; $q_{Sж}$ – тепловой поток

от наружной стенки к охлаждающей жидкости; q_{pS} – тепловой поток от ребра к наружной стенке.

Кроме того, из анализа рис. 5 следует:

– температура газовой стороны

$$T_в = T_г - \frac{q_г}{\alpha_г},$$

где $T_г$ – температура газа в пристеночном слое, К;

$\alpha_г$ – коэффициент теплоотдачи от газа, Вт/м$^2 \cdot$ К;

– температура жидкостной стороны

$$T_S = T_ж - \frac{q}{\alpha_ж \eta_Р},$$

где

$$q = \frac{T_г - T_ж}{\frac{1}{\alpha_г} + \frac{\delta_В}{\lambda_В} + \frac{\delta_{Ni}}{\lambda_{Ni}} + \frac{1}{\alpha_ж \eta_Р}}.$$

Здесь q – результирующая плотность теплового потока, Вт/м^2;

$\alpha_г$ – коэффициент теплоотдачи от газа, Вт/м^2 К;

$\alpha_ж$ – коэффициент теплоотдачи в жидкость, Вт/м^2 К;

$\lambda_В, \lambda_{Ni}$ – коэффициенты теплопроводности бронзы и никеля соответственно, Вт/м^2 К;

$\delta_В, \delta_{Ni}$ – толщина внутренней стенки, толщина слоя ТЗП соответственно, м;

$\eta_Р$ – коэффициент оребрения, $\eta_Р = \frac{a}{a+\delta_Р} + \frac{2h_P}{a+\delta_Р}\frac{th\varphi}{\varphi}$.

Коэффициенты теплоотдачи от газа к внутренней стенке и от стенки в жидкость будут рассчитаны следующим образом:

$$\alpha_г = 4 \cdot C_Р \cdot m_Г^{0,85} \cdot D^{-1,82};$$

$$\alpha_ж = 0{,}023 \cdot \frac{1}{d_э^{0,2}} \cdot К_ж \cdot (\rho \cdot w)^{0,8},$$

где $d_э$ – эквивалентный диаметр тракта охлаждения,

$$d_э = \frac{2 \cdot \alpha \cdot h}{\alpha + h};$$

$К_ж$ – теплофизический комплекс хладагента,

$$К_ж = \left(\frac{C_Р}{\mu}\right)^{0,4} \cdot \lambda^{0,6}.$$

Расходы горючего и топлива, поступающего в камеру, связаны отношением

$$\dot{m}_г = \frac{\dot{m}_т}{1 + К_m} \text{ [кг/с]}.$$

Температура газа в пристеночном слое определяется величиной к. Для района критического сечения камеры, работающей на компонентах, $О_{2-ж}/РГ - 1$ при давлении в камере 25 МПа.

Температура газа $T_г = 7230 \cdot \alpha_{ок} - 1015$, где $\alpha_{ок}$ – коэффициент избытка окислителя.

Температура жидкости на входе

$$\Delta T_ж = \frac{\overline{Q} \cdot q_{кр}}{\dot{m}_{гохл}},$$

где $\overline{Q}$ – геометрический коэффициент, характеризующий площадь, омываемую охладителем (для данной камеры).

Представленный выше расчет позволяет провести тепловой анализ конструкции камеры с учетом изменения граничных условий на каждом этапе расчета.

Оценка ресурса внутренней стенки камеры ЖРД

Ресурс внутренней стенки камеры ЖРД определяется стойкостью к термической усталости, эрозии и вибрации. При $T_в \leq 900°$ С справедлив принцип линейного суммирования повреждений (динамической Π_f и статической Π_θ составляющих повреждений) [14]:

$$N = \frac{1}{\Pi_f + \Pi_\theta},$$

$$\Pi_f = \left[\varepsilon_B\,(T_B)/2 \cdot \Delta\varepsilon_{Bi}^{P}\right]^{-2,2},$$

где $\varepsilon_B(T_B)$ – предел пластичности внутренней стенки, зависящий от температуры,

$$\varepsilon_B(T_B) = 0{,}352 - 1{,}3 \cdot 10^{-4} T_B;$$

$\Delta\varepsilon_{Bi}^{P}$ – изменение пластических деформаций за цикл,

$$\Pi_\theta = \int_0^{\tau_B} \frac{d\tau}{\tau_P(\sigma_i, T_B)},$$

где $\tau_P(\sigma_i, T_B)$ – время до разрушения под действием интенсивности напряжений σ_i и температуры T_B. При этом

$$\tau_P(\sigma_i, T_B) = 10^{B(\sigma_i, T_B)}.$$

Здесь $B(\sigma_i, T_B)$ – коэффициент интенсивности напряжений σ_i и температуры T_B, который определяется выражением

$$B(\sigma_i, T_B) = -1{,}872 + \frac{7018{,}25}{T_B} - 513{,}86 \cdot \sigma_i / T_B.$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполненных исследований обосновано применение оболочечной модели для расчета НДС камеры ЖРД, которая позволяет прогнозировать НДС с учетом термомеханических нагрузок, а также цикличности работы камеры. Разработана математическая модель на основе теории пластического течения, учитывающая термомеханическое циклирование.

Создана инженерная методика расчета нестационарного температурного состояния в критическом сечении. Проведенные расчеты подтвердили адекватность предложенных моделей. Установлено, что ключевыми параметрами, влияющими на долговечность, являются размах пластических деформаций и скорость ползучести материала.

Для повышения долговечности рекомендовано использование материалов с высокой теплопроводностью и жаропрочностью, оптимизация конструкции охлаждающих трактов и регулирование режимов работы ЖРД для минимизации термических циклов.

Приведен аппарат оценивания ресурса внутренней стенки с учетом циклической пластичности и длительной прочности, применение которого позволит прогнозировать ресурс камеры ЖРД при многоцикловой эксплуатации.

Список использованных источников

1. Ракеты-носители : учебник / К. Б. Болдырев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 385 с.

2. *Добровольский М. В*. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. – 461 с.

3. *Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров В. И*. Анализ основных задач экспериментальной отработки многоразовой ракетно-космической системы // Вестник МАИ. – 2013. – Т. 20, № 5. – С. 77–85.

4. *Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И.* Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // Вестник МАИ. – Т. 24, № 3. – С. 23–33.

5. *Васильев Е. Н.* Расчет характеристик теплообмена оребренной стенки // Сибирский журнал науки и технологий. – 2020. – Т. 21, № 2. – С. 226–232.

6. *Беляев Е. Н., Чванов В. К, Черваков В. В*. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей : учебник / под ред. В. К. Чванова. – М. : Изд-во МАИ, 1999. – 228 с.

7. *Булыгин Ю. А., Кретинин А. В.* Расчет теплового состояния камеры ЖРД : учеб. пособие / под ред. В. П. Козелкова. – Воронеж : ВГТУ, 1997. – 90 с.

8. *Александренков В. П.* Расчет наружного проточного охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя / под ред. В. Н. Афанасьева. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. – 74 с.

9. *Лебединский Е. В*. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / под ред. В. Н. Коротеева. – М. : Машиностроение, 2008. – 512 с.

10. *Феодосьев В. И*. Прочность теплонапряженных узлов жидкостных ракетных двигателей. – М. : Оборонгиз, 1963. – 212 с.

11. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н.* Методика оценки напряженно-деформированного состояния внутренней оболочки камеры ЖРД // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по мат. междунар. научно-практ. конф. 31 окт. 2024 г. – Ч. 6. – Тамбов : Юконф, 2024. – 150 с.

12. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н*. Анализ долговечности камеры ЖРД в реальных условиях функционирования // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по мат. междунар. научно-практ. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – 150 с.

13. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н*. Влияние конструктивных и технологических особенностей тракта охлаждения на долговечность камеры ЖРД многократного использования // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по мат. междунар. научно-практ. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – 150 с.

14. *Лебедев Е. Л., Савчук П. Н.* Оценка напряженного и деформированного состояния модели в упругопластической области // Вопросы образования и науки : сб. науч. тр. по мат. международн. научно-практ. конф. 31 окт. 2024 г. – Тамбов : Юконф, 2024. – Ч. 6. – 150 с.

Р. С. Володин[1],
кандидат технических наук;
С. В. Игнатьев[2],
доктор технических наук, профессор;
Ю. А. Плакса[3],
доктор технических наук, профессор;
А. Г. Седов[4];
Е. А. Серов[5]
[1]Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2, 3, 5]Ярославское высшее военное училище противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Л. А. Говорова, г. Ярославль.
[4]Ярославский государственный университет имени П. Г. Демидова, г. Ярославль.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ СРЕДНЕГО ВРЕМЕНИ ДО ВОССТАНОВЛЕНИЯ В ТЕРРИТОРИАЛЬНО-РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЕ С МОБИЛЬНЫМИ МАСТЕРСКИМИ

В статье рассматривается использование мобильных мастерских в составе территориально-распределенной группировки вооружения. Задачей мобильных мастерских является выполнение функций ремонтных предприятий непосредственно в местах расположения вооружения группировки. В качестве показателя для оценки эффекта от использования мобильных мастерских в территориально-распределенной группировке используется среднее время до восстановления элемента вооружения. Для определения данного показателя предлагается методика оценки, основанная на теории графов, теории массового обслуживания и статистической информации о надежности элементов вооружения, которая позволяет аналитически получить априорную оценку эффекта от применения мобильных мастерских в системе восстановления вооружения группировки.

Ключевые слова: территориально-распределенная система, мобильная мастерская, матрица смежности, граф переходов, сильно-связная компонента, многоканальная система массового обслуживания.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время значительная часть вооружения противовоздушной обороны (ПВО) составляет военная техника со сроком эксплуатации более 10 лет. Укомплектованность техники запасными частями, инструментами и принадлежностями (ЗИП), как правило, составляет меньше половины от общего количества наименований, а поскольку отказ является случайным событием, то практически невозможно определить, какой элемент вооружения группировки откажет в тот или иной момент времени, а значит, и заранее спланировать его доставку в случае отсутствия в одном из комплектов ЗИП. Отсюда следует, что могут возникать ситуации, когда в процессе обслуживания элемента вооружения группировки в комплекте ЗИП не окажется требуемых для текущего ремонта элементов замены (ЭЗ), и тогда необходимо осуществить экстренную доставку отказавшего элемента вооружения группировки в ремонтный орган. А так как сервисные и ремонтные предприятия располагаются на значительном удалении от мест дислокации элементов вооружения группировки, то возможности оперативной организации ремонта неработоспособных элементов системы и сервисного обслуживания техники, как правило, отсутствуют. Всё это приводит к увеличению среднего времени до восстановления элементов вооружения группировки и к снижению эффективности системы восстановления.

При анализе научно-методического аппарата построения системы восстановления техники на основе работ [1–3] и др. установлено, что исследования по совершенствованию системы восстановления вооружения военной и специальной техники (ВВСТ) проводятся в рамках известных стратегий пополнения ЗИП и ведутся без учета интеграции в нее мобильных мастерских (ММ). Следует отметить, что применение мобильных мастерских

в качестве войскового ремонтного органа с местом дислокации в группировке вооружения не рассматривается.

В работах [4, 5] система восстановления вооружения группировки рассмотрена с применением мобильных мастерских, но для оценки эффективности такой системы используется имитационная модель. Такая модель требует существенных временных затрат, связанных с моделированием больших временных интервалов процесса эксплуатации вооружения, и не позволяет оперативно оценить эффективность системы по критерию среднего времени до восстановления элемента вооружения группировки. В результате нет возможности принимать оперативные решения по использованию ММ при постоянно меняющихся параметрах группировки.

Таким образом, разработка методики, позволяющей аналитически оценить эффект от применения мобильных мастерских в территориально-распределенной группировке, является актуальной задачей.

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ТЕРРИТОРИАЛЬНО-РАСПРЕДЕЛЕННОЙ ГРУППИРОВКИ В ВИДЕ ОРИЕНТИРОВАННОГО ГРАФА

Имеется территориально-распределенная группировка элементов вооружения. При возникновении отказа элемента вооружения группировки требуется его восстановление. Для этого формируется заявка на ремонт. Отказ элемента вооружения – случайное событие, как правило, не зависящее от предыдущих отказов и возникающее с постоянной интенсивностью практически на всем интервале процесса эксплуатации (за исключением начального и конечного периодов эксплуатации вооружения). Таким образом, процесс формирования заявок на ремонт можно описать распределением Пуассона [6].

Пусть для обслуживания заявок на ремонт в группировке имеется заданное количество мобильных мастерских, каждая из которых изначально расположена в одном из мест дислокации элементов вооружения группировки. При возникновении заявки на ремонт от элемента вооружения для его восстановления назначается ближайшая к нему мобильная мастерская. Такая мастерская прибывает к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт, производит его восстановление и остается в этом месте до тех пор, пока не поступит следующая заявка. Для оценки эффекта от работы системы восстановления с мобильными мастерскими можно использовать среднее время до восстановления элемента вооружения группировки. Таким образом, математическая постановка задачи может быть представлена выражением

$$T'_{\text{в}} = t_{\text{двср}} + t_{\text{пр}} + T_{\text{ож}}, \qquad (1)$$

где $t_{\text{двср}}$ – среднее время движения ММ к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт;

$t_{\text{пр}}$ – среднее время проведения работ по ремонту элемента вооружения;

$T_{\text{ож}}$ – среднее время ожидания ремонта элементом вооружения ММ.

Среднее время проведения работ по ремонту элемента вооружения – величина регламентированная и определена в технической документации на ММ. Поэтому для определения среднего времени до восстановления необходимо определить среднее время движения ММ к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт, и среднее время ожидания ремонта ММ.

Среднее время ожидания ремонта возникает в территориально-распределенной группировке в случае, когда при возникновении заявки на ремонт все ММ заняты обслуживанием других заявок.

Для определения среднего времени движения ММ к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт, воспользуемся теорией графов [7].

Рассмотрим абстрактный пример. На рис. 1 представлена некоторая транспортная система местности (ТСМ) в виде совокупности узлов с размещенными в них элементами вооружения группировки (u) и транспортных путей между узлами (r).



Рис. 1. Пример транспортной системы

Представим транспортную систему в виде нагруженного графа вооружения группировки, как показано на рис. 2. Здесь $U = \{u_i \mid i = 1, 2,\ldots, 5\}$ – множество вершин, соответствующих территориальному размещению группировки элементов вооружения и нагруженных интенсивностью формирования заявок на ремонт от соответствующего элемента λ_i, а $R = \{r_k \mid k = 1, 2,\ldots, 7\}$ – множество ребер графа, соответствующих транспортным маршрутам движения ММ между вершинами и нагруженных средним временем движения ММ между соответствующими вершинами $t_{двk}$.

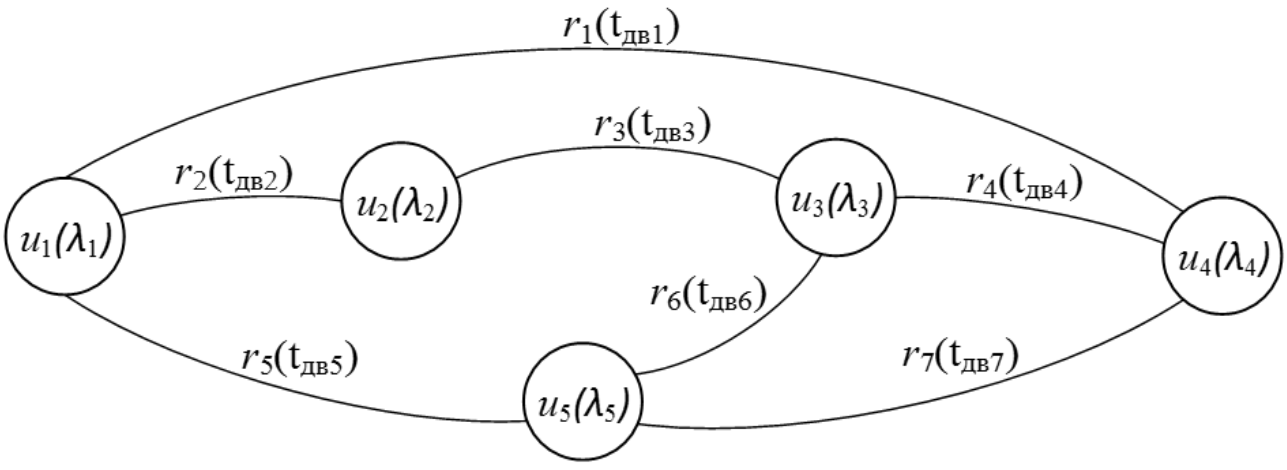


Рис. 2. Нагруженный граф вооружения группировки $G_{нгвг} = (U, R)$

В случае наличия нескольких маршрутов движения между двумя вершинами выбирается маршрут с минимальным средним временем движения. Допустим, что веса вершин и ребер графа имеют значения, представленные в табл. 1.

Таблица 1

Веса вершин и ребер графа $G_{\text{нгвг}}$

Вершины графа	Веса вершин графа	Ребра графа	Веса ребер графа
u_1	0,02	r_1	26 часов
u_2	0,03	r_2	6 часов
u_3	0,04	r_3	9 часов
u_4	0,05	r_4	7 часов
u_5	0,06	r_5	16 часов
-	-	r_6	3 часа
-	-	r_7	5 часов

Для рассматриваемого графа $G_{\text{нгвг}}$ весовая матрица смежности $S(\text{G}_{\text{нгвг}})$ будет иметь следующий вид:

$$S(G_{\text{нгвг}}) = \begin{array}{c|ccccc} & u_1 & u_2 & u_3 & u_4 & u_5 \\ \hline u_1 & & 6 & & 26 & 16 \\ u_2 & 6 & & 9 & & \\ u_3 & & 9 & & 7 & 3 \\ u_4 & 26 & & 7 & & 5 \\ u_5 & 16 & & 3 & 5 & \end{array} \quad (2)$$

Исходя из вышеизложенного, вооружение группировки в формализованном виде можно представить следующим образом $G_{\text{нгвг}}$:

$$G_{\text{нгвг}} = \langle (U, \Lambda); (R, T_{\text{дв}}) \rangle,$$

$U = \{u_1, u_2, \ldots, u_{\text{N}}\}$ – множество вершин графа, где N – количество вершин,

$\Lambda = \{\lambda_1, \lambda_2, \ldots, \lambda_N\}$ – веса вершин графа, (3)

$R = \{r_1, r_2, \ldots, r_K\}$ – множество ребер графа, где K – количество ребер,

$T_{\text{дв}} = \{t_{\text{дв}1}, t_{\text{дв}2}, \ldots, t_{\text{дв}K}\}$ – веса ребер графа.

Поскольку заявки на ремонт от элементов вооружения имеют распределение Пуассона, то передвижения ММ можно представить в виде марковского процесса, описываемого графом переходов $G_{\text{п}} = (V, E)$, где $V = \{v_1, v_2, \ldots, v_M\}$ – множество состояний, представляющих собой возможные места расположения мобильных мастерских в вершинах графа вооружения группировки $G_{\text{нгвг}}$; $\text{M} = \text{C}_N^m$ – количество возможных состояний, где N – число вершин графа $G_{\text{нгвг}}$, m – количество мобильных мастерских; $E = \{e_1, e_2, \ldots, e_L\}$ – множество пар элементов, являющихся переходами между состояниями (e_i=(a,b)∈E, a∈V, b∈V, $i = \overline{1, L}$).

В соответствии со стратегией ремонта при возникновении отказа элемента вооружения для его устранения назначается ближайшая к нему ММ. Переходы возможны между состояниями, множества вершин которых отличаются только одним элементом. Вес перехода

определяется весом минимального маршрута графа $G_{\text{нгвг}}$, соединяющего вершины, являющиеся различными для этих состояний.

Для нагруженного графа вооружения группировки (рис. 2) при наличии трех ММ модель системы восстановления с ММ можно представить в виде графа переходов $G_{\text{п}}$ (рис. 3).

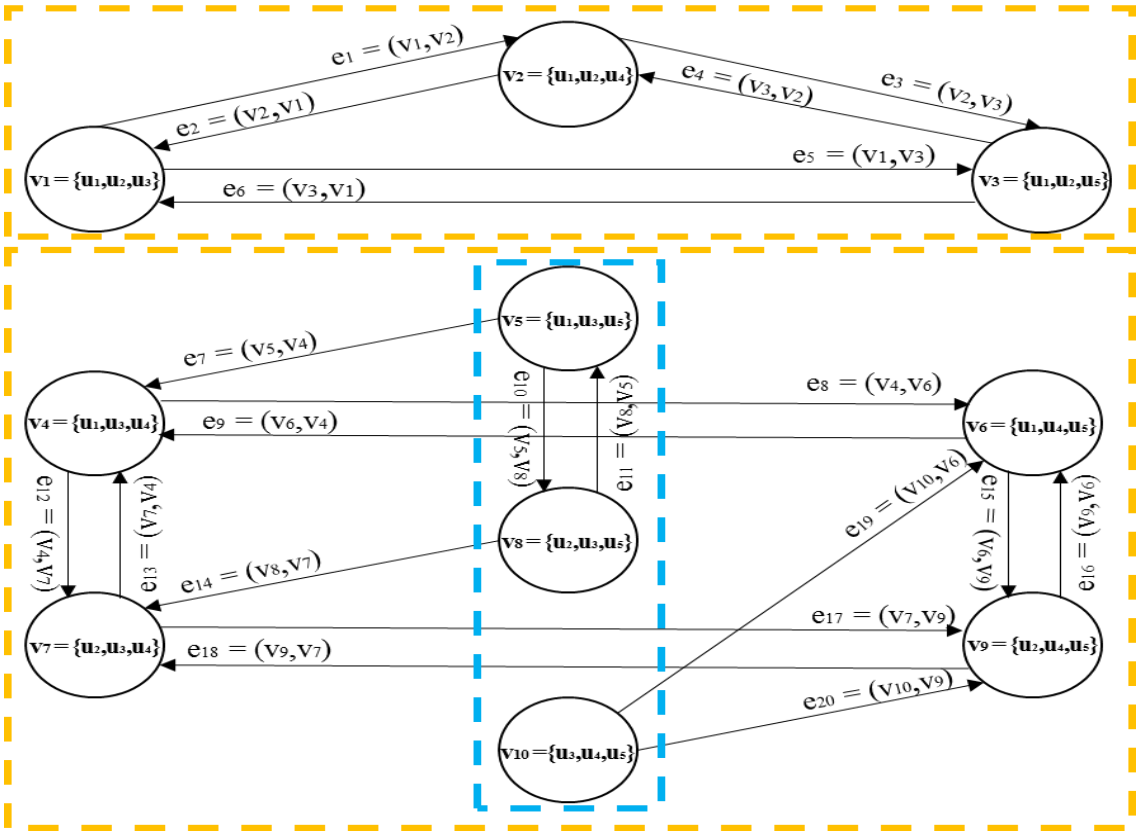


Рис. 3. Модель системы восстановления вооружения группировки с ММ

Матрица смежности полученного графа переходов для рассматриваемого примера (рис. 3) представлена следующим выражением, где элементы матрицы являются весами ребер, представляющими собой время передвижения ММ между смежными узлами:

$$M_{\text{п}} = \begin{array}{|cccccccccc|c|} \hline v_1 & v_2 & v_3 & v_4 & v_5 & v_6 & v_7 & v_8 & v_9 & v_{10} & \\ \hline 0 & 7 & 3 & - & - & - & - & - & - & - & v_1 \\ 7 & 0 & 5 & - & - & - & - & - & - & - & v_2 \\ 3 & 5 & 0 & - & - & - & - & - & - & - & v_3 \\ - & - & - & 0 & 5 & 3 & 6 & - & - & - & v_4 \\ - & - & - & - & 0 & - & - & 6 & - & - & v_5 \\ - & - & - & 3 & - & 0 & - & - & 6 & 15 & v_6 \\ - & - & - & 6 & - & - & 0 & 5 & 3 & - & v_7 \\ - & - & - & - & 6 & - & - & 0 & - & - & v_8 \\ - & - & - & - & - & 6 & 3 & - & 0 & 9 & v_9 \\ - & - & - & - & - & - & - & - & - & 0 & v_{10} \\ \hline \end{array} \quad (4)$$

Согласно теореме о конденсации ориентированного графа множество вершин графа $G_{\text{п}}$ разбивается на сильно-связные компоненты (ССК). При этом должна присутствовать хотя бы одна компонента сильной связности, такая, что ни из одной ее вершины нет дуг, ведущих в другие компоненты сильной связности. Однажды оказавшись в одной из таких компонент,

состояние системы уже из нее никогда не выйдет. Поскольку вероятность перехода по каждой дуге $G_{\text{п}}$ не нулевая – система обязательно окажется в одной из таких компонент после некоторого конечного числа переходов [8].

Для нашего примера в графе $G_{\text{п}}$ имеется две сильно-связные компоненты, выделенные на рис. 3 пунктирной линией (рис. 4).

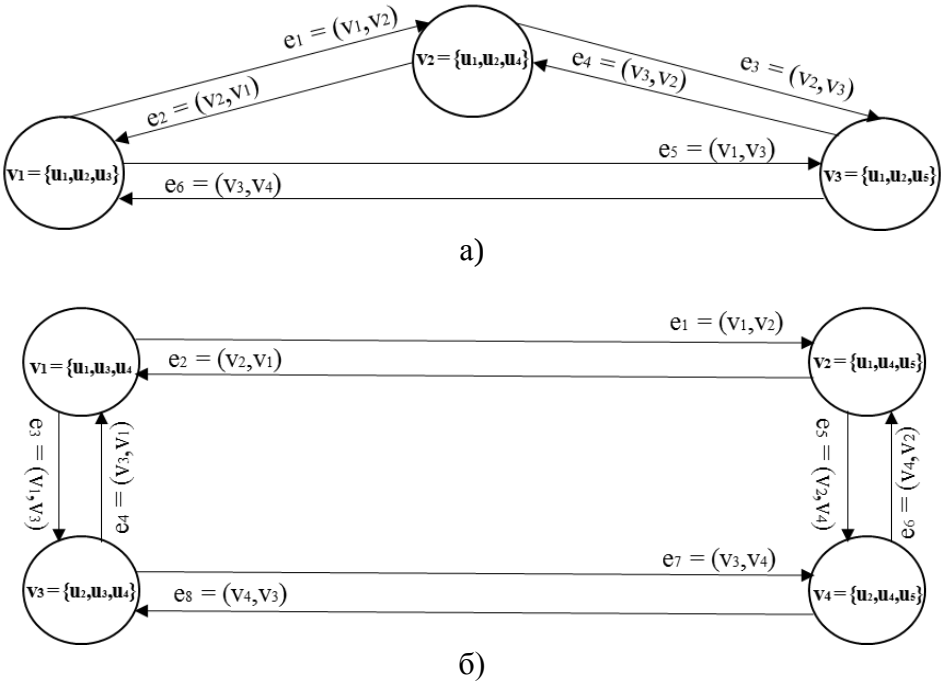


Рис. 4. Графы сильно-связных компонент:
а – первая сильно-связная компонента; б – вторая сильно-связная компонента

Таким образом, среднее время движения ММ к месту ремонта будет зависеть от того, в какой ССК окажется система, и будет определяться суммой всех возможных маршрутов ССК, взвешенных вероятностями этих маршрутов. В этом случае для каждой ССК можно определить среднее время движения ММ к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт как сумму произведений вероятности нахождения системы в *i*-м состоянии ССК (Pv_i), вероятности перехода из *i*-го состояния ССК в *j*-е состояние ССК (*Pij)* и веса минимального маршрута из узла v_i в узел v_j графа ССК ($d(i,j)$). Это время определяется матрицей смежности $M_{\text{п}}$ и представляет собой среднее время передвижения ММ между узлами. Тогда

$$_{\text{двср}} = \sum_{i=1}^{N\text{сск}} \sum_{j=1}^{N\text{сск}} Pv_i \, P_{ij} d(i,j) \ , \qquad (5)$$

где *N*сск – число состояний (вершин) сильно-связной компоненты. Для этого построим матрицу вероятностей переходов $M_{\text{вп}} = [P_{\text{ij}}]$ и вычислим вектор вероятностей нахождения системы в каждом из состояний сильно-связной компоненты $S=\{Pv_1, Pv_2, Pv_3 \ldots\ldots Pv_{N\text{ССК}}\}$:

$$P_{i,j} = \begin{cases} 0, \text{если вершины } v_i \text{ и } v_j \text{ не смежны в ССК} \\ \dfrac{\lambda_{v_i}}{\lambda}, \text{если } i = j \\ \dfrac{\lambda_k}{\lambda} - \text{во всех остальных случаях} \end{cases} , \qquad (6)$$

где P_{ij} – вероятность перехода системы из состояния v_i в состояние v_j ССК;

λ_{vi} – суммарная интенсивность отказов элементов вооружения, определяющих состояние v_i ССК;

λ_k – интенсивность потока отказов элемента вооружения, принадлежащего состоянию v_j, но не входящему в состояние v_i;

λ – суммарная интенсивность потока отказов всех элементов вооружения группировки.

Для стационарного потока отказов определение вероятностей состояний для сильносвязной компоненты сводится к решению системы линейных уравнений [4], которую в матричной форме можно представить выражением

$$(M^{T}_{вп} - E)\cdot S = 0, \tag{7}$$

где $M^{T}_{вп}$ – транспонированная матрица вероятности переходов для ССК;

E – единичная матрица.

Матрица вероятности переходов $M_{вп1}$ для первой ССК (рис. 4,*а*) будет иметь вид

$$M_{вп1} = \begin{Bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\lambda1+\lambda2+\lambda3}{\lambda} & \frac{\lambda4}{\lambda} & \frac{\lambda5}{\lambda} \\ \frac{\lambda3}{\lambda} & \frac{\lambda1+\lambda2+\lambda4}{\lambda} & \frac{\lambda5}{\lambda} \\ \frac{\lambda3}{\lambda} & \frac{\lambda4}{\lambda} & \frac{\lambda1+\lambda2+\lambda5}{\lambda} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{0,09}{0,2} & \frac{0,05}{0,2} & \frac{0,06}{0,2} \\ \frac{0,04}{0,2} & \frac{0,1}{0,2} & \frac{0,06}{0,2} \\ \frac{0,04}{0,2} & \frac{0,05}{0,2} & \frac{0,11}{0,2} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0,45 & 0,25 & 0,3 \\ 0,2 & 0,5 & 0,3 \\ 0,2 & 0,25 & 0,55 \end{Bmatrix}. \tag{8}$$

Вектор вероятностей состояний S_1 для первой ССК

$$S_1 = \begin{Bmatrix} Pv_1 \\ Pv_2 \\ Pv_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0,267 \\ 0,333 \\ 0,4 \end{Bmatrix}. \tag{9}$$

Исходя из выражений (5)–(9), вычислим для первой ССК среднее время движения ММ к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт:

$$\begin{aligned} t_{двср} = \sum_{i=1}^{3}\sum_{j=1}^{3} Pv_i\, P_{ij} d(i,j) = Pv_1 \cdot P_{11} \cdot d_{(1,1)} + Pv_1 \cdot P_{12} \cdot d_{(1,2)} + \\ + Pv_1 \cdot P_{13} \cdot d_{(1,3)} + Pv_2 \cdot P_{21} \cdot d_{(2,1)} + Pv_2 \cdot P_{22} \cdot d_{(2,2)} + Pv_2 \cdot P_{23} \cdot d_{(2,3)} + \\ + Pv_3 \cdot P_{31} \cdot d_{(3,1)} + Pv_3 \cdot P_{32} \cdot d_{(3,2)} + Pv_3 \cdot P_{33} \cdot d_{(3,3)} = 3{,}132 \text{ часа}. \end{aligned} \tag{10}$$

Матрица вероятности переходов $M_{вп2}$ для второй ССК (рис. 4,*б*) будет иметь вид

$$M_{вп2} = \begin{Bmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} & P_{14} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} & P_{24} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} & P_{34} \\ P_{41} & P_{42} & P_{43} & P_{44} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\lambda1+\lambda3+\lambda4}{\lambda} & \frac{\lambda5}{\lambda} & \frac{\lambda2}{\lambda} & 0 \\ \frac{\lambda3}{\lambda} & \frac{\lambda1+\lambda4+\lambda5}{\lambda} & 0 & \frac{\lambda2}{\lambda} \\ \frac{\lambda1}{\lambda} & 0 & \frac{\lambda2+\lambda3+\lambda4}{\lambda} & \frac{\lambda5}{\lambda} \\ 0 & \frac{\lambda1}{\lambda} & \frac{\lambda4}{\lambda} & \frac{\lambda2+\lambda4+\lambda5}{\lambda} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0,55 & 0,3 & 0,15 & 0 \\ 0,2 & 0,65 & 0 & 0,15 \\ 0,1 & 0 & 0,6 & 0,3 \\ 0 & 0,1 & 0,25 & 0,7 \end{Bmatrix}. \tag{11}$$

Тогда вектор вероятностей состояний S_2 для второй ССК

$$S_2 = \begin{Bmatrix} Pv_1 \\ Pv_2 \\ Pv_3 \\ Pv_4 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0,164 \\ 0,236 \\ 0,269 \\ 0,331 \end{Bmatrix}. \tag{12}$$

Исходя из выражений (4)–(6) и (10), (11), вычислим среднее время движения ММ к элементу вооружения, сформировавшему заявку на ремонт для второй ССК:

$$t_{двср} = \sum_{i=1}^{4}\sum_{j=1}^{4} Pv_i\, P_{ij} d(i,j) = Pv_1 \cdot P_{11} \cdot d_{(1,1)} + Pv_1 \cdot P_{12} \cdot d_{(1,2)} + Pv_1 \cdot P_{13} \cdot d_{(1,3)} +$$

$$+Pv_1 \cdot P_{14} \cdot d_{(1,4)} + Pv_2 \cdot P_{21} \cdot d_{(2,1)} + Pv_2 \cdot P_{22} \cdot d_{(2,2)} + Pv_2 \cdot P_{23} \cdot d_{(2,3)} + \\ +Pv_2 \cdot P_{24} \cdot d_{(2,4)} + Pv_3 \cdot P_{31} \cdot d_{(3,1)} + Pv_3 \cdot P_{32} \cdot d_{(3,2)} + Pv_3 \cdot P_{33} \cdot d_{(3,3)} + \\ + Pv_3 \cdot P_{34} \cdot d_{(3,4)} + Pv_4 \cdot P_{41} \cdot d_{(4,1)} + Pv_4 \cdot P_{42} \cdot d_{(4,2)} + Pv_4 \cdot P_{43} \cdot d_{(4,3)} + \\ +Pv_4 \cdot P_{44} \cdot d_{(4,4)} = 1{,}499 \text{ часа.} \quad (13)$$

Поскольку целью является минимизация среднего времени движения, то выбирается сильно-связная компонента с минимальным средним временем движения. Для рассматриваемого примера это вторая ССК ($t_{\text{двср}} = 1{,}499$). Чтобы система оказалась именно в этой сильно-связной компоненте, необходимо выбрать в качестве исходного вариант размещения ММ, принадлежащий одному из состояний второй ССК.

Для определения среднего времени ожидания обслуживания ремонта элемента вооружения ММ представим процесс восстановления в виде многоканальной системы массового обслуживания с неограниченной очередью. При условии, что все мастерские имеют одинаковые параметры, модель системы восстановления вооружения территориально-распределенной группировки в виде многоканальной системы массового обслуживания может быть представлена графом состояний (рис. 5).

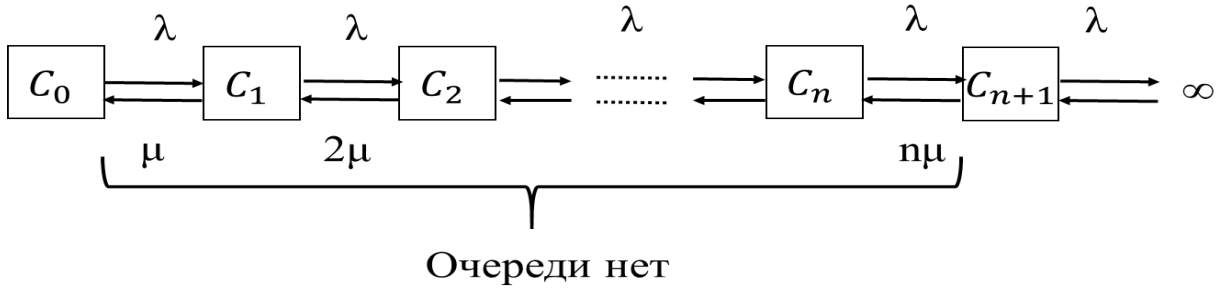


Рис. 5. Модель системы восстановления территориально-распределенной группировки в виде многоканальной системы массового обслуживания

На рис. 5 используются следующие обозначения: C_0 – все ММ свободны (система свободна, простаивает); C_1 – занята ремонтом одна ММ (занят один канал обслуживания); C_2 – занято ремонтом две ММ (занято два канала обслуживания); C_n – все ММ заняты ремонтом (все каналы системы заняты обслуживанием); C_{n+1} – все ММ заняты ремонтом, в очереди одна заявка (все каналы заняты обслуживанием); ∞ – бесконечное число заявок, образующих очередь; λ – суммарная интенсивность потока отказов всех элементов вооружения группировки (пуассоновский поток заявок с интенсивностью λ); μ – интенсивность проведения ремонтных работ территориально-распределенной группировки с помощью ММ; n – количество ММ (каналов обслуживания).

В общем виде, в соответствии с рис. 5, время ожидания в такой системе описывается выражением [9, 10]

$$T_{\text{ож}} = \frac{\left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^n}{\mu(n-1)!\,(n-\frac{\lambda}{\mu})^2}\left(\sum_{j=0}^{n}\frac{\left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^j}{j!} + \frac{\left(\frac{\lambda}{\mu}\right)^{n+1}}{n!\left(n-\frac{\lambda}{\mu}\right)}\right)^{-1}, \quad (14)$$

где λ – суммарная интенсивность потока отказов всех элементов вооружения группировки,

μ – интенсивность проведения ремонтных работ элементов вооружения группировки ММ, $\mu = \frac{1}{t_{\text{двср}} + t_{\text{пр}}}$;

n – количество ММ.

Для приведенного примера интенсивность проведения ремонтных работ и среднее время ожидания обслуживания ремонта элемента вооружения ММ определяются как

$$\mu = \frac{1}{1{,}499+2} = 0{,}2858, \quad (15)$$

$$T_{ож} = \frac{\left(\frac{0,2}{0,29}\right)^3}{0,29(3-1)!\,(3-\frac{0,2}{0,29})^2}\left(\frac{\left(\frac{0,2}{0,29}\right)^0}{0!} + \frac{\left(\frac{0,2}{0,29}\right)^1}{1!} + \frac{\left(\frac{0,2}{0,29}\right)^2}{2!} + \frac{\left(\frac{0,2}{0,29}\right)^3}{3!} + \frac{\left(\frac{0,2}{0,29}\right)^4}{3!\left(3-\frac{0,2}{0,29}\right)}\right)^{-1} = 0{,}056 \quad (16)$$

Тогда для рассматриваемого примера среднее время до восстановления элемента вооружения группировки будет следующим:

$$T_в' = t_{двср} + t_{пр} + T_{ож} = 1{,}499 + 2 + 0{,}056 = 3{,}555 \text{ часа}. \quad (17)$$

Таким образом, методика определения среднего времени до восстановления вооружения территориально-распределенной группировки включает действия, показанные на рис. 6.

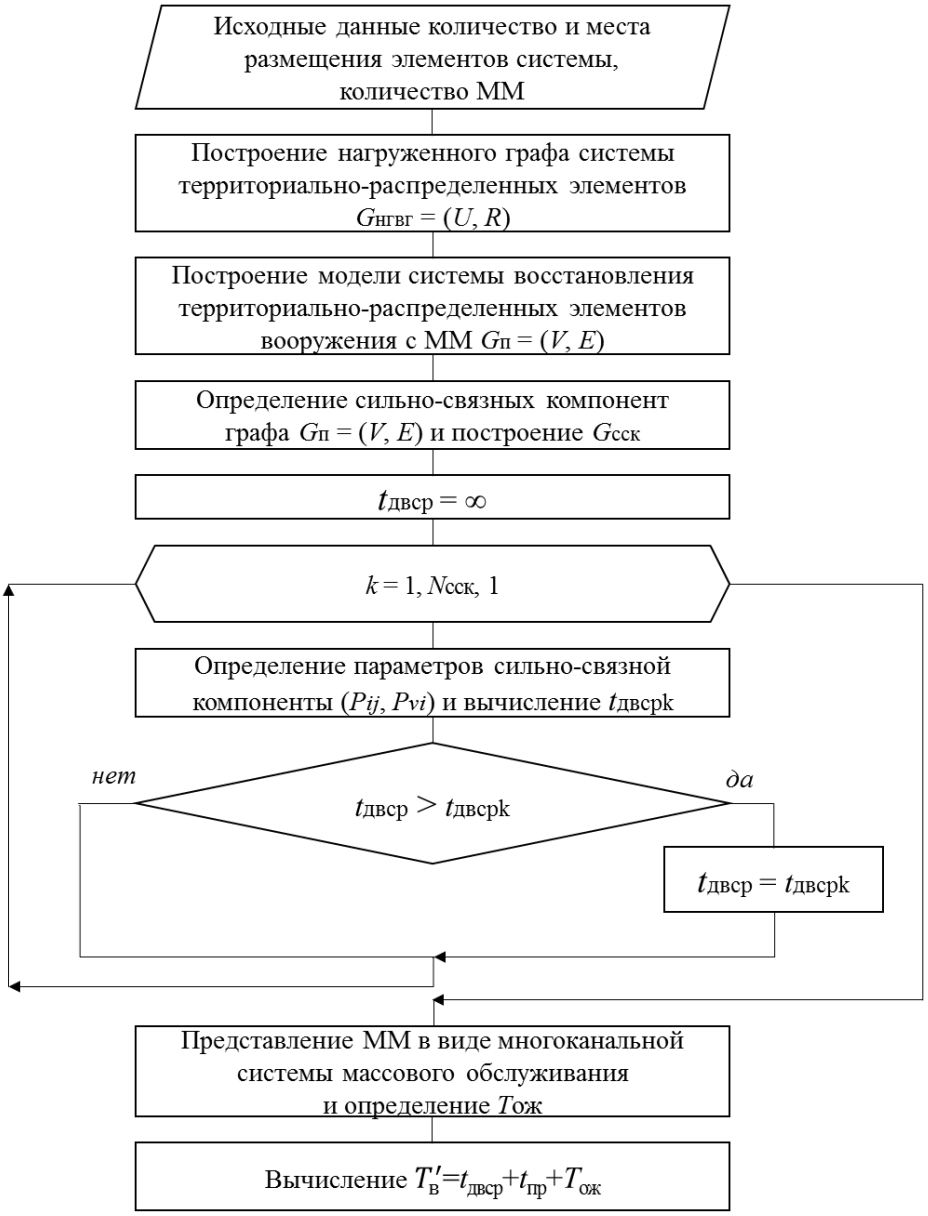


Рис. 6. Методика определения среднего времени до восстановления в территориально-распределенной системе с мобильными мастерскими

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье рассмотрена методика определения среднего времени до восстановления в территориально-распределенной системе с мобильными мастерскими при групповой стратегии ремонта. Такая стратегия, в отличие от известных, основана на выделении сильносвязных компонент в ориентированном графе модели системы восстановления вооружения группировки и на учете влияния интенсивностей потока отказов элементов вооружения, количества и местоположения элементов вооружения, параметров транспортной системы, количества и параметров мобильных мастерских на среднее время движения мобильных мастерских и среднее время ожидания ремонта. Это позволяет аналитически определить среднее время до восстановления элемента вооружения группировки при групповой стратегии ремонта.

Список использованных источников

1. *Хрулев В. Л.* Направления совершенствования системы эксплуатации РАВ в условиях создания системы управления полным жизненным циклом вооружения, военной и специальной техники // Сборник научных статей «РАВ России-2021». – БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2021. – С. 123–129.

2. *Жданов В. В.* Оценка показателей достаточности комплекта запасных частей, инструментов и принадлежностей для источников бесперебойного питания центра обработки данных по паспортным данным // Надежность. – 2022. – № 3. – С. 11–20.

3. *Страхов А. Ф.* Техническое обеспечение эксплуатации ВВТ ПВО в современных условиях. Задачи и пути их решения // Вопросы радиоэлектроники. – 2018. – № 6. – С. 27–31.

4. *Страхов А. Ф., Криволапов В. Л.* Новое поколение адаптивных мобильных средств войскового ремонта // Вопросы радиоэлектроники. – 2018. – № 6. – С. 32–40.

5. Модель группировки радиоэлектронных систем для оценки временных показателей надежности / Ю. А. Плакса [и др.] // Программные продукты и системы. – 2018. – № 3. – С. 598–604.

6. Надежность и эксплуатация радиотехнических систем / С. Ф. Боев [и др.]. – М. : Научная книга, 2018. – 370 с.

7. *Харари Ф.* Теория графов. – М. : URSS, 2018. – 304 с.

8. *Константинова Е. В.* Алгебраическая теория графов. – Новосибирск : ИПЦ НГУ, 2023. – 138 с.

9. *Черушева Т. В., Зверовщикова Н. В.* Теория массового обслуживания. – Пенза : ПГУ, 2021. – 224 с.

10. *Михайлов В. С.* Критерий эффективности смещенных оценок в теории надежности. – М. : ЦНИИХМ, 2024. – 260 с.

В. А. Гладкий[1];
А. Н. Дьяков[2],
кандидат технических наук, доцент;
Д. В. Решетников[3],
кандидат технических наук, доцент
[1] в/ч 75106, г. Мирный Архангельской обл.
[2, 3]Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

ОЦЕНИВАНИЕ РИСКА ГИБЕЛИ ЭКСПЛУАТИРУЮЩЕГО ПЕРСОНАЛА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ РАБОТ НА ОБЪЕКТАХ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

Исследованы проблемы оценивания безопасности эксплуатирующего персонала в процессе выполнения работы на объектах наземной космической инфраструктуры (ОНКИ). Рассмотрены характерные сценарии нештатных (аварийных) ситуаций, возникающих при эксплуатации заправочного оборудования. Предложен научно-методический аппарат для расчета индивидуального риска гибели эксплуатирующего персонала при взрыве высококипящих компонентов ракетных топлив (КРТ) на объектах наземной космической инфраструктуры, что позволит обосновать параметры организационно-технических мероприятий по обеспечению приемлемого значения индивидуального риска.

Ключевые слова: объекты наземной космической инфраструктуры, опасные факторы, компоненты ракетных топлив, показатели риска гибели.

ВВЕДЕНИЕ

Непременным условием решения любой из задач в области космоса является гарантированная возможность проведения запусков космических аппаратов, которая определяется надежным и безопасным состоянием объектов наземной космической инфраструктуры (ОНКИ).

Практика освоения космоса имеет яркие и трагические примеры проявления опасных факторов, разрушительных процессов и их катастрофических последствий, в том числе взрывов компонентов ракетного топлива (КРТ) на ОНКИ.

Проведенный анализ работ на ОНКИ показал наличие следующих опасных факторов, которые могут привести к взрывоопасной ситуации при работе с компонентами ракетных топлив на ОНКИ (рис. 1):

– отказы наземного технологического оборудования и бортовой аппаратуры изделий в процессе проведения работ;

– несанкционированные механические воздействия на конструкцию изделия при выполнении транспортировочных, погрузочно-разгрузочных, стыковочно-монтажных работ;

– возникновение нештатных (аварийных) ситуаций, связанных с повреждениями конструкций изделия и оборудования при выполнении работ по заправке (сливу) жидкостями, электрических проверках, заряде (разряде) аккумуляторных батарей, проверке пиросредств.

В настоящее время взрывоопасная ситуация может быть спровоцирована внешним воздействием по ОНКИ. В качестве потенциальных целей рассматриваются элементы, восстановление повреждений которых наиболее ресурсозатратно или повреждение которых может привести к гибели и травматизму обслуживающего персонала.

Применяемые в качестве КРТ несимметричный диметилгидразин (НДМГ) и ингибированный азотный тетраоксид (АТИН) представляют собой высокотоксичные и пожаровзрывоопасные жидкости, которые могут взрываться, гореть, образуя высокотемпературные продукты сгорания, оказывающие смертельное воздействие на организм человека.

Стоит отметить, что к свойствам пары НДМГ и АТИН относятся: самовоспламеняемость при контакте отдельных топливных компонентов, токсичность, а также вероятность взрыва НДМГ в присутствии окислителя [1].

Конструктивное исполнение заправочного оборудования ОНКИ обеспечивает высокую степень защиты эксплуатирующего персонала и окружающей природной среды от паров и проливов КРТ, но, несмотря на это, в текущих условиях безопасность эксплуатирующего персонала обеспечена не в полной мере с учетом возможности и опасности деструктивного воздействия противника по гражданским и военным объектам, расположенным в глубине территории Российской Федерации, в том числе по ОНКИ.



Рис. 1. Опасности возникновения взрывоопасной ситуации при работе с компонентами ракетных топлив на объектах наземной космической инфраструктуры

В связи с вышеизложенными обстоятельствами велика вероятность взрыва КРТ на ОНКИ с гибелью эксплуатирующего персонала, безопасность которого обеспечивается схемно-конструктивными решениями, техническими методами и средствами, а также организационно-техническими мероприятиями. На сегодняшний день у руководителя работ возникает необходимость понять, достаточно ли выполнения перечисленных мероприятий для поддержания безопасности эксплуатирующего персонала. Поэтому лицу, принимающему решение, на этапе планирования работ предлагается проводить анализ показателей риска гибели эксплуатирующему персонала, находящегося в зоне возможного воздействия противника по ОНКИ.

Кроме того, в соответствии с работой [2] опасные производственные объекты (ОПО) являются особо опасными, технически сложными и уникальными объектами. По этим критериям ОНКИ можно отнести к ОПО, для которых необходимо проводить анализ и оценку показателей риска гибели эксплуатирующего персонала.

СОДЕРЖАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ РАСЧЕТА ПОКАЗАТЕЛЕЙ РИСКА ГИБЕЛИ ЭКСПЛУАТИРУЮЩЕГО ПЕРСОНАЛА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕШТАТНЫХ (АВАРИЙНЫХ) СИТУАЦИЙ С КОМПОНЕНТАМИ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ НА ОБЪЕКТАХ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

Основная цель анализа риска – представление лицам, принимающим решения по обеспечению безопасности ОНКИ, обоснованных сведений (включая количественные и/или качественные показатели риска) о наиболее опасных технологических процессах для заблаговременного предупреждения угроз причинения вреда жизни, здоровью эксплуатирующего персонала и окружающей среде.

При анализе опасностей рекомендуется оценивать риск поражения эксплуатирующего персонала путем определения качественных признаков угроз взрыва и количественных па-

раметров случайной величины ущерба от взрыва. В качестве показателей риска рекомендуется использовать числовые характеристики случайной величины ущерба от взрыва.

Основным показателем опасности на ОНКИ будет являться риск взрыва КРТ, вызванного внешним воздействием, который учитывает вероятностный случайный характер превращения опасности в непосредственную угрозу возникновения взрыва с последующим возможным причинением ущерба.

Главными поражающими факторами в случае возникновения взрыва на ОНКИ являются [3]: воздушная ударная волна (далее – ударная волна); тепловое излучение от облака топливно-воздушной смеси; токсичные продукты взрыва; разлетающиеся на больших скоростях (до нескольких километров в секунду) элементы конструкции (разгонного блока, блока выведения, космического аппарата).

Ударная волна – это один из наиболее опасных факторов взрыва КРТ на ОНКИ, так как высока вероятность гибели эксплуатирующего персонала. Ударная волна, распространяющаяся со сверхзвуковой скоростью в газе, жидкости или твердом теле, является тонкой переходной областью (фронтом), в которой происходит резкое увеличение давления, плотности и скорости.

Для расчета параметров ударных волн при взрыве облака топливно-воздушной смеси рекомендуется учитывать следующие характеристики горючего вещества: массу горючего вещества в облаке, участвующую в создании поражающих факторов взрыва; среднюю концентрацию горючего вещества в облаке топливно-воздушной смеси; удельную теплоту сгорания горючего вещества.

При оценке последствий аварийных взрывов топливно-воздушных смесей рассматривается облако в целом. Взрыв оценивается в момент времени, когда достигается максимальная масса горючего во взрывоопасных пределах во всем облаке.

Для получения оценки показателей риска гибели эксплуатирующего персонала опасных производственных объектов может быть использован научно-методический аппарата, представленный в работах [4–6]. После необходимой адаптации данный подход может быть применен для оценивания индивидуального риска гибели эксплуатирующего персонала в результате взрыва КРТ при работах на заправочном оборудовании. Содержание адаптированного научно-методический аппарата представлено ниже.

Эффективный энергозапас горючей смеси E (Дж) в пределах опасной области определяется по соотношению

$$E = M_{\text{КРТ}} \cdot q_{\text{КРТ}} \cdot c_{\text{КРТ}}, \qquad (1)$$

где $M_{\text{КРТ}}$ – масса горючего вещества в облаке топливно-воздушной смеси, участвующая в создании поражающих факторов взрыва, кг;

$q_{\text{КРТ}}$ – удельная теплота сгорания горючего вещества в смеси, Дж/кг;

$c_{\text{КРТ}}$ – средняя концентрация горючего вещества в облаке ТВС, кг/м^2.

Средняя концентрация горючего вещества в облаке ТВС и удельная теплота сгорания горючего вещества в смеси берутся из справочных данных.

Для вычисления параметров ударной волны на заданном расстоянии r от центра облака при детонации топливно-воздушной смеси предварительно рассчитывается соответствующее безразмерное расстояние R_x по соотношению

$$R_x = \frac{r}{\left(\frac{E}{P_0}\right)^{\frac{1}{3}}}, \qquad (2)$$

где r – расстояние от центра облака топливно-воздушной смеси (для рассматриваемого объекта наземной космической инфраструктуры принимается равным 600 м), м;

E – эффективный энергозапас топливно-воздушной смеси, Дж;

P_0 – атмосферное давление, ПаДж/кг.

Далее рассчитываются безразмерное давление P_x и безразмерный импульс фазы сжатия I_x:

$$P_x = \frac{0{,}125}{R_x} + \frac{0{,}137}{R_x^2} + \frac{0{,}023}{R_x^3}, \quad (3)$$

$$I_x = \frac{0{,}022}{R_x} \cdot \quad (4)$$

После определения безразмерных величин давления и импульса фазы сжатия вычисляются:

– соответствующая ему размерная величина избыточного давления падающей волны (Па)

$$\Delta P = P_x \cdot P_0, \quad (5)$$

где P_0 – атмосферное давление, Па;

– импульс волны давления I (Па·сек)

$$I = I_x \cdot P_0^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{E^{\frac{1}{3}}}{C_0}, \quad (6)$$

где I_x – безразмерный импульс фазы сжатия, Па·сек;

P_0 – атмосферное давление, Па;

E – эффективный энергозапас топливно-воздушной смеси, Дж;

C_0 – скорость звука в воздухе, м/с.

Далее рассчитывается доза негативного воздействия $_1$ (зависит от избыточного давления падающей ударной волны и импульса волны давления):

$$V_1 = \frac{4{,}2}{\Delta P / P_0} + \frac{1{,}3}{I / P_0^{\frac{1}{3}} \times m^{\frac{1}{3}}}, \quad (7)$$

где ΔP – избыточное давление падающей волны, Па;

I – импульс волны давления, Па·сек;

P_0 – атмосферное давление, Па;

m – масса тела живого организма, кг (принимается равной 75 кг).

Для расчета величины пробит-функции (вероятности поражения взрывной ударной волной эксплуатирующего персонала в зависимости от расстояния и центра взрыва топливно-воздушной смеси) воздействия на человека используется формула

$$Pr = 5 - 5{,}74 \cdot \ln(V_1), \quad (8)$$

где 5 и 5,74 – статистически полученные константы, которые зависят от вида параметров негативного воздействия (для воздействия ВУВ принимаются равными 5 и 5,74).

Для оценки риска поражения эксплуатирующего персонала при взрыве компонентов ракетных топлив на объекте наземной космической инфраструктуры предлагается использовать индивидуальный риск и коллективный риск.

Для расчета индивидуального риска $R_{\text{инд}}$ – ожидаемой частоты поражения отдельного человека в результате воздействия исследуемых поражающих факторов взрыва – используется формула

$$R_{\text{инд}} = (1 + 4092 \cdot \mathrm{e}^{-1,663 \cdot Pr})^{-1}, \quad (9)$$

где Pr – величина пробит-функции, характеризующая вероятность возникновения последствий для человека в результате возникновения взрывной ударной волны.

Для расчета коллективного риска $R_{\text{колл}}$ – ожидаемого количества пораженных в результате возможного взрыва на стартовом комплексе в определенный момент времени – используется формула

$$R_{\text{колл}} = \sum_{i=1}^{j} R_{\text{инд}}^{j} \cdot n_{\text{л/с},}^{j} \quad (10)$$

где $R_{\text{инд}}^{j}$ – индивидуальный риск гибели человека в i-м сценарии взрыва;

$n_{\text{л/с}}^{j}$ – среднее количество пострадавших (погибших) в i-м сценарии взрыва.

Стоит отметить, что предложенный математический аппарат позволяет провести приближенную оценку параметров взрывной ударной волны и определить вероятные показатели риска гибели эксплуатирующего персонала при взрывах компонентов ракетных топлив на объекте наземной космической инфраструктуры.

Более достоверные данные могут быть получены с использованием отечественного программного комплекса (ПК) «TOXI+Risk», который позволяет расширить границы описанного выше научно-методического аппарата за счет возможности расчета размеров зон действия поражающих факторов взрыва КРТ (смертельных, безопасных), а также совмещения картограммы распределения эксплуатирующего персонала по объекту и определения количества пострадавших.

В результате ввода необходимых исходных данных (по массе и объему КРТ) в ПК «TOXI+Risk» и данных о расположении, характеристиках оборудования и объектов, подверженных риску с привязкой к карте, а также вспомогательных данных (метеоданных, топографических данных) получаем график зависимости индивидуального риска гибели эксплуатирующего персонала от радиуса зоны поражения (рис. 2).

На основе анализа полученных результатов приходим к выводу, что взрыв КРТ на ОНКИ представляет смертельную опасность для эксплуатирующего персонала, находящегося в радиусе 90,91 м от центра взрыва. Безопасным является расстояние, равное 594 м.

С помощью представленного математического аппарата в программном комплексе «TOXI+Risk» рассчитываются количественные показатели индивидуального и коллективного рисков гибели эксплуатирующего персонала.

В результате расчетов получим следующую оценку величины индивидуального риска: $R_{\text{инд}} = 0,99$.

Для расчета коллективного риска необходимо получить функциональную зависимость задействования личного состава при подготовке ракеты космического назначения от текущего времени. Факт превышения величины индивидуального риска приводит к необходимости

осуществления (планирования) организационно-технических мероприятий, направленных на снижение указанного значения риска.

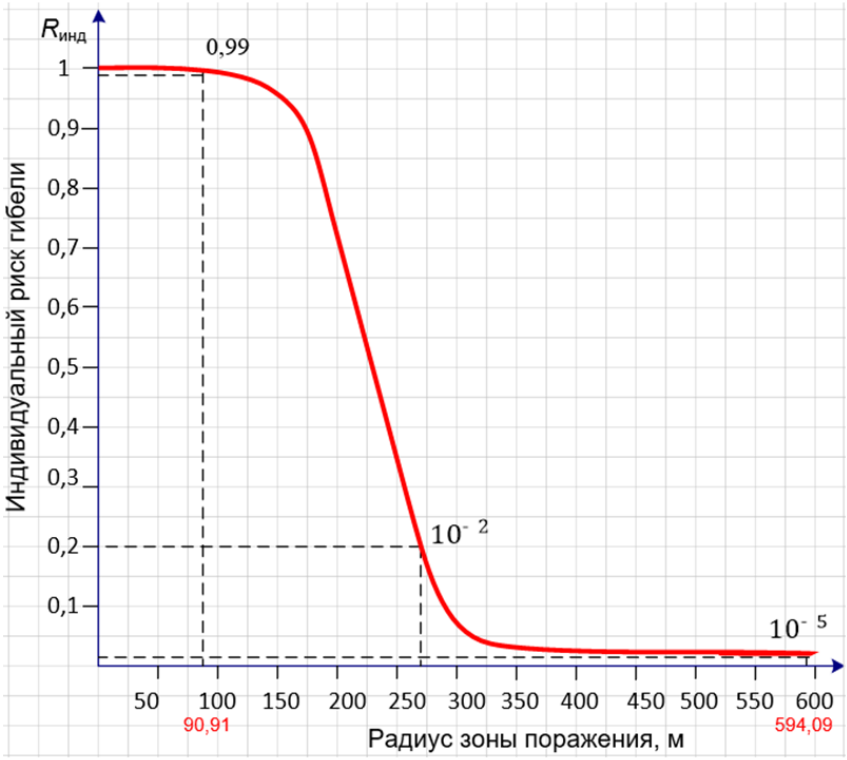


Рис. 2. График зависимости риска гибели эксплуатирующего персонала от радиуса зоны поражения (получен с помощью программного комплекса ТОХІ+Risk)

ПК «ТОКСИ+Risk» – отечественный программный комплекс, соответствующий требованиям действующих нормативно-методических документов [5, 6]. С целью анализа промышленной безопасности и оценки риска аварий на опасных производственных объектах программный комплекс используется рядом крупных нефтегазовых компаний. Кроме того, с помощью ПК «ТОКСИ+Risk» в 2022 году АО «Инженерно-технический центр «Диагностика. Экспертиза. Безопасность» была разработана декларация промышленной безопасности стартового комплекса ракетно-космического комплекса «Ангара» космодрома «Восточный».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлен анализ опасных факторов, которые могут привести к взрывоопасной ситуации на объектах наземной космической инфраструктуры, выявлены проблемы обеспечения безопасности эксплуатирующего персонала в современных условиях. Предложен математический аппарат для расчета показателей риска гибели эксплуатирующего персонала при взрыве компонентов ракетных топлив на объекте наземной космической инфраструктуры, вызванного возможным деструктивным воздействием противника.

Использование предложенного подхода на практике позволит руководителю работ провести расчеты показателей риска гибели эксплуатирующего персонала. Обосновать принятие управленческих решений по планированию работ технологического графика подготовки ракеты космического назначения на стартовом комплексе таким образом, чтобы минимизиро-

вать количество пострадавших из числа эксплуатирующего персонала при реализации негативного сценария.

Список использованных источников

1. *Колесников С. В.* Окисление несимметричного диметилгидразина и идентификация продуктов его превращения при проливах : моногр. – Новосибирск : Изд-во СибАК, 2014. – 110 с.

2. Градостроительный кодекс Российской Федерации : Федеральный закон Российской Федерации от 29.12.2004 года № 190-ФЗ (ред. от 29.12.2022 года) // Consultant.ru : [справочно-правовая система]. – URL: https://www.consultant.ru (дата обращения: 24.03.2025).

3. *Баранов Л. Т.* Управление эксплуатацией космических средств : моногр. – Министерство обороны Российской Федерации, 2004. – 413 с.

4. *Дьяков А. Н., Решетников Д. В., Кокарев А. С.* Методика выбора стратегии технического обслуживания и ремонта ракетно-космической техники // Современные проблемы науки и образования. – 2015. – № 2. – URL: www.science-education.ru/ru/article/view?id =21650 (дата обращения:18.10.2024).

5. Приказ Федеральной службы по экологическому, технологическому и атомному надзору (Ростехнадзора) от 28.11.2022 г. № 412. Руководство по безопасности «Методика оценки последствий аварийных взрывов топливно-воздушных смесей» // Гарант.ру : [справочно-правовая система]. – URL: https://www.garant.ru (дата обращения: 24.03.2025).

6. Приказ Федеральной службы по экологическому, технологическому и атомному надзору (Ростехнадзора) от 03.11.2022 г. № 387. Руководство по безопасности «Методические основы анализа опасностей и оценки риска аварий на опасных производственных объектах» // Гарант.ру : [справочно-правовая система]. – URL: https://www.garant.ru (дата обращения: 24.03.2025).

Т. Б. Жарлыкасинова;
А. Ю. Иваню;
А. И. Лоскутов,
доктор технических наук, профессор;
Д. Б. Семенюк,
кандидат технических наук;
А. Н. Шиян

МЕТОД СОЗДАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ АВТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ПОКАЗАТЕЛЯ ГОТОВНОСТИ К ВЫПОЛЕНИЮ ЦЕЛЕВЫХ ЗАДАЧ

Представлены основные этапы проектирования распределенной системы контроля бортовой радиоэлектронной аппаратуры автономных космических аппаратов с точки зрения теоретико-множественного подхода. Предлагается метод создания перспективной распределенной системы контроля, дополненный разработкой специального математического обеспечения локальных и центрального блоков с учетом двухуровневого описания логико-функционального взаимодействия подсистем. Получены аналитические выражения для вычисления коэффициента готовности аппаратуры в зависимости от ошибок контроля, продолжительности контроля и его периодичности, что позволит определять характеристики распределенной системы контроля технического состояния бортовой аппаратуры на этапе ее проектирования.

Ключевые слова: бортовая радиоэлектронная аппаратура, автономный космический аппарат, анализ технического состояния, распределенная система контроля, коэффициент готовности.

ВВЕДЕНИЕ

Отечественные стандарты, регламентирующие вопросы обеспечения надежности космических аппаратов (КА), и отчасти научная и производственная базы в настоящее время слабо ориентированы на создание автономных космических аппаратов (АКА) со сроком активного существования (САС) 10–15 лет. Поэтому разработка научно-технических основ, стандартизация передового опыта, обоснование новых и совершенствование действующей систем (и методов) обеспечения надежности бортовой аппаратуры (БА) на различных этапах жизненного цикла КА (проектирование, разработка рабочей документации, наземная отработка опытных образцов, летные испытания и эксплуатация) – все эти задачи становятся актуальными.

Процесс проектирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры АКА является многоаспектным и требует одновременного выполнения множества условий, к которым относятся высокие показатели надежности и устойчивости, минимальные массогабаритные характеристики, обеспечение требуемых временных затрат на выполнение команд управления и др. Такие факторы определяют специфику процессов проектирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА) АКА.

Существующие на сегодняшний день методы проектирования БРЭА не в полной мере учитывают специфику деятельности ракетно-космической отрасли, поэтому актуальной задачей является повышение эффективности процессов проектирования наукоемких изделий, таких как БРЭА АКА.

ОПИСАНИЕ ПОДХОДА К ПРОЕКТИРОВАНИЮ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ АВТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Современное развитие информационных технологий предоставляет широкий спектр средств, направленных на усовершенствование деятельности по проектированию радиоэлектронной аппаратуры для АКА. Однако применение даже самых современных технологий требует тщательного и обдуманного подхода. Модели бортовых систем (БС) АКА могут содержать десятки и сотни влияющих друг на друга параметров [1]. Поведение БА АКА является следствием взаимовлияния целых сетей обратной связи. Соответственно, с усложнением процессов функционирования значительно возрастает важность моделирования поведения БРЭА, которое помогает выявить проблему и найти подходящее решение с учетом проработки разнообразных последствий и возможных сторонних эффектов.

Основа современных технологий проектирования и разработки сложных технических систем, обеспечивающих высокую надежность и масштабируемость, – это формальные методы, под которыми понимаются математически обоснованные методы спецификации, разработки и верификации аппаратного и программного обеспечения технических систем. Дальнейшее эволюционное развитие проектируемой системы поддерживается за счет расширения формальных моделей, что обеспечивает соответствие свойств разрабатываемой системы заданным требованиям и определяет достоверность принятых технических решений.

При решении задач такого типа требуется точная детализация БА на различных уровнях представления знаний, а также гарантированная точность и трассируемость требований при анализе последствий в случае внесения изменений в процессе проектирования [2]. При этом возрастающая техническая сложность проектов современных АКА требует более тщательного анализа и проектирования. В таких условиях применение специалистами традиционных способов разработки БА, основанных на строгом описании всех требований и архитектурных решений в текстовых документах, становится чрезмерно трудоемким и подверженным ошибкам.

Необходимые показатели надежности в условиях минимума затрат на создание БА обеспечиваются за счет разработки и реализации требований к качеству комплектующих электрорадиоизделий, а также применения проектных решений, перспективных с точки зрения современной методологии анализа и гарантии надежности БА [3].

Требования к долговечности БА приводятся в техническом задании и включают требования к ресурсу БА в дежурном или сеансном режиме функционирования с указанием времени работы (для дежурного режима запас – 10%) с учетом количества включений (для сеансного режима) при эксплуатации по целевому назначению в течение САС КА и проведения испытаний на заводе-изготовителе, а также при регламентных работах на техническом комплексе. Вместе с тем аппаратура для АКА должна проектироваться с необходимым уровнем резервирования, обеспечивающим требуемую вероятность безотказной работы. Причем любой единичный отказ элемента или соединительной цепи не должен приводить к отказу БС и КА в целом.

Для обеспечения требуемой надежности БА проводятся: функциональный анализ, анализ (расчет) надежности, анализ видов последствий и критичности отказов, анализ худшего случая, анализ электрических и тепловых нагрузок комплектующих и мер по снижению этих нагрузок, анализ ресурса и сохраняемости, анализ безопасности [4].

Таким образом, надежность БА обосновывается и оценивается на этапе проектирования, поэтому особенно важны вопросы учета и контроля показателей требуемой надежности при разработке БА. Одним из таких показателей является готовность БРЭА АКА к выполнению задач по предназначению. В статье предлагается подход, учитывающий значение коэффициента готовности при разработке системы распределенного контроля технического состояния (ТС) БРЭА АКА.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Требуется разработать метод создания системы распределенного контроля ТС БРЭА АКА (M), в которой организован параллельный анализ ТС подсистем (S) в различных режимах функционирования БРЭА, что в конечном итоге приведет к увеличению степени готовности к выполнению поставленных задач:

$$\mathrm{M}:\langle \mathrm{S},\mathrm{X},\mathrm{Y},\mathrm{Z},\mathrm{U},\Pi\rangle \to \Delta K_{\text{г}} \,|\, \Delta K_{\text{г}} > 0, \tag{1}$$

где S – множество подсистем БРЭА;
X – множество входных параметров (управляющих воздействий);
Y – множество выходных параметров БА в различных режимах функционирования;
Z – множество параметров среды и условий функционирования;
U – множество внутренних параметров (состояний) БА в различных режимах функционирования;
П – множество показателей надежности, качества БА;
$\Delta K_{\text{г}}$ – изменение коэффициента готовности.

Изменение коэффициента готовности вычисляется как разность

$$\Delta K_{\text{г}} = K_{\text{г}}^{\text{п}} - K_{\text{г}}^{\text{д}}, \tag{2}$$

где $K_{\text{г}}^{\text{п}}$ – значение после создания распределенной системы контроля БРЭА;

$K_{\text{г}}^{\text{д}}$ – значение до создания распределенной системы контроля БРЭА.

Коэффициент готовности должен стремиться к своему максимальному значению:

$$K_{\text{г}}(\alpha,\beta,\mu,T_{\text{в}},t_{\text{к}},\lambda,l) \to \max, \tag{3}$$

где α, β – ошибки первого и второго рода;
μ – интенсивность восстановления систем;
$T_{\text{в}}$ – время восстановления систем;
$t_{\text{к}}$ – время контроля аппаратуры;
λ – интенсивность отказа систем;
l – интервал времени между тестовыми проверками аппаратуры.

Приращение коэффициента готовности при реализации распределенного контроля будет определяться такими параметрами, как ошибки первого и второго рода, продолжительность контроля и интервал времени между проверками аппаратуры, т. е.

$$\mathrm{Y} = \{\alpha,\beta,t_{\text{к}},l\}.$$

Влиянием остальных параметров на готовность БА можно пренебречь вследствие допущения по выбору высоконадежной элементной базы на этапе создания АКА. Таким образом, необходимо определить значения параметров для создаваемой распределенной системы контроля, при которых коэффициент готовности примет максимальное значение:

$$\mathrm{Y}^{*} = \arg\max_{\mathrm{Y}\in\Omega_{\mathrm{Y}}} K_{\text{г}}(\mathrm{Y}) \tag{4}$$

при существующих ограничениях

$$\mathrm{Y}_{\min} \le \mathrm{Y} \le \mathrm{Y}_{\max}. \tag{5}$$

Следует отметить, что разработка системы распределенного контроля ТС БРЭА АКА является сложным процессом и не ограничивается расчетом показателя готовности. Разработка включает ряд этапов, связанных с рассмотрением иерархии взаимодействия бортовых радиоэлектронных систем в различных режимах функционирования, формированием обобщенной структурной схемы распределенного контроля ТС аппаратуры, определением этапов разработки специального математического обеспечения и расчетом значения показателя готовности.

МЕТОД СОЗДАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ АВТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ГОТОВНОСТИ К ВЫПОЛНЕНИЮ ЦЕЛЕВЫХ ЗАДАЧ

Принцип контроля ТС БРЭА при проведении испытаний АКА и в процессе применения по назначению заключается в сравнении фактических значений телеметрируемых параметров (ТМП) с модельными при выдаче управляющих воздействий. В случае непопадания значений ТМП в допусковые пределы принимается решение о наличии неисправностей в аппаратуре. Множества моделей подсистем БРЭА в различных режимах можно подразделить по семантической нагрузке на три типа (рис. 1): подсистемы $S_j^{\text{пк}^i}$, $i=\overline{1,l}$, $j=\overline{1,k}$, описывающие переключение комплектов резервируемой аппаратуры; подсистемы $S_j^{\text{рф}^i}$, $i=\overline{1,l}$, $j=\overline{1,m}$, содержащие описание режимов функционирования блоков, БС и объекта в целом; подсистема кондиции S^0.

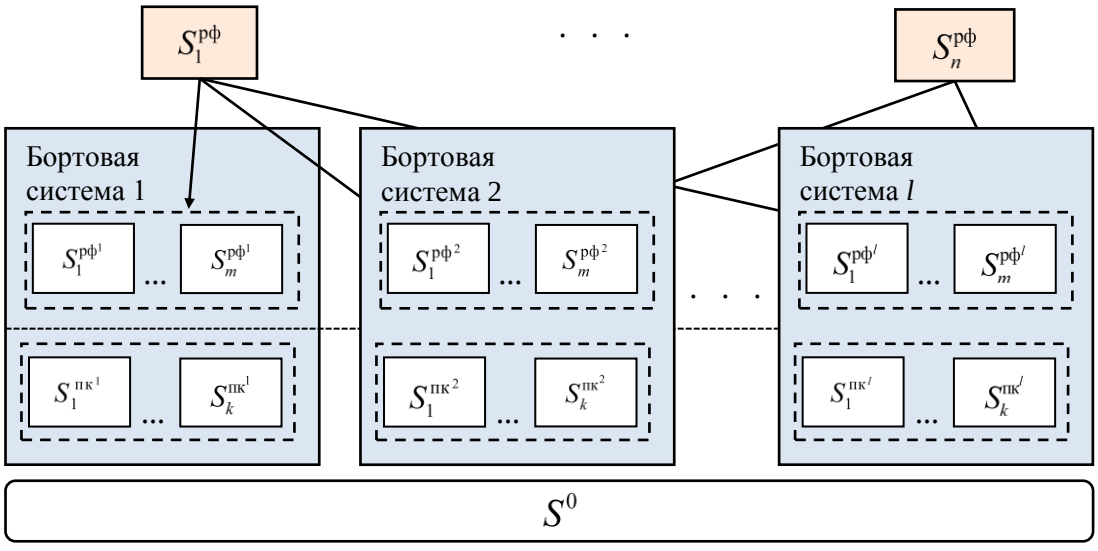


Рис. 1. Множества подсистем БРЭА в различных режимах функционирования

Следует отметить, что если существуют подсистемы БРЭА, описывающие режимы функционирования АКА в целом, то они всегда старше подсистем, описывающих режимы функционирования БС и входящих в них блоков либо несравнимы с ними. Кроме того, подсистемы $S^{\text{пк}}$ и $S^{\text{рф}}$ могут быть подразделяться на группы по описываемым ими БС АКА. Тогда можно говорить о том, что модель представлена группой моделей, в которой модели, описывающие режимы работы, в свою очередь, представлены точной декомпозицией в виде сетей моделей типа $S^{\text{рф}}$.

Таким образом, специфика АКА как объекта управления приводит к тому, что модель описывается сетью моделей, включающей вырожденную модель подсистемы кондиции S^0, модели подсистем типа $S^{\text{пк}}$, сети моделей типа $S^{\text{рф}}$.

Описывая схему БРЭА АКА в различных режимах функционирования с учетом взаимодействия подсистем, можно выделить два иерархических уровня (см. рис. 1). Первый связан с задачей контроля ТС при решении целевых задач в различных режимах функционирования всей БРЭА АКА. И второй – только с конкретными БС. Следовательно, очевидным направлением создания системы контроля ТС БРЭА АКА являются организация распределенного анализа ТС подсистем второго уровня при помощи локальных систем контроля и диагностирования (ЛСКД) и анализ ТС всех подсистем в конкретном режиме на первом уровне – центральной системой контроля и диагностирования (ЦСКД), место которых в общей структуре БРЭА показано на рис. 2 [5].

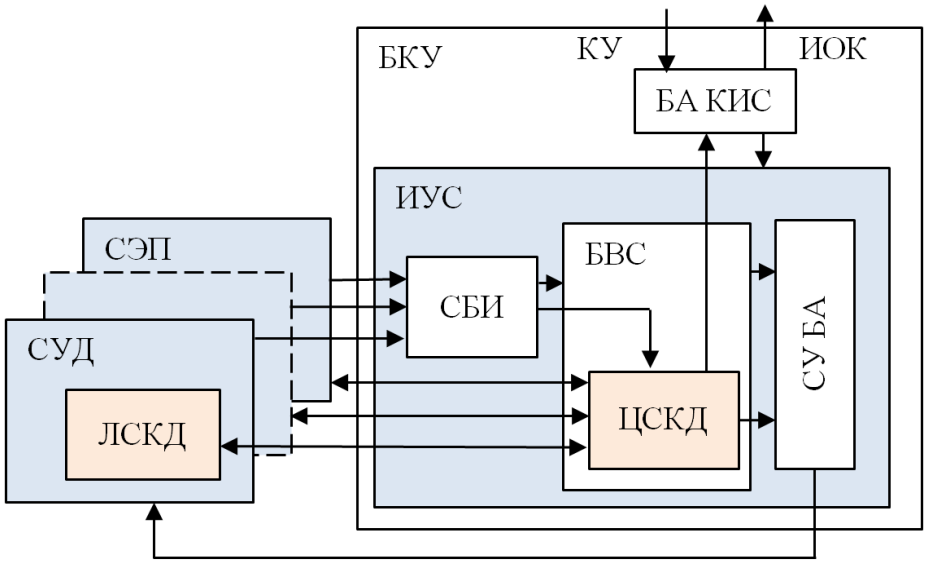


Рис. 2. Схема организации распределенного контроля ТС БРЭА АКА

На рис. 2 введены следующие обозначения: СЭП – система энергопитания; СУД – система управления движением; БКУ – бортовой комплекс управления; ИОК – информация оперативного контроля; КУ – команды управления; БА КИС – бортовая аппаратура командно-измерительной системы; БВС – бортовые вычислительные средства; СБИ – система бортовых измерений; ИУС – информационно-управляющая система; СУ БА – средства управления бортовой аппаратурой; ЛСКД – локальная система контроля и диагностирования; ЦСКД – центральная система контроля и диагностирования.

Опишем основные шаги метода создания распределенной системы контроля БРЭА АКА с учетом показателя готовности к выполнению целевых задач. Для ЛСКД набор шагов будет следующим.

Шаг 1. Определение топологии для описания логики функционирования *i*-й БРЭА.

1.1. Определение множества контролируемых ТМП *i*-й БРЭА: $\mathrm{Y}_i = \{y_1, ..., y_n\}$, где n – количество ТМП *i*-й БРЭА.

1.2. Описание режимов функционирования *i*-й БРЭА: $\mathrm{F}_i = \{f_1, ..., f_m\}$, где m – количество режимов функционирования *i*-й БРЭА.

1.3. Определение множества ТС *i*-й БРЭА: $\mathrm{E}_{F_i} = \left\{\left\{e^1_{f_1}, ..., e^k_{f_1}\right\}; \left\{e^1_{f_2}, ..., e^l_{f_2}\right\}; ...; \left\{e^1_{f_m}, ..., e^d_{f_m}\right\}\right\}$, где k, l, d – количество ТС *i*-й БРЭА в соответствующих режимах функционирования.

Шаг 2. Определение предельно допустимых значений ТМП *i*-й БРЭА для формирования модельных ТС, т. е. задание фактор-множества Y_i / Q_i, которое задает разбиение множества Y_i на классы состояний *i*-й БРЭА в соответствии с видами ее ТС.

Шаг 3. Выявление зависимостей ТМП *i*-й БРЭА в различных режимах функционирования, т. е. задание фактор-множества Y_i / F_i, которое задает разбиение множества Y_i на классы состояний *i*-й БРЭА в соответствии с ее режимами функционирования.

Шаг 4. Построение модели функционирования *i*-й БРЭА.

Шаг 5. Формирование базы знаний наборов значений ТМП в различных режимах функционирования *i*-й БРЭА.

Шаг 6. Определение набора команд (правил), по которым будет осуществляться контроль ТС *i*-й БРЭА: $X_i = \{x_1,...,x_d\}$, где *d* – множество входных сигналов для *i*-й БРЭА.

Шаг 7. Определение значений обобщенного показателя готовности *i*-й БРЭА: $\hat{P}_{t,f_m} = \overline{\{0,1\}}$ – оценочное значение обобщенного показателя готовности *i*-й БРЭА в f_m режиме функционирования в фиксированный момент времени *t*.

В ЦСКД сведения о ТС отдельных подсистем обобщаются с учетом значений коэффициентов готовности, полученных в ЛСКД, поэтому для ЦСКД набор шагов будет следующим.

Шаг 1. Определение топологии для описания логики функционирования АКА.

1.1. Определение количества ЛСКД и множества решений о ТС каждой контролируемой БРЭА: $R_F = \{r_1,...,r_i\}$, где *i* – количество БРЭА (ЛСКД) всего АКА.

1.2. Описание режимов функционирования АКА: $F_S = \{f_1,..., f_{m_s}\}$, где m_s – количество режимов функционирования АКА.

1.3. Определение множества ТС АКА: $E_S = \{e_s^1,...,e_s^p\}$, где *p* – количество ТС АКА.

Шаг 2. Описание взаимодействия БРЭА АКА в различных режимах функционирования АКА, т. е. задание фактор-множества R_F / F_S, которое задает разбиение множества R_F на классы состояний АКА в соответствии с режимами функционирования.

Шаг 3. Описание наборов значений выходных параметров БРЭА в каждом режиме функционирования АКА, т. е. задание фактор-множества R_F / Q_S, которое задает разбиение множества R_F на классы состояний АКА в соответствии с видами ТС.

Шаг 4. Построение модели функционирования АКА.

Шаг 5. Формирование базы знаний наборов значений выходных параметров БРЭА в различных режимах функционирования АКА.

Шаг 6. Определение набора команд (правил), по которым будет осуществляться контроль ТС АКА: $X_S = \{x_1,...,x_s\}$, где *s* – множество входных сигналов для всего АКА.

Шаг 7. Определение значений показателя готовности АКА: $\hat{P}_{t,f_{m_s}} = \overline{\{0,1\}}$ – оценочное значение обобщенного показателя готовности АКА в f_{m_s} режиме функционирования в фиксированный момент времени *t*.

Таким образом, на основе результатов анализа ТС АКА осуществляется оценивание коэффициента готовности БРЭА и АКА в целом для планирования задействования целевой аппаратуры и прогнозирования ТС в различных режимах работы АКА. Далее следует рассмотреть подход к расчету коэффициента готовности БРЭА, который составляет основу при разработке системы распределенного контроля ТС БРЭА АКА.

РАСЧЕТ ПОКАЗАТЕЛЯ ГОТОВНОСТИ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ АВТОНОМНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Периодичность контроля ТС БС АКА и его продолжительность оказывают значительное влияние на коэффициент готовности, поэтому при оценке и обосновании требований к надежности БРЭА важно, чтобы значения основных надежностных характеристик БРЭА входили в математическую модель уже с учетом продолжительности тестовых проверок и их продолжительности. В общем случае при определении значения коэффициента готовности необходимо учесть одновременно не только надежность основной и контрольной аппаратуры, но и периодичность, время и ошибки контроля [6].

В силу трудностей математического описания данного процесса, рассмотрим оценку влияния периодичности контроля на $K_г$ при условии, что аппаратура контроля абсолютно надежна. Тогда возможны следующие состояния в модели функционирования «БРЭА-ЛСКД» (ЦСКД не рассматривается) [7, 8]:

1. БРЭА исправна, ЛСКД исправна.
2. БРЭА неисправна, ЛСКД исправна.
3. БРЭА исправна, ЛСКД неисправна.
4. БРЭА неисправна, ЛСКД неисправна.
5. БРЭА исправна, контроля нет.
6. БРЭА неисправна, контроля нет.

Таким образом, возможны шесть состояний при взаимодействии ЛСКД и БРЭА. Тогда для нахождения аналитического выражения $K_г$ воспользуемся формулой [8]

$$K_г = P_{пи} K_{ги}, \tag{6}$$

где $P_{пи}$ – вероятность попадания случайного момента времени в пределы исправного состояния системы, при этом $P_{пи} = \frac{T_{испр}}{T_{общ}}$, где в числителе $T_{испр}$ – это продолжительность пребывания БРЭА в исправном состоянии, а $T_{общ}$ – это общее время функционирования;

$K_{ги}$ – коэффициент готовности БРЭА в пределах времени исправного функционирования.

Согласно модели взаимодействия «БРЭА-ЛСКД» БРЭА исправна в 1-м, 3-м (при условии, что восстановление происходит сразу же после обнаружения отказа), 5-м состояниях. Тогда можно записать:

$$T_{испр} = iT_{оп}, \tag{7}$$

где i – среднее число проверок, после каждой из которых БРЭА остается исправной;

$T_{оп}$ – среднее время между такими проверками,

$$T_{оп} = l_0 + t_к + T_{во}(\alpha P_0 + (1-\beta)q_0),$$

где l_0 – периодичность проверок;

P_0 – вероятность безотказной работы системы за время l_0, $P_0 = \int_{l_0}^{\infty} f(t)dt$;

q_0 – вероятность отказа системы за время l_0, $q_0 = \int_0^{l_0} f(t)dt$.

Среднее число проверок рассчитывается согласно выражению

$$i = \sum_{k=1}^{\infty} kP_k, \tag{8}$$

где P_k – вероятность того, что в БРЭА появится отказ, не обнаруженный в ходе k-й проверки, $P_k = \beta q_0 (1-\beta q_0)^{k-1}$.

Среднее число проверок, после которых БРЭА остается исправной (после суммирования убывающих по модулю членов геометрической прогрессии)

$$i = \frac{1}{\beta q_0}. \tag{9}$$

В итоге получаем выражение для продолжительности пребывания БРЭА в исправном состоянии

$$T_{\text{испр}} = iT_{\text{оп}} = \frac{l_0 + t_к + T_{\text{во}}(\alpha P_0 + (1-\beta)q_0)}{\beta q_0}. \tag{10}$$

К общему времени функционирования добавляется время пребывания системы в состояниях 2, 4 и 6:

$$T_{\text{общ}} = iT_{\text{оп}} + jT_{\text{н}} + T_{\text{во}}, \tag{11}$$

где j – среднее число проверок до обнаружения отказа, которое вычисляется по аналогии с i), $j = \frac{1}{(1\text{-}\beta)}$;

$T_{\text{н}}$ – среднее время между проверками, в результате которых будет обнаружен отказ, $T_{\text{н}} = l_0 + t_к$.

Коэффициент готовности БРЭА в пределах времени исправного функционирования вычисляется по формуле

$$K_{\text{ги}} = \frac{\int_0^{l_0} P_0(t)dt}{T_{\text{оп}}}. \tag{12}$$

Тогда выражение для коэффициента готовности можно записать в виде

$$\mathrm{K_г} = \frac{(1-\beta)(1-\mathrm{e}^{-\lambda l_0})}{\lambda(l_0 + \mathrm{t_к})(1-\lambda \mathrm{e}^{-\lambda l_0}) + \frac{\lambda}{\mu}(1-\beta)(1-(1-\alpha)\mathrm{e}^{-\lambda l_0})}. \tag{13}$$

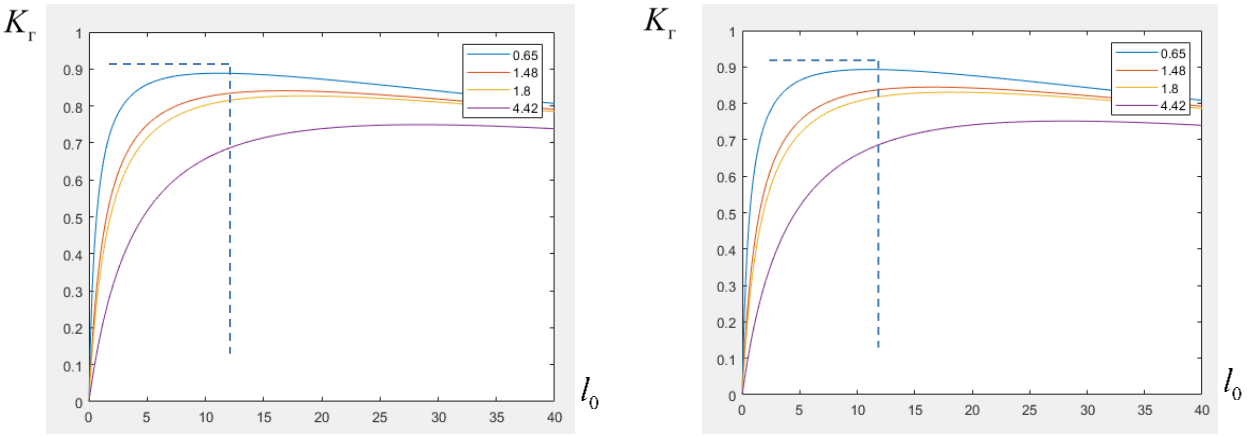
В вырожденном случае, при $\alpha = \beta = 0$, получим

$$K_{\text{г}} = \frac{(1-e^{-\lambda l_0})}{\lambda(l_0 + t_к + T_{\text{во}}(1-e^{-\lambda l_0}))}. \tag{14}$$

Следует отметить, что время контроля определяется числом управляющих воздействий, выдаваемых при проверках БРЭА, а также временем их исполнения и анализа. Последовательность выдачи управляющих воздействий определяется на этапе синтеза программ контроля (тестов) для каждой подсистемы или совокупности подсистем БРЭА в определенном режиме. Искомым параметром распределенной системы контроля при ее построении будет интервал времени между проверками (периодичность проверок) с точки зрения решения оптимизационной задачи (4).

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Исследуем характер зависимости коэффициента готовности от периодичности проверок при разной продолжительности контроля блоков БРЭА, задействованных в определенном режиме, согласно выражениям (13) и (14), для $T_к = 0,65$ ч; 1,48 ч; 1,8 ч; 4,42 ч; $\lambda = 0,01$; $T_в = 0,7$ ч; $\alpha = \beta = 0,05$. Из рассмотрения графиков, представленных на рис. 3,*а*, видно, что коэффициент готовности принимает максимальное значение $K_г = 0,88$ при периодичности контроля $l_0 = 13$ ч (табл. 1).



а) б)

Рис. 3. Зависимость коэффициента готовности от периодичности проверок

Таблица 1

Исследование зависимости коэффициента готовности от периодичности контроля

№ блока БРЭА	Время контроля, ч	Коэффициент готовности, $K_г$	Периодичность контроля, ч
$\alpha = \beta = 0,05$			
1	0,65	0,88	13
2	1,48	0,83	18
3	1,8	0,81	19
4	4,42	0,74	30
$\alpha = \beta = 0$			
1	0,65	0,9	12
2	1,48	0,85	17,5
3	1,8	0,83	18
4	4,42	0,75	28

На рис. 3,*б* представлены графики, согласно выражению (14), при отсутствии ошибок контроля, что в нашем случае является правомерным допущением, так как все подсистемы БРЭА охвачены контролем и ошибки при информационном обмене отсутствуют.

Таким образом, для разрабатываемой распределенной системы контроля БРЭА в конкретном режиме функционирования (для задействованного подмножества подсистем) необходимо определить периодичность контроля по максимальному значению коэффициента готов-

ности соответствующей подсистемы. Например, в случае отсутствия ошибок контроля (табл. 1) первая подсистема проверяется 0,65 часа с периодичностью контроля 12 часов, при этом коэффициент готовности равен 0,9 и т. д. Следует отметить, что с увеличением времени контроля точка максимума сдвигается вправо с уменьшением значения коэффициента готовности. Отсюда следует вывод, что величину оптимальной периодичности контроля следует выбирать не только исходя из характеристик надежности подсистем БРЭА, но и из продолжительности времени контроля.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования по разработке метода создания распределенной системы контроля БРЭА АКА с учетом готовности к выполнению целевых задач позволили:

– обосновать двухкомпонентную структуру распределенного контроля БРЭА АКА в различных режимах функционирования, исходя из описания логико-функционального взаимодействия подсистем в различных режимах;

– определить основные этапы метода создания распределенной системы контроля как для локальных блоков контроля и диагностирования, так и для центрального блока;

– получить аналитическое выражение для вычисления коэффициента готовности с учетом ошибок первого и второго рода, длительности контроля, а также его периодичности.

Таким образом, использование выражения (14) дает возможность определять характеристики разрабатываемой распределенной системы контроля ТС с учетом основных ее параметров (ошибок контроля, продолжительности контроля и его периодичности) для обеспечения максимального значения коэффициента готовности.

Список использованных источников

1. Принципы построения бортовых комплексов управления автоматических космических аппаратов / Е. А. Микрин [и др.] // Проблемы управления. – 2014. – № 3. – С. 62–66.

2. *Ларин В. П., Шелест Д. К.* Формирование информационного обеспечения надежности бортовой аппаратуры на стадии проектирования // Информационно-управляющие системы. – 2012. – № 4 (59). – С. 93–97.

3. *Патраев В. Е., Максимов Ю. В.* Методы обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов длительного функционирования // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2008. – № 8, т. 51. – С. 5–12.

4. Метод автоматизированного проектирования аппаратных средств бортового оборудования / Ю. А. Гатчин [и др.] // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2010. – № 5, т. 53. – С. 5–10.

5. *Барановский А. М., Привалов А. Е.* Система контроля и диагностирования бортового оборудования малого космического аппарата // Известия вузов. Приборостроение. – 2009. – Т. 54, № 4. – С. 52–56.

6. *Мищенко В. И., Храмов М. Ю.* Проблематика эксплуатации сложных технических систем : моногр. – СПб. : Политехника-сервис, 2016. – 149 с.

7. Научно-методический подход к оцениванию готовности сложных технических комплексов с учетом метрологического обеспечения / Я. Н. Гусеница [и др.] // Труды МАИ. – 2018. – № 98. – С. 20–36.

8. *Алексеенко А. Я., Адерихин И. В.* Обеспечение надежности и готовности радиотехнических систем. – М. : Мин-во обороны СССР, 1977. – 367 с.

И. С. Жильцов[1];
И. О. Кукушкин[2],
кандидат технических наук, доцент;
А. В. Ляшевский[3],
кандидат технических наук
[1]1-й Государственный испытательный космодром МО РФ, г. Мирный Архангельской обл.
[2, 3]Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

АНАЛИЗ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В статье проведен анализ сообщений о неисправностях, зафиксированных при эксплуатации технологического оборудования космических ракетных комплексов. Представлены предложения по внесению изменений в форму сообщений о неисправностях для совершенствования системы анализа неисправностей и обеспечения автоматизации учета.

Ключевые слова: анализ неисправностей, дефект, отказ, технологическое оборудование, критичность отказов.

ВВЕДЕНИЕ

Космические системы играют важную роль при решении социально-экономических и военных задач в нашей стране. На своевременность выведения космических аппаратов на орбиты и восполнения орбитальных группировок влияют различные факторы, в том числе состояние наземных технических средств космодромов и в первую очередь технологического оборудования (ТО) космических ракетных комплексов, средств выведения и космических аппаратов.

Неисправности оборудования могут не влиять на работоспособность технологического оборудования, но во многих случаях они приводят к отказу элементов агрегатов и систем и к переходу оборудования в неработоспособное состояние [2]. А неработоспособность агрегатов и систем ТО приводит к нарушению технологического процесса подготовки и пуска, переносу или отмене пуска. Кроме того, нарушение процессов функционирования ТО повышает риск возникновения аварийных ситуаций при подготовке и пуске ракет космического назначения.

Необходимо отметить, что термин «неисправность», как правило, используется в более широком смысле, чем определено в работе [2], где неисправность – это аналог «неисправного состояния». В большинстве случаев, говоря о неисправности, подразумевают наличие не только повреждения как события, заключающегося в нарушении исправного состояния объекта при сохранении работоспособного состояния, но и о наличии дефекта как каждого отдельного несоответствия объекта требованиям, установленным документацией. Дефекты могут служить причиной возникновения отказов и, соответственно, могут приводить к нарушению работоспособного состояния объекта.

Анализ неисправностей, сопровождающих эксплуатацию технических объектов, важен для определения надежности существующей техники, оценивания влияния ее отдельных элементов на показатели надежности, обоснования направлений для совершенствования существующих или разработки новых узлов, агрегатов, систем. Для технологического оборудования космических ракетных комплексов анализ неисправностей служит основой для совершенствования как техники, так и системы ее эксплуатации с целью обеспечения своевременности запуска космических аппаратов и безопасности процесса подготовки и пуска ракет.

АНАЛИЗ СООБЩЕНИЙ О НЕИСПРАВНОСТЯХ

Учет неисправностей изделий ракетно-космической техники ведется в эксплуатационной документации, находящейся в эксплуатирующих организациях. В последнее десятилетие проводится работа по сбору информации о техническом состоянии, выявленных неисправностях агрегатов и систем космических ракетных комплексов в вышестоящих организациях. Для этого, например, на космодроме Плесецк в составе автоматизированной системы подготовки и пуска ракет космического назначения разработана «Система обеспечения надежной и безопасной эксплуатации ракетно-космической техники и наземной космической инфраструктуры». Однако работы по настройке функционала этой системы еще продолжаются. Анализ неисправностей, зафиксированных в эксплуатационных документах, может обеспечить уточнение содержания форм, используемых в системе при сборе и обработке информации, для автоматизированного анализа формализованной информации о результатах эксплуатации, техническом состоянии и надежности ракетно-космической техники (РКТ) и наземной космической инфраструктуры (НКИ) космодрома Плесецк.

В ходе работы над статьей было обработано 441 сообщение о неисправности. Эти сообщения подготовлены по результатам работ, которые проводились на стартовых и технических комплексах при подготовке и пуске ракет космического назначения с помощью ракетносителей «Союз» различных модификаций как в процессе применения по назначению, так и при проверке технического состояния во время осуществления мероприятий технического обслуживания в 2018, 2019 и 2020 годах (рис. 1).

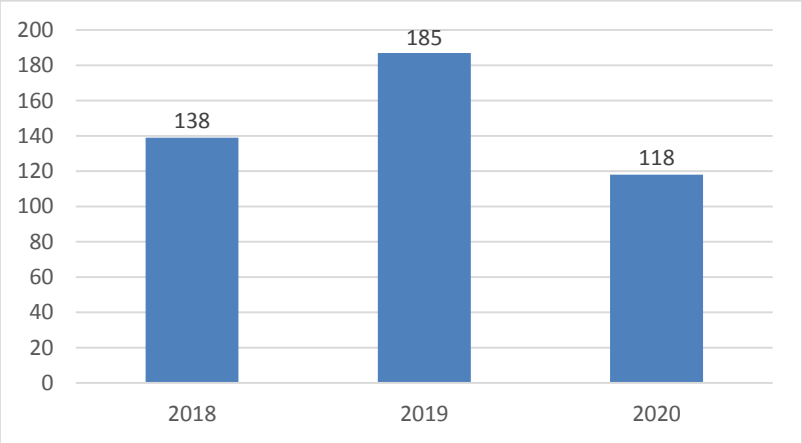


Рис. 1. Распределение неисправностей по годам

Количество элементов, упомянутых в сообщениях, больше, чем количество сообщений, так как в некоторых из них описаны одинаковые неисправности для элементов или указан факт наличия неисправности без указания вида повреждения (дефекта). Например, наибольшее количество элементов в одном сообщении – 78 (при проведении ремонтно-восстановительных работ на системе заправки окислителем выявлена непригодность к применению, т. е. отказы 32 вентилей, десяти клапанов и других элементов арматуры). Можно отметить, что по информации, содержащейся в сообщении, эти элементы, как и система в целом, имеют фактическую наработку, более чем в три раза превышающую гарантийный срок. В качестве другого примера можно привести сообщение от мая 2019 года о наличии царапин на внутренней пассивационной поверхности фонарей смотровых из состава системы заправки однокомпонентным топливом. Эта система также имеет фактическую наработку 35 лет при гарантийном сроке 10 лет, но указанные фонари изготовлены в 2018 году и имеют гарантийный срок 3 года. Учитывая, что большая часть сообщений включает небольшое количество

элементов, в дальнейшем при проведении количественного анализа указание нескольких элементов в сообщении о неисправности не учитывалось.

При эксплуатации любого оборудования его производители гарантируют работоспособное состояние в течение гарантийного срока или при определенном количестве циклов выполнения операций. Однако из 441 сообщения 112 сообщений (или 25,4%) фиксируют неисправности в период действия гарантии (рис. 2). Можно также отметить, что ещё 8 сообщений касаются неисправностей, выявленных в течение первого года после окончания гарантии.

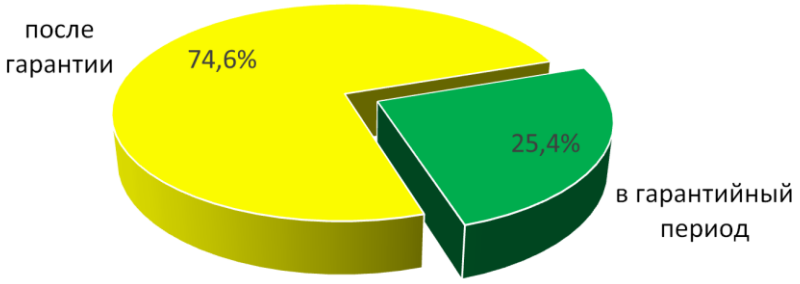


Рис. 2. Доли неисправностей в различные периоды эксплуатации

В существующей форме для подготовки сообщений не указывается в явном виде группа оборудования, к которой относится агрегат или система с выявленным дефектом, хотя это может оказаться полезным при проведении анализа. Выделение таких отдельных групп можно проводить, например, на основе физической сущности главных процессов, определяющих функционирование оборудования. Тогда одним из возможных вариантов выделения являются следующие группы: механическое оборудование (МехОб), электрическое оборудование (ЭлОб), гидравлическое оборудование (ГидрОб).

Однако в настоящее время значительную роль в функционировании сложных технических систем играют информационные средства и информационные потоки, которые обеспечивают возможность дистанционного контроля технологического оборудования, управления его функционированием, а также возможность автоматизации процессов подготовки и пуска ракет космического назначения. Поэтому целесообразно ввести в классификацию группы, связанные с получением и обработкой информации, например: контрольно-измерительная аппаратура (КИА), автоматизированные системы управления (АСУ). Также в качестве отдельных групп можно рассматривать программное (программно-математическое) обеспечение (ПО). Для радиотехнических систем, которые в рамках данной статьи не рассматриваются, можно использовать отдельную группу в классификации неисправностей.

На рис. 3 приведены доли сообщений о неисправностях по группам оборудования для дефектов, зафиксированных в период гарантийного срока эксплуатации.

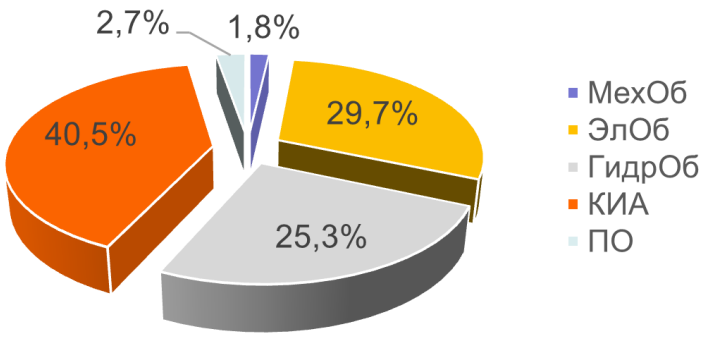


Рис. 3. Доли неисправностей по группам оборудования (в гарантийный период)

Наибольшее (в процентном отношении) количество неисправностей в гарантийный период отмечено для контрольно-измерительной аппаратуры, которая играет важную роль в обеспечении возможности контроля технического состояния оборудования, контроля изменений положения оборудования или его отдельных элементов в ходе технологического процесса. В эту группу попадают манометры, датчики давления и термометры в различном исполнении, измерители влажности, вольтметры и другие измерительные приборы, определяющие электрические параметры, преобразователи измерительные и иная аппаратура.

Почти 30% неисправностей в гарантийный период можно отнести к электрооборудованию. Причем значительная его часть связана с нарушениями функционирования источников бесперебойного питания и аккумуляторных батарей, что свидетельствует о низкой надежности поставляемого оборудования. В то же время появление дефектов кабельной сети в гарантийный период, в отдельных случаях, связано с воздействием газовой струи ракетных двигателей при пуске ракеты.

При выделении группы «гидравлическое оборудование» к ней были отнесены элементы не только таких гидравлических систем, как, например, системы заправки компонентами жидких ракетных топлив, но и элементы систем газоснабжения, термостатирования и др. Также важно отметить, что в перечне элементов этих систем имеется не только запорно-регулирующая аппаратура (вентили, клапаны и т. д.), но и силовое оборудование – гидроцилиндры, насосы. Неисправности гидравлического оборудования составляют более 25% от общего количества.

Минимальный процент неисправностей в гарантийный период связан с механическим оборудованием. При этом повреждения явно получены в результате внешнего воздействия, связанного с ошибочными действиями персонала (например, механические повреждения стойки пожарного лафетного ствола, а именно замятие корпуса).

Кроме того, в ходе эксплуатации в гарантийный период зафиксированы неисправности программного обеспечения (7,5%). Наличие этих неисправностей оказывает существенное влияние на функционирование автоматизированных систем управления технологическим оборудованием.

На рис. 4 представлены доли сообщений о неисправностях по группам оборудования для дефектов, зафиксированных в течение всего рассматриваемого периода эксплуатации.

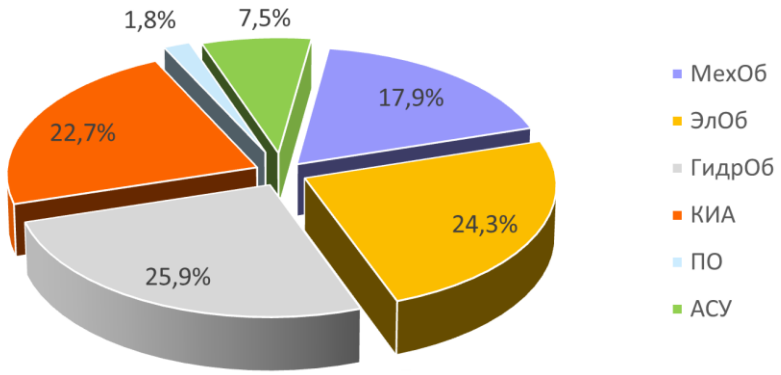


Рис. 4. Доли неисправностей по группам оборудования (в рассматриваемый период)

При анализе сообщений отдельно выделена группа АСУ, в которую вошли сообщения, связанные с функционированием автоматизированных систем, не позволяющие однозначно установить причину нарушений в работе. Например, непрохождение информации о выполнении перемещений подвижных элементов оборудования (например, при отводе мачты) или несоответствие индикации контрольных транспарантов реальному положению подвижного оборудования. Такие несоответствия могут быть связаны как с неисправностями контрольно-

измерительной аппаратуры, так и с ошибками в программном обеспечении. Отметим, что и в послегарантийный период ошибки ПО имели место.

Можно отметить, что по сравнению с неисправностями в гарантийный период существенно уменьшилась доля сообщений о дефектах контрольно-измерительной аппаратуры. Но с учетом замечаний о группе АСУ, приведенных выше, можно сделать вывод, что КИА обеспечивает максимальный процент неисправностей.

Увеличилась доля сообщений о неисправностях механического оборудования. Однако значительная часть дефектов, относящихся к группе МехОб, выявлена при проведении послепусковых работ и является следствием воздействия силовых и тепловых газодинамических нагрузок. Многие из этих дефектов относятся к «повреждениям» [2] и не оказывают влияния на работоспособность.

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ ПРОЦЕССОВ АНАЛИЗА НЕИСПРАВНОСТЕЙ

Совершенствование системы эксплуатации ракетно-космической техники в качестве одного из направлений предполагает повышение надежности техники, предупреждение возникновения и ослабление тяжести возможных последствий ее отказов [4]. В нормативных документах [1, 3] описаны основные принципы анализа вида и причин отказов (вида, причин и критичности отказов), приведены методы анализа.

Анализ сообщений о неисправностях, подготовленных в эксплуатирующих подразделениях космодрома Плесецк, показывает, что задача повышения надежности остается актуальной. Значительный процент неисправностей в гарантийный период свидетельствует о наличии вопросов по надежности отдельных элементов оборудования. Есть вопросы и по надежности оборудования в послегарантийный период. С целью повышения эффективности работы по обеспечению надежности в систему обеспечения надежной и безопасной эксплуатации ракетно-космической техники и наземной космической инфраструктуры, внедряемой на космодроме Плесецк, в качестве одной из составных частей входит подсистема анализа надежности, безопасности, выявления причин и факторов, приводящих к отказам, авариям, катастрофам, планирования профилактики и предотвращения.

Для обеспечения возможности выполнения внедряемой подсистемой своих функций целесообразно изменение состава данных, собираемых с помощью сообщений о неисправностях. Предлагается дополнительно включить в формы сообщений поля для указания следующей информации:

– вид дефекта (повреждение или отказ);

– последствия отказа (для составной части оборудования, агрегата и системы в целом, для технологического процесса подготовки и пуска ракеты космического назначения);

– степень критичности отказа (категория тяжести последствий отказа).

При заполнении электронных форм записи должны вноситься отдельно для каждого элемента. Для АСУ запись может указывать на невыполнение конкретной функции.

Для повышения качества анализа неисправностей классификация групп оборудования, приведенная выше, может быть изменена. Например, можно разделить гидравлическое оборудование на насосы, гидро- и пневмоцилиндры, запорно-регулирующую аппаратуру, трубопроводы (коммуникации), разделить контрольно-измерительную аппаратуру на несколько групп.

Для обобщения представляемой информации и повышения эффективности выполнения эксплуатирующими подразделениями планов и решения поставленных задач в качестве дополнительно собираемой информации целесообразно указывать способы и средства обнаружения и локализации отказов, а также рекомендации по предупреждению (снижению) тяжести последствий отказов.

В качестве направлений для дальнейших исследований можно рассматривать вопросы, связанные с классификацией отказов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Своевременность выведения космических аппаратов на орбиты и восполнения орбитальных группировок во многом определяется состоянием технологического оборудования космических ракетных комплексов. Для своевременного выполнения операций технологического процесса подготовки к пуску и пуска ракет космического назначения важным является обеспечение требуемой надежности агрегатов и систем технологического оборудования.

Анализ неисправностей, сопровождающих эксплуатацию технических объектов, важен для определения надежности существующей техники, оценивания влияния ее отдельных элементов на показатели надежности. Выполненный анализ сообщений о неисправностях показывает наличие достаточного количества дефектов, выявленных в ходе поддержания готовности комплексов к применению, подготовки и пуска ракет. Однако форма сообщения не обеспечивает возможность проведения полноценного анализа влияния вида и причин дефектов (в том числе отказов) на технологический процесс.

Современные системы автоматизации процессов, обеспечивающих и сопровождающих эксплуатацию ракетно-космической техники, предполагают сбор и обработку информации, связанной с надежностью наземных технических средств. Сформулированные в статье рекомендации направлены на повышение качества анализа выявленных дефектов, формирование предложений по повышению надежности технологического оборудования космических ракетных комплексов.

Список использованных источников

1. ГОСТ 27.310–1995. Надежность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов. Основные положения : введ. 01.01.1997. – М. : Стандартинформ, 2016. – 23 с.

2. ГОСТ Р 27.102–2021. Надежность в технике. Надежность объекта. Термины и определения : дата введения 2022-01-01. – М. : Стандартинформ, 2021. – 45 с.

3. ГОСТ Р 27.303–2021. Надежность в технике. Анализ видов и последствий отказов : введ. 01.01.2022. – М. : Стандартинформ, 2021. – 70 с.

4. Эксплуатация космических средств : учебник / А. И. Птушкин [и др.]. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2020. – 439 с.

В. В. Карагодин,
доктор технических наук, профессор;
И. В. Хомич

МЕТОДИКА ОПТИМАЛЬНОГО ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗБУЖДЕНИЕМ БЕСЩЕТОЧНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА СИСТЕМЫ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА

Для решения задачи снижения длительности провалов напряжения и перенапряжений в системах автономного электроснабжения предложена методика оптимального по быстродействию управления возбуждением бесщеточного синхронного генератора.

Методика основана на циклическом уточнении программы оптимального по быстродействию управления через заданные промежутки времени. Расчет программы осуществляется на основе метода последовательных опорных решений и метода варьирования интервалов постоянства управления.

Ключевые слова: бесщеточный синхронный генератор, оптимальное быстродействие, программа управления.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в составе наземных комплексов увеличивается число потребителей, предъявляющих повышенные требования к показателям качества электрической энергии. К числу таких потребителей относятся вычислительные системы, системы обработки данных, а также электрооборудование, обеспечивающее непрерывные технологические процессы. На качество функционирования данных потребителей особое влияние оказывают такие показатели качества электрической энергии, как длительность провала напряжения и длительность перенапряжения. Эти факторы могут привести к прерыванию работы потребителей или к их отказу. Провалы напряжения и перенапряжения относятся к электромагнитным помехам и оцениваются длительностью и величиной провала [1] (рис. 1).

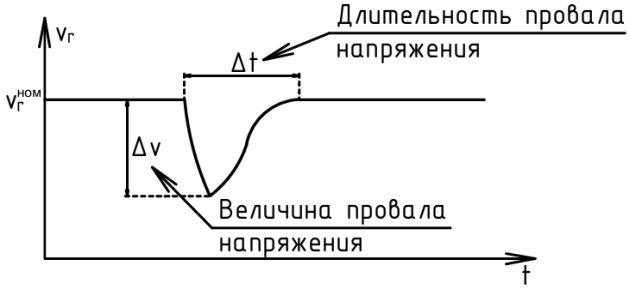


Рис. 1. Характеристики провала напряжения

При питании от системы автономного электроснабжения соизмеримость мощностей потребителей наземного комплекса и автономного источника электрической энергии – синхронного генератора (СГ) – приводит к возникновению переходных режимов, характеризующихся высокими значениями длительностей провалов напряжения и перенапряжений. Например, в системах гарантированного и бесперебойного электроснабжения СГ может мгновенно принимать всю нагрузку при отказе системы внешнего электроснабжения, что приводит к возникновению значительных по длительности и величине провалов напряжения. Дополнительным фактором снижения быстродействия является применение в качестве авто-

номных источников электрической энергии бесщеточных СГ (БСГ), представляющих собой объединение двух синхронных машин с бесконтактной передачей мощности.

Известно, что величина провалов напряжения и перенапряжений в основном зависит от параметров БСГ и подключаемой/отключаемой нагрузки, а также, что длительность провалов напряжения и перенапряжений зависит от используемого закона регулирования возбуждения [2]. В связи с этим задача разработки законов регулирования возбуждения, обеспечивающих минимизацию длительностей провалов напряжения и перенапряжений, является актуальной.

СИНТЕЗ ОПТИМАЛЬНОГО ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ УПРАВЛЕНИЯ БЕСЩЕТОЧНЫМ СИНХРОННЫМ ГЕНЕРАТОРОМ

Для решения задачи снижения длительностей провалов напряжения и перенапряжений предлагается для регулирования возбуждения БСГ применять оптимальное по быстродействию управление (ОБУ) [3].

В общем виде задача ОБУ может быть сформулирована следующим образом [4]: *с помощью допустимого управления перевести вектор состояния системы* $\mathbf{x}$ *из начального состояния* $\mathbf{x}^0$ *в конечное* $\mathbf{x}^{\text{уст}}$ *за наименьшее время* $t_f - t_0$. В формализованном виде задача будет иметь вид

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x},\mathbf{u}) \\ \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}^0, \mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}^{\text{уст}} \end{cases}, \quad \text{найти } \mathbf{u}(t) = \arg\min_{\mathbf{u}(t)\in U}(t_f - t_0) \tag{1}$$

где $\mathbf{u} \in U$ – вектор управления;

$\mathbf{f}(\mathbf{x},\mathbf{u})$ – правая часть системы дифференциальных уравнений;

$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}^0$ – начальное состояние системы;

$\mathbf{x}(t_f) = \mathbf{x}^{уст}$ – конечное (требуемое) состояние системы.

Однако аналитическое решение задачи (1) зачастую невозможно. В связи с этим для решения задач оптимального управления применяют различные численные методы, позволяющие получить решение с заданной точностью [5]. Необходимость применения численных методов усложняет задачу реализации оптимальных законов управления в масштабе реального времени ввиду высокой вычислительной сложности алгоритмов. В работе [6] авторами был предложен метод варьирования интервалов постоянства управления, позволяющий за достаточно малое число итераций получить решение задачи ОБУ в виде программного управления. Для реализации данного метода используется модель БСГ [7, 8]

$$\begin{cases} \dot{e}_f = -\dfrac{1}{T(e_f)} e_f + \dfrac{1}{T(e_f)} F\left(e_f, e_{\text{qв}}\right) \\ \dot{e}_{\text{qв}} = \dfrac{\dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} \left(B_{*1} - \dfrac{e_{\text{qв}}}{e_f} \dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_f}} \right) \left(e_f - F\left(e_f, e_{\text{qв}}\right)\right) - k_b x_{\text{dв}} B_{*1} e_f - e_{\text{qв}} + v_{\text{fв}}}{T_{\text{в}} \left(1 + k_b x'_{d\text{вэ}} \dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_f}} \right)} \\ v_g = k_{\text{н}} g(e_f) \end{cases}. \tag{2}$$

В этой модели используются следующие обозначения:

e_f, $e_{qв}$, v_g – э. д. с. возбуждения основного генератора, э. д. с. по поперечной оси якоря возбудителя и напряжение генератора соответственно, о. е.;

$T(e_f)$ – постоянная времени, $T(e_f) = T_{dэ}\left[\frac{x_{fs}}{x_f} + k_{н2}\frac{x_d - x'_{dэ}}{x_{ad}}\frac{dg}{du_{|u=e_f}}\right]$;

$g\left(e_f\right)$ – внешняя характеристика основного СГ, $g\left(e_f\right) = a_1\left(a_3 e_f - \sqrt{a_3^2 e_f^2 + a_4 e_f + a_2^2}\right)$;

$\frac{dg}{du_{|u=e_f}}$ – производная внешней характеристики основного СГ,

$$\frac{dg}{du_{|u=e_f}} = a_1\left(a_3 - \frac{2a_3^2 e_f + a_4}{2\sqrt{a_3^2 e_f^2 + a_4 e_f + a_2^2}}\right),$$

где $a_1 = \frac{1}{2k_{н1}k_{н2}}$, $a_2 = \mu k_{н2} + (1+\mu)k_{н1}$, $a_3 = k_{н2}$, $a_4 = 2\mu k_{н2}^2 - 2(1+\mu)k_{н1}k_{н2}$ – коэффициенты внешней характеристики основного СГ;

$k_{н0}$, $k_{н1}$, $k_{н2}$, $k_н$ – коэффициенты нагрузки,

$$k_{н0} = \frac{s_н v_н^{-2}\left(x_q\cos\varphi - r\sin\varphi\right)}{1 + s_н v_н^{-2}\left(x_q\sin\varphi + r\cos\varphi\right)},\ k_{н1} = x_{ad}s_н v_н^{-2}\left(\sin\varphi + \cos\varphi\cdot k_{н0}\right),$$

$$k_{н2} = 1 + s_н v_н^{-2}\left(r\cos\varphi + x_s\sin\varphi + \left(x_s\cos\varphi - r\sin\varphi\right)k_{н0}\right),\ k_н = \sqrt{1+k_{н0}^2};$$

$B_{*1}\left(u\right)$ – коэффициент связи между током возбудителя по продольной оси и током возбуждения основного генератора, $B_{*1}\left(u\right) = c_1\left(c_2 + c_3 u + \sqrt{c_4 u^2 + c_5 u + c_2^2}\right)$;

$\left.\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\right|_{u=\frac{e_{qв}}{e_f}}$ – производная коэффициента связи между током возбудителя по продольной оси и током возбуждения основного генератора,

$$\left.\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\right|_{u=\frac{e_{qв}}{e_f}} = c_1\left(c_3 + \frac{2c_4 u + c_5}{2\sqrt{c_4 u^2 + c_5 u + c_2^2}}\right);$$

c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 – коэффициенты в выражении для коэффициента связи,

$$c_1 = c_1 = \left(2\sqrt{3}U_б\left(\frac{x_{dв} - x_{qв}}{x_{ad}}\right)\frac{Z_{бв}}{Z_б}\right)^{-1},\ c_2 = 0,35U_б\frac{x_{dв} - x_{qв}}{\sqrt{2}\cdot x_{ad}}\frac{Z_{бв}}{Z_б},\ c_3 = -\sqrt{6}U_{бв},$$

$$c_4 = 6U_{бв}^2 + 4,2\sqrt{2}U_б U_{бв}\left(\frac{x_{dв} - x_{qв}}{x_{ad}}\right)\frac{Z_{бв}}{Z_б},\ c_5 = \frac{\sqrt{3}U_б\left(x_{dв} - x_{qв}\right)}{x_{ad}}\frac{Z_{бв}}{Z_б}\left(5,28U_б\frac{x_{qв}}{x_{ad}}\frac{Z_{бв}}{Z_б} - 0,7U_{бв}\right);$$

v_f – внешняя характеристика возбудителя в относительных единицах СГ $v_f = F\left(e_f, e_{qв}\right)$;

$v_{fв}$ – напряжение возбуждения возбудителя;

x_d, $x'_{dэ}$, x_{ad}, x_q, x_s, x_f, $x_{fв}$, $T_{dэ}$, r, $U_б$, $Z_б$, μ, $x_{dв}$, $x_{qв}$, $x'_{dвэ}$, $T_{в0}$, $U_{вб}$, $Z_{вб}$ – параметры бесщеточного синхронного генератора;

$s_н$, $\cos\varphi$ – параметры активно-индуктивной нагрузки.

Полученную систему дифференциальных уравнений (2), описывающих движение БСГ, можно представить в матричном виде

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{H}(\mathbf{x}, v_{\text{fв}}), \tag{3}$$

где $\mathbf{x} = \begin{pmatrix} e_{\text{f}} & e_{\text{qв}} \end{pmatrix}^T$ – вектор переменных состояния, а $\mathbf{H}(\mathbf{x}, v_{\text{fв}}) = \begin{pmatrix} H_1(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}) & H_2(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}, v_{\text{fв}}) \end{pmatrix}^T$;

$$H_1(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}) = -\frac{1}{T(e_f)} e_f + \frac{1}{T(e_f)} F\left(e_f, e_{\text{qв}}\right);$$

$$H_2(e_f, e_{q\text{в}}, v_{f\text{в}}) = \frac{\dfrac{k_b x'_{d\text{в}\text{э}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} \left(B_{*1} - \dfrac{e_{q\text{в}}}{e_f} \dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_f}} \right) \left(e_f - F\left(e_f, e_{q\text{в}}\right)\right) - k_b x_{d\text{в}} B_{*1} e_f - e_{\text{qв}} + v_{f\text{в}}}{T_{\text{в}} \left(1 + k_b x'_{d\text{в}\text{э}} \dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{q\text{в}}}{e_f}} \right)}.$$

Система (3) линейна относительно $v_{f\text{в}}$, и, значит, для нее верны следствия из принципа максимума Понтрягина [4], позволяющие однозначно определить вид ОБУ – программа управления вида

$$\begin{pmatrix} \mathbf{t} \\ \Theta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} t_1 & t_2 \\ \vartheta_1 & \vartheta_2 \end{pmatrix},$$

где t_1, t_2 – длительности интервалов постоянства управления (релейной форсировки и расфорсировки напряжения возбуждения возбудителя);

ϑ_1, ϑ_2 – значения управляющего воздействия на интервалах постоянства управления.

Для получения начального приближения к требуемым значениям длительностей интервалов постоянства управления используется решение задачи линейного быстродействия $\begin{pmatrix} t_1^{\text{Л}} & t_2^{\text{Л}} \end{pmatrix}$. Для сокращения вычислительных затрат в процессе управления необходимо на предварительном этапе определить выражения для матриц линеаризованной системы. Для этого правая часть системы нелинейных дифференциальных уравнений (3) заменяется многочленом Тейлора 1-го порядка вблизи точки установившегося режима $(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})$

$$\Delta\dot{\mathbf{x}} = A(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})\Delta\mathbf{x} + B(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})u, \tag{4}$$

где $A(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})$ – матрица линеаризованной системы дифференциальных уравнений,

$$A(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{\text{fв}}^{\text{уст}}) = \begin{pmatrix} \dfrac{\partial H_1(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}})}{\partial e_{\text{f}}} & \dfrac{\partial H_1(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}})}{\partial e_{\text{qв}}} \\ \dfrac{\partial H_2(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})}{\partial e_f} & \dfrac{\partial H_2(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})}{\partial e_{q\text{в}}} \end{pmatrix};$$

$\Delta\mathbf{x}$ – вектор переменных состояния в линеаризованной модели БСГ,

$$\Delta\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \Delta e_f & \Delta e_{\text{qв}} \end{pmatrix}^T;$$

$B(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})$ – матрица управления линеаризованной системы дифференциальных уравнений,

$$B(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}}) = \begin{pmatrix} 0 & \dfrac{\partial H_2(e_f^{\text{уст}}, e_{q\text{в}}^{\text{уст}}, v_{f\text{в}}^{\text{уст}})}{\partial v_{f\text{в}}} \end{pmatrix};$$

u – управляющее воздействие, $u = \Delta v_{\text{fв}}$.

Выражения для элементов матриц $A(e_{\text{f}}^{\text{уст}}, e_{\text{qв}}^{\text{уст}}, v_{\text{fв}}^{\text{уст}})$ и $B(e_{\text{f}}^{\text{уст}}, e_{\text{qв}}^{\text{уст}}, v_{\text{fв}}^{\text{уст}})$ имеют следующий вид:

$$\begin{cases}
\dfrac{\partial H_1(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}})}{\partial e_{\text{f}}} = \dfrac{1}{T^2(e_f)} \dfrac{\partial T(e_f)}{\partial e_f} \Big(F\left(e_f, e_{\text{qв}}\right) - e_f \Big) + \dfrac{1}{T(e_f)} \left(\dfrac{\partial F}{\partial e_{\text{f}}} - 1 \right) \\
\dfrac{\partial H_1(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}})}{\partial e_{\text{qв}}} = \dfrac{1}{T(e_f)} \dfrac{\partial F}{\partial e_{\text{qв}}} \\
\dfrac{\partial H_2(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}, v_{\text{fв}})}{\partial e_{\text{f}}} = \dfrac{H_2}{S_1} \dfrac{\partial S_1}{\partial e_{\text{f}}} - S_1 \left[- \left(\dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} \dfrac{\partial S_2}{\partial e_{\text{f}}} - \dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T^2(e_f)} \dfrac{\partial T(e_f)}{\partial e_f} S_2 + k_b x_{d\text{в}} \dfrac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}^2} \dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}} \right) e_{\text{f}} - \cdots \right. \\
\qquad \left. \cdots - \dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} S_2 + k_b x_{d\text{в}} B_{*1} - \dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T^2(e_f)} \dfrac{\partial T(e_f)}{\partial e_f} F S_2 + \dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} \left(F \dfrac{\partial S_2}{\partial e_f} + S_2 \dfrac{\partial F}{\partial e_f} \right) \right] \\
\dfrac{\partial H_2(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}, v_{\text{fв}})}{\partial e_{\text{qв}}} = \dfrac{H_2}{S_1} \dfrac{\partial S_1}{\partial e_{\text{qв}}} - S_1 \left[1 + \left(\dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} \dfrac{\partial S_2}{\partial e_{\text{qв}}} - k_b x_{d\text{в}} \dfrac{1}{e_{\text{f}}} \dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}} \right) e_{\text{f}} + \cdots \right. \\
\qquad \left. \cdots + \dfrac{k_b x'_{d\text{вэ}} T_{\text{в}}}{T(e_f)} \left(F \dfrac{\partial S_2}{\partial e_{\text{qв}}} + S_2 \dfrac{\partial F}{\partial e_{\text{qв}}} \right) \right] \\
\dfrac{\partial H_2(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}, v_{\text{fв}})}{\partial v_{\text{fв}}} = S_1 \left(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}} \right)
\end{cases} \tag{5}$$

где

$$\frac{\partial T(e_f)}{\partial e_f} = T_{d\text{э}} k_{\text{н2}} \frac{x_d - x'_{d\text{э}}}{x_{ad}} \frac{d^2 g}{du^2}_{|u=e_f}, \quad \frac{d^2 g}{du^2}_{|u=e_f} = a_1 \frac{4a_2^2 a_3^2 - a_4^2}{4\left(a_3^2 u^2 + a_4 u + a_2^2\right)^{\frac{3}{2}}};$$

$$\frac{\partial F}{\partial e_{\text{f}}} = \begin{cases}
\dfrac{3\sqrt{3}(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{\pi r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} S_2\left(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}\right) - \dfrac{3x_{q\text{в}}}{\pi r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} \\
\dfrac{3\sqrt{3}}{2\pi} \dfrac{\sqrt{3}\dfrac{(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} \left(\sqrt{6} \dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}} \dfrac{x_{ad}}{r_f} e_{q\text{в}} + \sqrt{3} \dfrac{(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} B_{*1} e_f \right) S_2\left(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}\right) - 4\left(\dfrac{x_{q\text{в}}}{r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} \right)^2 e_{\text{f}}}{\sqrt{\left(\sqrt{6} \dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}} \dfrac{x_{ad}}{r_f} e_{q\text{в}} + \sqrt{3} \dfrac{(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} B_{*1} e_f \right)^2 - \left(2 \dfrac{x_{q\text{в}}}{r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} e_f \right)^2}} \\
\dfrac{9(x_{d\text{в}} - x_{q\text{в}})}{\pi r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}} S_2\left(e_{\text{f}}, e_{\text{qв}}\right) - \dfrac{9x_{q\text{в}}}{\pi r_f} \dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}
\end{cases};$$

$$\frac{\partial F}{\partial e_{\text{qв}}}=\begin{cases}\dfrac{3\sqrt{6}}{\pi}\dfrac{x_{ad}}{r_f}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}+\dfrac{3\sqrt{3}(x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}})}{\pi r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}} \\ \dfrac{3\sqrt{3}}{2\pi}\dfrac{\left(\sqrt{6}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}\dfrac{x_{ad}}{r_f}e_{q\text{в}}+\sqrt{3}\dfrac{(x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}})}{r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}B_{*1}e_f\right)\left(\sqrt{6}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}\dfrac{x_{ad}}{r_f}+\sqrt{3}\dfrac{(x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}})}{r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}\right)}{\sqrt{\left(\sqrt{6}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}\dfrac{x_{ad}}{r_f}e_{q\text{в}}+\sqrt{3}\dfrac{(x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}})}{r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}B_{*1}e_f\right)^2-\left(2\dfrac{x_{q\text{в}}}{r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}e_f\right)^2}} \\ \dfrac{9\sqrt{2}}{\pi}\dfrac{x_{ad}}{r_f}\dfrac{U_{\text{бв}}}{U_{\text{б}}}+\dfrac{9(x_{d\text{в}}-x_{q\text{в}})}{\pi r_f}\dfrac{Z_{\text{бв}}}{Z_{\text{б}}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}\end{cases};$$

$$S_1\left(e_{\text{f}},e_{\text{qв}}\right)=\frac{1}{T_{\text{в}}\left(1+k_b x'_{d\text{вэ}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}\right)},\ S_2\left(e_{\text{f}},e_{\text{qв}}\right)=B_{*1}-\frac{e_{\text{qв}}}{e_f}\frac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}};$$

$$\frac{\partial S_1}{\partial e_{\text{f}}}=\frac{k_b x'_{d\text{вэ}}}{T_{\text{в}}}\frac{\dfrac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}^2}\dfrac{\partial^2 B_{*1}}{\partial u^2}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}}{\left(1+x'_{d\text{вэ}}k_b\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}\right)^2},\ \frac{\partial S_1}{\partial e_{\text{qв}}}=\frac{k_b x'_{d\text{вэ}}}{T_{\text{в}}}\frac{\dfrac{1}{e_{\text{f}}}\dfrac{\partial^2 B_{*1}}{\partial u^2}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}}{\left(1+k_b x'_{d\text{вэ}}\dfrac{\partial B_{*1}}{\partial u}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}\right)^2},\ \frac{\partial S_2}{\partial e_{\text{f}}}=\frac{e_{\text{qв}}^2}{e_{\text{f}}^3}\frac{\partial^2 B_{*1}}{\partial u^2}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}},$$

$$\frac{\partial S_2}{\partial e_{\text{qв}}}=-\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}^2}\frac{\partial^2 B_{*1}}{\partial u^2}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}},\ \frac{\partial^2 B_{*1}}{\partial u^2}\Big|_{u=\frac{e_{\text{qв}}}{e_{\text{f}}}}=\frac{a}{4}\frac{\left(df-2ec\right)u+2dg-fc}{\left(eu^2+fu+g\right)^2}.$$

Блок-схема метода варьирования интервалов постоянства управления, применительно к задаче ОБУ возбуждением БСГ, представлена на рис. 2.

Однако непосредственное применение решения задачи поиска оптимального по быстродействию управления системой (2) к регулированию возбуждения БСГ может привести к рассогласованию между требуемым и действительным значениями выходного напряжения основного генератора в конце процесса управления, что, в свою очередь, приводит к снижению быстродействия системы управления относительно предельно возможного. Это связано с рядом факторов, среди которых приближенность математической модели (2), связанная с рядом допущений, принятых при ее выводе, и зависимость параметров математической модели (2) от значения параметров нагрузки $s_{\text{н}}$ и $\cos\varphi$, которые изменяются в процессе управления. Эти же факторы приводят к неэффективности применения ОБУ при незначительном изменении параметров нагрузки, поэтому применение ОБУ без традиционного регулятора (например, ПИ-регулятора [3]) нецелесообразно.

В связи с вышесказанным предлагается ввести процедуру уточнения программы $\left(\mathbf{t}\quad\Theta\right)^T$ в процессе управления [3, 9]. Пересчет программы управления предлагается производить с фиксированным по величине интервалом τ_r, что позволяет разделить процесс управления на этапы (рис. 3).

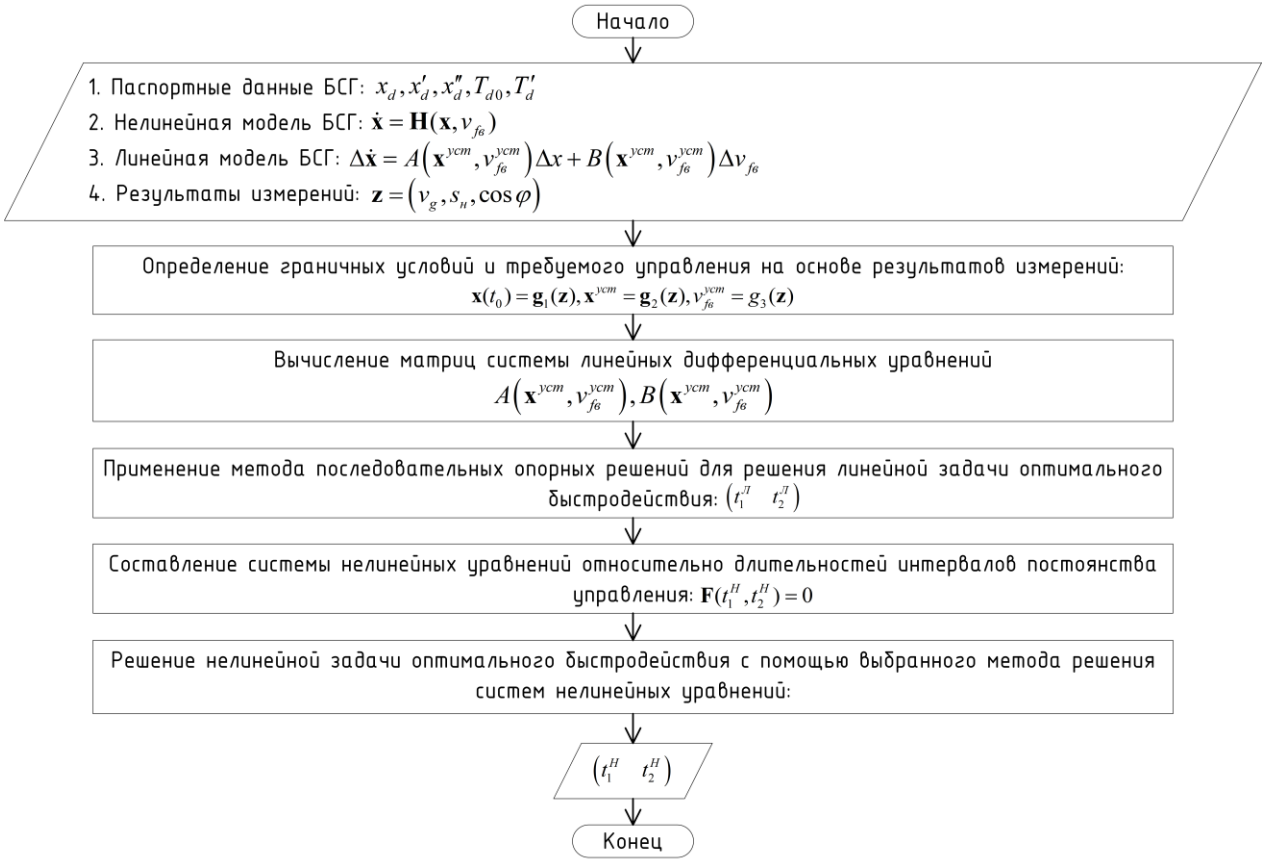


Рис. 2. Блок-схема метода варьирования интервалов постоянства управления применительно к задаче оптимального по быстродействию управления возбуждением БСГ

В первую очередь определяются значения управляющего воздействия на интервалах постоянства управления ϑ_1, ϑ_2. Очередность применения форсировки $v_{fв}^{\max}$ и расфорсировки $v_{fв}^{\min}$ напряжения возбуждения синхронного возбудителя определяется знаком первоначального отклонения выходного напряжения основного генератора Δv_g.

Одновременно с применением управления на каждом этапе производится расчет программы управления $\left(\mathbf{t}^{(j)} \quad \Theta\right)^T$, где j – номер этапа пересчета. Однако полученное решение корректируется с учетом того, что программа $\left(\mathbf{t}^{(j)} \quad \Theta\right)^T$ получена на момент времени $j\tau_r$, а рассчитана для момента времени $(j-1)\tau_r$. При этом на первом этапе управлением является ϑ_1 в течение интервала пересчета τ_r.

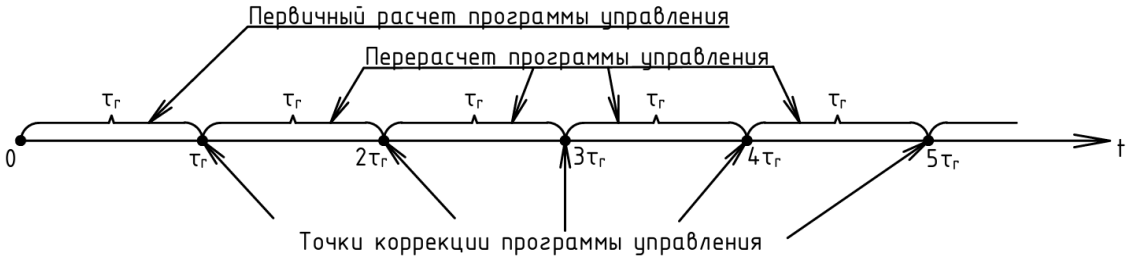


Рис. 3. Процесс управления, разделенный на этапы пересчета программы управления

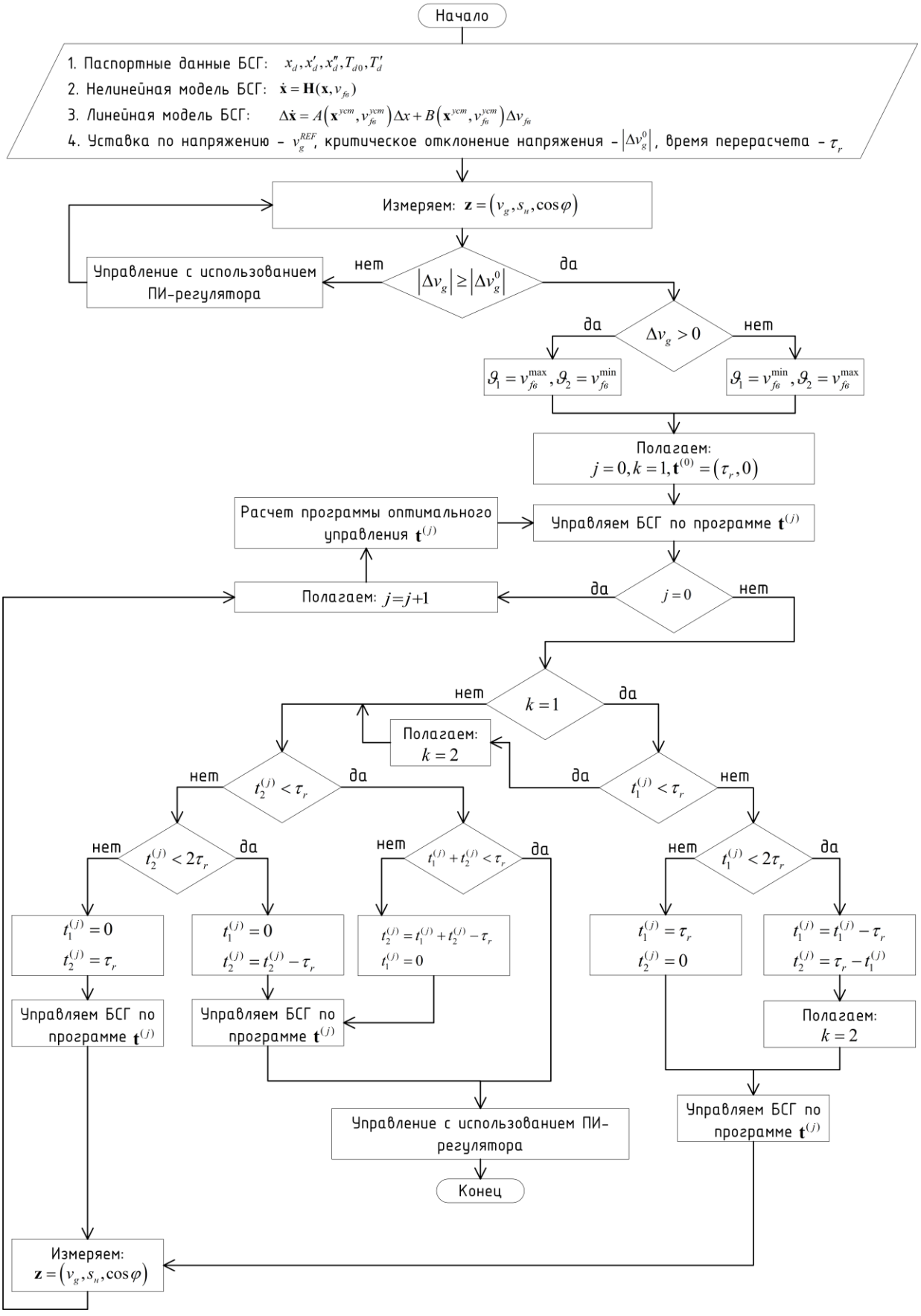


Рис. 4. Блок-схема методики определения оптимального по быстродействию управления возбуждением бесщеточного синхронного генератора

В статье [9] предложен пересчет программы $(\mathbf{t} \quad \Theta)^T$ только в процессе движения системы на первом интервале постоянства управления. В данной работе предлагается производить коррекцию на обоих интервалах. Для этого необходимо искусственно обнулять длительность первого интервала постоянства управления в программе управления при движении системы на втором интервале. Это, в свою очередь, приводит к тому, что системы уравнений относительно длительностей интервалов, используемые в методе варьирования интервалов постоянства управления [6], являются переопределенными и метод Ньютона не может быть использован для построения итерационной процедуры.

Для корректного пересчета на втором интервале постоянства предлагается использовать метод Левенберга – Марквардта [10].

Значение времени пересчета τ_r должно выбираться таким образом, чтобы обеспечить возможность вычисления оптимальной программы внутри одного этапа. В связи с тем, что в процессе пересчета вычислительная сложность задачи снижается [в основном это связано с уменьшением интервала интегрирования системы (2)], допустимые значения величины τ_r необходимо определять из следующего условия: время, затрачиваемое на решение задачи оптимального быстродействия на первом этапе, меньше τ_r.

Блок-схема методики определения оптимального по быстродействию управления с введенной процедурой уточнения программы $(\mathbf{t} \quad \Theta)^T$ представлена на рис. 4.

АПРОБАЦИЯ МЕТОДИКИ ОПТИМАЛЬНОГО ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗБУЖДЕНИЕМ БЕСЩЕТОЧНОГО СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА

В качестве примера рассмотрим процесс наброса 100% активно-индуктивной нагрузки с коэффициентом мощности $\cos\varphi = 0{,}8$ на бесщеточный синхронный генератор с параметрами: $x_d = 1{,}353$ 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., $U_б = 400$ В, $I_б = 1800$ А, $\mu = 0{,}45$ (параметр μ был получен в результате аппроксимации табличной зависимости х.х.х. синхронного генератора), $x_{dв} = 0{,}23$ о. е., $x'_{dв} = 0{,}1584$ о. е., $x''_{dв} = 0{,}095$ о. е., $x_{qв} = 0{,}12$ о. е., $x_{sв} = 0{,}05$ о. е., $T_{в0} = 0{,}343$ с, $T''_в = 0{,}0014$ с, $U_{вб} = 65$ В, $Z_{вб} = 0{,}0454$ Ом.

Недостающие для моделей параметры определялись на основании соотношений, полученных в работе [2].

Моделирование проводилось в программной среде MATLAB. Среднее время расчета программы управления на компьютере с 8-ядерным процессором, имеющим 3,8 ГГц и 32 Гб оперативной памяти, составило порядка 0,004 с. Так как вычислительные возможности современных цифровых регуляторов возбуждения обычно существенно ниже, величина времени пересчета τ_r была принята равной 0,1.

Результаты применения методики по этапам пересчета приведены в табл. 1.

Таблица 1

Этапы пересчета программы оптимального по быстродействию управления возбуждением бесщеточного синхронного генератора

Этап пересчета j	Мгновенные значения параметров нагрузки и генератора $\left(v_g,\ s_{\text{н}},\ \cos\varphi\right)$, о. е.	Краевые условия для задачи оптимального быстродействия, о. е.		Решение линейной задачи $\left(t_1^{\text{Л}}\quad t_2^{\text{Л}}\right)$, с	Решение нелинейной задачи $\left(t_1^{\text{Н}}\quad t_2^{\text{Н}}\right)$, с	Реальная программа управления $\left(t_1^{\text{Р}}\quad t_2^{\text{Р}}\right)$, с
		$\begin{pmatrix} e_f^0 \\ e_{q\text{в}}^0 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} e_f^T \\ e_{q\text{в}}^T \end{pmatrix}$			
1	$\left(0,8\ 0,36\ 0,98\right)$	$\begin{pmatrix} 0,81 \\ 0,28 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 1,15 \\ 0,32 \end{pmatrix}$	$\left(0,215\quad 0,21\right)$	$\left(0,246\quad 0,218\right)$	$\left(0,1\quad 0\right)$
2	$\left(0,96\ 0,94\ 0,86\right)$	$\begin{pmatrix} 1,83 \\ 0,44 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 1,89 \\ 0,53 \end{pmatrix}$	$\left(0,17\quad 0,063\right)$	$\left(0,17\quad 0,063\right)$	$\left(0,2\quad 0\right)$
3	$\left(0,98\ 0,97\ 0,82\right)$	$\begin{pmatrix} 1,87 \\ 0,57 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 1,9 \\ 0,53 \end{pmatrix}$	$\left(0,02\quad 0,018\right)$	$\left(0,035\quad 0,042\right)$	$\left(0,27\quad 0,03\right)$
4	$\left(1\ 1\ 0,8\right)$	-	-	-	-	$\left(0,27\quad 0,072\right)$

График напряжения БСГ при использовании предложенной методики представлен на рис. 5.

Представляет интерес также исследование влияния длительности интервала пересчета τ_r на точность программного управления. Результаты представлены в табл. 2.

Таблица 2

Влияние величины времени пересчета на точность управления

Время пересчета τ_r, с	Число этапов пересчета в процессе управления	Значение напряжения генератора в конце процесса управления, о. е.	Реальная программа управления $\left(t_1^{\text{Р}}\quad t_2^{\text{Р}}\right)$, с
0,2	2	0,981	$\left(0,246\quad 0,196\right)$
0,15	2	0,996	$\left(0,246\quad 0,107\right)$
0,1	3	0,997	$\left(0,27\quad 0,072\right)$
0,05	5	0,989	$\left(0,25\quad 0,042\right)$
0,02	14	0,995	$\left(0,249\quad 0,07\right)$
0,01	30	0,998	$\left(0,256\quad 0,058\right)$

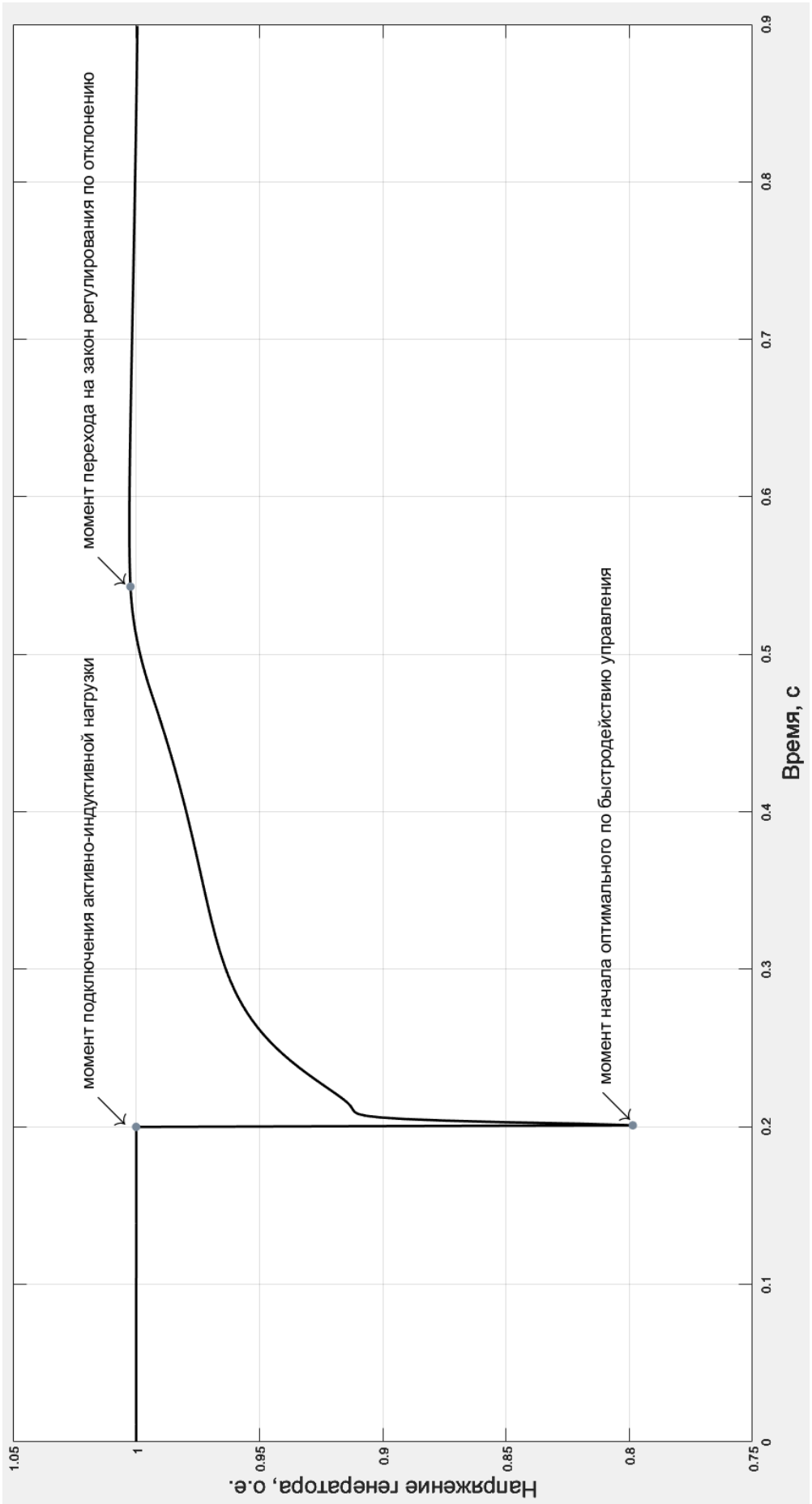


Рис. 5. График изменения напряжения БСГ при набросе 100% активно-индуктивной нагрузки с использованием разработанной методики оптимального по быстродействию управления возбуждением

Сравнительно незначительное влияние величины времени пересчета на точность управления при использовании предложенной логики процедуры пересчета программы управления и коррекции интервалов постоянства управления [3] объясняется достаточно высоким объемом предварительных расчетов и, кроме того, отсутствием необходимости интегрировать П-систему [5], так как сопряженные переменные вовсе не используются при поиске оптимального управления. Это в совокупности делает возможным снижение объема вычислений в процессе управления, что позволяет использовать предельные значения τ_r, тем самым снижая требования к вычислительным возможностям вычислительного устройства в составе регулятора возбуждения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение разработанной методики позволяет обеспечить квазиоптимальную длительность переходных процессов в системе автономного электроснабжения при значительном изменении нагрузки за счет применения оптимального по быстродействию управления. Высокая точность, достигаемая посредством итерационной процедуры пересчета программы управления, позволяет осуществлять практически безударный переход к традиционному закону регулирования по завершении процесса управления.

Вместе с тем существенным достоинством разработанной методики является низкая вычислительная сложность расчетов в процессе управления, что позволит снизить требования к вычислительной мощности цифровых регуляторов возбуждения и применить оптимальное по быстродействию управление в масштабе реального времени.

Список использованных источников

1. ГОСТ 13244–2013. Электрическая энергия. Совместимость технических средств электромагнитная. Нормы качества электрической энергии в системах электроснабжения общего назначения : введ. 2014-07-01. – М. : Стандартинформ, 2014. – 19 с.

2. *Токарев Л. Н.* Математическое описание, расчет и моделирование физических процессов в судовых электростанциях – Л. : Судостроение, 1980. – 119 с.

3. Пат. № 2837996 Российская Федерация, МПК H02P 9/10 (2006.01). Способ регулирования возбуждения бесщеточного синхронного генератора / Хомич И. В., Карагодин В. В., Рыбаков Д. В., Камчалов С. С., Горин В. А.; заявитель и патентообладатель Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского. – № 2024121181; заявл. 24.07.2024; опубл. 08.04.2025, Бюл. № 10. – 2 с.

4. *Болтянский В. Г.* Математические методы оптимального управления. – М. : Наука, 1969. – 409 с.

5. *Моисеев Н. Н.* Численные методы в теории оптимальных систем. – М. : Наука, 1971. – 428 с.

6. *Karagodin V. V., Gorin V. A. , Khomich I. V.* A modified numerical calculation method for the response rate optimal control of non-linear dynamic objects of a special type // AIP Conference Proceedings, 13 October 2023. – 2023. – Vol. 2910 (1). – URL: https://dpi.org/10.1063/5.0166555 (дата обращения: 05.03.2025).

7. *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.

8. *Карагодин В. В., Горин В. А., Хомич И. В.* Построение и расчет математической модели бесщеточного синхронного генератора для исследования режимов в системах автономно-

го электроснабжения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 681. – С. 54–63.

9. *Карагодин В. В., Горин В. А.* Способ повышения точности оптимального программного управления динамическими объектами при неточном знании их параметров // Труды Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы улучшения тактико-технических характеристик ракетно-космической техники, ее создания, испытаний и эксплуатации». – 2013. – С. 512–515.

10. *Marquardt D. W.* An Algorithm for Least-Squares Estimation of Nonlinear Parameters // SIAM Journal on Applied Mathematics. – June 1963. – Vol. 11 (2). – P. 431–441.

В. В. Козлов,
доктор технических наук, профессор;
А. В. Лагун,
кандидат технических наук, доцент;
А. Д. Сыров

МЕТОДИКА ПРИМЕНЕНИЯ ДВУХФАЗНЫХ СРЕД ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ЕГО ФУНКЦИОНИРОВАНИИ

В работе рассмотрен вопрос применения защитных экранов, состоящих из двухфазных сред, для ликвидации и снижения последствий в случаях возникновения различного типа аварий при функционировании ракетно-космического комплекса. Описан процесс, позволяющий оценить построение необходимой двухфазной среды и ее взаимодействие с возникающим деструктивным фактором.

Ключевые слова: защищенность, безопасность, ракетно-космический комплекс, авария.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ мероприятий и оборудования, обеспечивающего безопасность выполнения работ на ракетно-космическом комплексе, показывает, что системы, обеспечивающие защищенность элементов ракетно-космического комплекса и входящие в его состав, в настоящее время рассматриваются исходя из выполнения ими задач, которые решаются при осуществлении технологического процесса подготовки к пуску ракеты. При проектировании ракетно-космического комплекса учитываются различные задачи, решаемые им при функционировании. К таким задачам относятся как организационные, так и методические, а также правовые, квалификационные, технические и функциональные задачи. К сожалению, решение указанных задач существующими средствами не позволяет в полной мере обеспечить необходимый уровень защищенности элементов ракетно-космического комплекса (РКК). Необходимость повышения защищенности РКК в процессе функционирования обусловлена фактической существующей «нулевой» защищенностью его структурных элементов от воздействия следующих факторов:

1) РКК в целом – от воздействия:
– кинетического;
– ударно-волнового;
– внешнего деструктивного;
2) пускового оборудования (ПО) – от воздействия:
– акустического излучения;
– теплового нагружения, влияющего на долговечность ПО;
– кинематической неопределенности пуска;
3) агрегатов обслуживания – от воздействия незащищенности личного состава, возникающей, как следствие, в результате аварийных пожаров и взрывов;
4) систем пожаротушения – от воздействия:
– большой инерционности;
– больших расходов рабочего тела при низкой дисперсности водяного потока;
5) систем пожаротушения – от воздействия:
– низких расходов тушившего вещества;
– большой инерционности;
6) систем газоснабжения от воздействия – от воздействия большой инерционности;

7) систем нейтрализации от воздействия:

– большой инерционности;

– ограниченности дислокации (применения).

Основными проблемами при осуществлении мероприятий, обеспечивающих защищенность РКК, можно считать следующие:

– для приведения в соответствие мощности (энергоемкости) потенциальных аварийных ситуаций следует искать адекватные способы аккумуляции и высвобождения адекватных по мощности средств ликвидации опасных ситуаций;

– нетрадиционные системы должны иметь минимальную оперативность приведения в рабочее состояние и высокую оперативность применения;

– создание специальных наземных комплексов, а не общепромышленных систем, учитывающих масштабность и характерные параметры аварийных ситуаций на РКК.

Работа нетрадиционных систем обеспечения защищенности должна быть органично включена в штатную работу технологического оборудования (рис. 1):

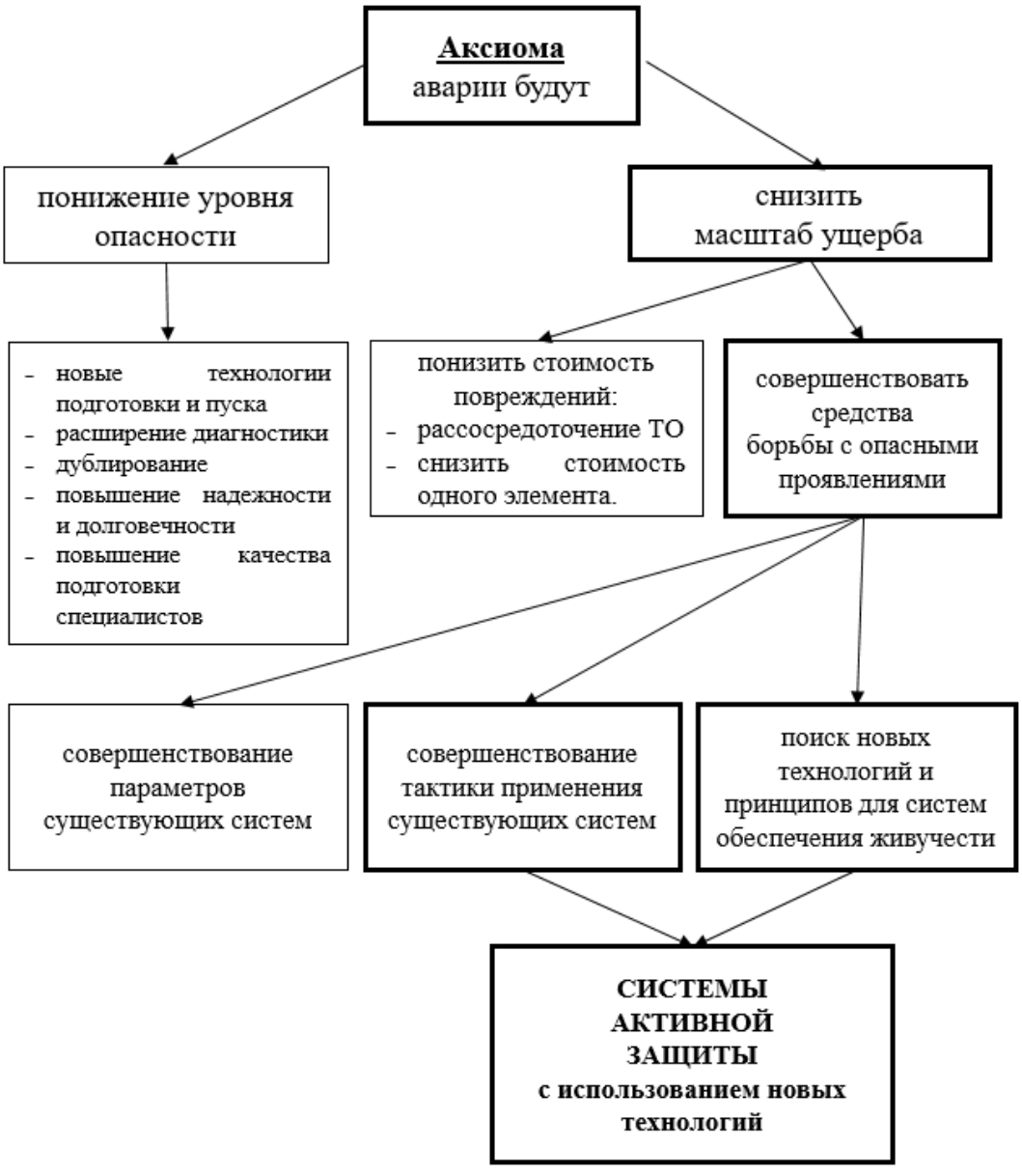


Рис. 1. Структурно-логическая схема недопущения аварии

– в снижение уровня «штатных» режимных параметров выполнения технологических операций по подготовке и пуску;

– в создание вокруг функционирующих опасных объектов искусственной среды, флегматизирующей процессы возникновения и развития опасных ситуаций.

Способы применения активных систем защиты широко используются для повышения защищенности сложных систем. Одним из таких способов является применение дисперсных аэрозольных образований, состоящих из двухфазной среды.

ОСНОВЫ ДИНАМИКИ ДВУХФАЗНЫХ СРЕД

В результате использования вербального подхода к поиску новых принципов и способов создания активных систем защиты для обеспечения защищенности можно сформулировать следующие принципиальные положения:

1. Для применения в системах обеспечения защищенности наиболее приемлемой является искусственная смесь нескольких фаз, достаточных для решения задачи по ликвидации очага опасности в комплексе: твердой (дискретной, сыпучей), жидкой (капельно-аэрозольной) и газообразной. При этом физико-химические, теплофизические и дисперсные характеристики дисперсной компоненты могут варьироваться так же, как и свойства газовой компоненты.

2. В качестве средства доставки и управляемого формирования параметров искусственной среды в очаге опасности целесообразно использовать принцип ударной трубы.

Устройство на основе ударной трубы относительно просто по своей структуре, дешево и обеспечивает практически мгновенное создание мощных (заданных по расходу и скорости движения) течений двухфазных сред (рис. 2) [1]. Системы, работающие по этому принципу, могут быть заблаговременно подготовлены к применению. Они удачно вписываются в инфраструктуры технологического оборудования стартового комплекса (ТО СК) и могут иметь все необходимые энергетические, кинематические и дисперсные характеристики.

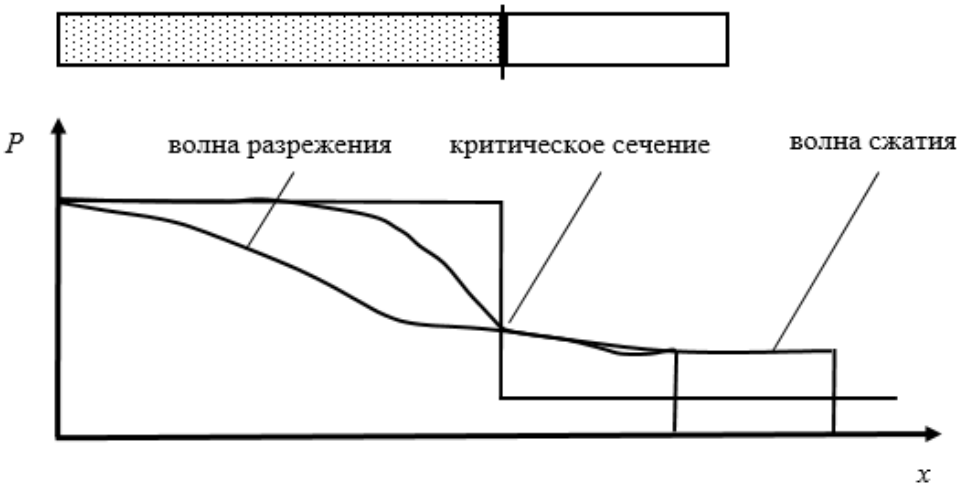


Рис. 2. Зависимость давления двухфазной среды от длины в ударной трубе

Создание искусственной среды для защитного экрана может быть выполнено в схемах выброса различных наполнителей, представленных на рис. 3.

Все рассмотренные варианты могут быть использованы в различных системах безопасности, отвечающих за защищенность комплекса:

выброс газа – в системах пожарной защиты, системах нейтрализации;

выброс воды – в системе подачи воды, пожарной защиты и в системах нейтрализации;

выброс сыпучих наполнителей – в системе пожарной защиты, системах нейтрализации и системах активной защиты от кинетического оружия в виде объемных завес; для создания площадных навалов;

выброс связных сред – для оперативного развертывания мягких каналов с целью подачи жидкости в очаг пожара;

выброс, включенных в среду тел, – для доставки разбивающихся капсул, пробивания стен зданий и сооружений, в которых возникает аварийная ситуация; выдвижения телескопических каналов; создания эруптивных приводов с целью перемещения значительных по весу защитных устройств.

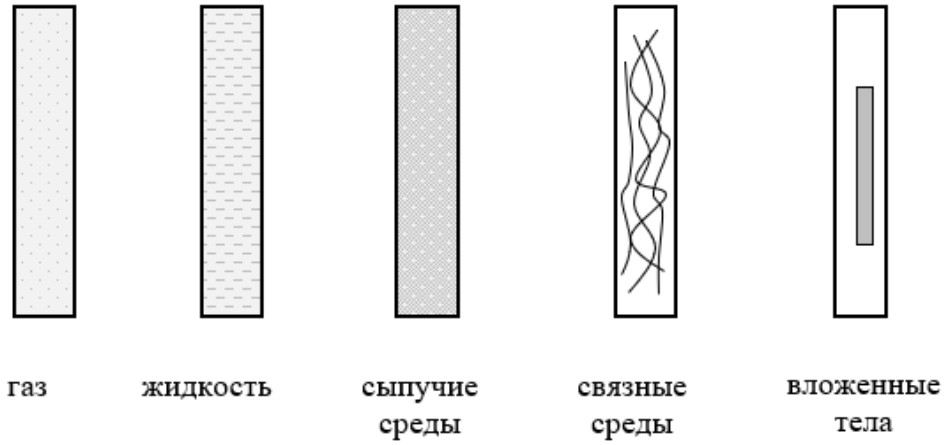


Рис. 3. Схемы выброса различных наполнений

Использование нестационарного выброса двухфазных сред позволяет успешно решить проблемы защищенности РКК. Системы, основанные на этом принципе, могут решать задачи по снижению штатных нагрузок, тем самым они могут активно влиять на предотвращение и развитие аварийных ситуаций.

Эксперименты показывают, что двухфазная среда во время ее перемещения (стационарные системы порошкового тушения и нестационарные выбросы из каналов) имеет проявления, сходные с газами. Вследствие этого создается модель для описания этой среды в виде «тяжелого» газа [2]. Такая модель является моделью первого приближения, поскольку газовая фаза и наполнитель имеют существенные различия по размерам элементарных континуумов, ее составляющих.

Адекватной в полной мере является гетерогенная модель, в которой описываются движения и превращения каждой фазы отдельно и имеются уравнения для описания взаимодействию фаз между собой.

С целью исследования и описания режимных параметров нестационарного движения двухфазных сред для построения экрана необходимы соответствующий физический образ этого явления и математическая модель.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НЕСТАЦИОНАРНОГО ДВИЖЕНИЯ ДВУХФАЗНЫХ СРЕД

Общность процессов движения двухфазных сред, которые следует описывать для новых систем, при условии, что принята физическая модель «тяжелого» газа (гомогенная модель), начинается с математической записи уравнений сохранения массы, импульса и энергии [3]

$$\begin{cases} \dfrac{\partial \rho}{\partial t} = -\dfrac{\partial \rho u}{\partial x} \\ \dfrac{\partial \rho u}{\partial t} = -\dfrac{\partial \left(\rho u^2 + P\right)}{\partial x} \\ \dfrac{\partial \rho e}{\partial t} = -\dfrac{\partial \left(\rho u e + P u\right)}{\partial t} \end{cases}.$$

Для составления полной модели необходимо выразить все использованные в ней параметры с помощью известных величин. К числу таких параметров следует отнести и те, которые будут использованы в уравнении состояния для каждой из фаз, а именно: ρ – плотность фаз, u – скорость скольжения, e – удельная энергия, P – давление и T – температура.

Общая идея гомогенного газа сводится к размазыванию свойств обеих фаз по объему (элементарному). Используем следующие обозначения.

Введем индексы для фаз и их состояний:

«0» – для начального состояния (покоя);

«1» – для порового газа;

«2» – для твердой фазы.

Введем также и следующие допущения:

1. Скольжение фаз отсутствует. Эксперименты показывают, что для давления порядка 1–2 МПа скорость скольжения будет Δu = 5÷7 м/с при общей скорости движения 40–100 м/с.

Следовательно,

$$u_1 = u_2 = u.$$

2. Твердая фаза не участвует в формировании давления. Это допущение работает для процессов разряжения (выброса). При торможении должна быть использована модель столкновения

$$P_1 = P, \;\; P_2 = 0.$$

Плотность гомогенной среды может быть введена соотношением, учитывающим плотности фаз через весовые коэффициенты a и b,

$$\rho = a\rho_1 + b\rho_2 \text{ при } (a + b = 1)$$

Цена за такое объединение – введение новой переменной П, именуемой пористостью.

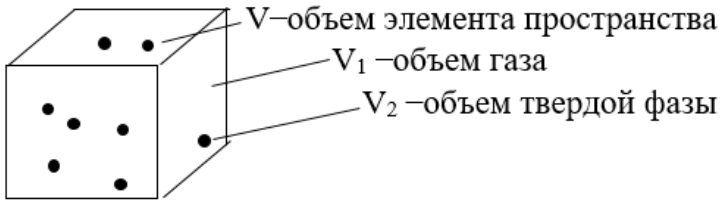


Рис. 4. Пористость двухфазной среды

Исходя из того, что пористость вводится соотношениями:

$$\text{П} = \frac{V_1}{V},$$

$$(1 - \text{П}) = \frac{V_2}{V},$$

для твердой фазы

$$0 \le \Pi \le 1,$$

для газа

$$\Pi = a,$$

$$(1 - \Pi) = b.$$

Также, как и для ρ, u, e, P, T ,

$$\Pi = \Pi(x, t).$$

Тогда

$$\rho = \Pi\rho_1 + (1 - \Pi)\rho_2.$$

Поскольку вводится новый параметр, то необходимо уравнение для его определения.

Пусть ρ_0, m_0, V_0 – начальные параметры, а ρ , m, V – текущие параметры. Тогда

$$\rho_0 = \frac{m_0}{V_0}, \ \rho = \frac{m}{V},$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{m_0 V}{V_0 m} = \frac{V}{V_0},$$

так как $\frac{m_0}{m} = 1$.

Следовательно,

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{V}{V_0} = \frac{VV_2}{V_0V_2} = \frac{1 - \Pi_0}{1 - \Pi},$$

откуда получим:

$$\rho_0(1 - \Pi) = \rho(1 - \Pi_0),$$

$$\Pi = 1 - (1 - \Pi_0)\frac{\rho}{\rho_0}.$$

Значение Π_0 легко определяется экспериментально. Для насыпных песков Π_0 = 0,47. Шары одинакового диаметра имеют пористость Π_0 = 0,5.

Уравнение для определения относительной энергии может быть получено из закона сохранения энергии:

$$\rho e = \rho_1 e_1 \Pi + \rho_2 e_2 (1 - \Pi),$$

где

$$e_1 = cVT_1 + \frac{u^2}{2},$$

$$e_1 = c_2 T_{2.}$$

Тогда

$$e = \frac{\rho_1 e_1 \Pi + \rho_2 e_2 (1 - \Pi).}{\rho}$$

Поскольку

$$e = U + \frac{u^2}{2} = \frac{u^2}{2} + i - \frac{P}{\rho} = \frac{u^2}{2} + \frac{kP}{(k-1)\rho} - \frac{P}{\rho},$$

$$e = \frac{u^2}{2} + \frac{P}{\rho}\left(\frac{1}{k-1}\right),$$

то можно записать уравнение состояния для гомогенного газа следующим образом:

$$P = \left(\rho e - \frac{\rho u^2}{2}\right)(k-1)$$

Для описания термодинамических процессов в сложной среде необходимо решить задачу о тепловом взаимодействии фаз.

Для газа известно изоэнтропическое соотношение

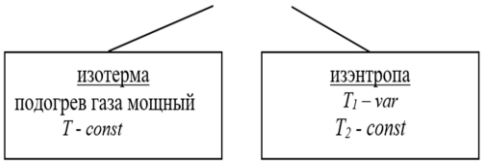
$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho_1}{(\rho_1)_0}\right)^{k_1},$$

где k_1 – показатель адиабаты газа.

Поскольку твердая фаза аккумулирует в себе большое количество тепла, которое в процессе расширения газа (при выбросе) будет отдаваться к газу, то

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho_1}{(\rho_1)_0}\right)^{k},$$

$$1 \le k \le 1{,}4$$



Известно, что для «чистого» газа

$$R_1 = c_1(k_1 - 1), \qquad k_1 = \frac{c_1 + R}{c_1}.$$

По аналогии для гомогенного газа

$$k = \frac{c + R}{c}.$$

По условию теплового баланса можно вычислить приведенную теплоемкость:

$$\rho c = \rho_1 c_1 \Pi + \rho_2 c_2 (1 - \Pi),$$

откуда

$$c = \frac{\rho_1 c_1 \Pi + \rho_2 c (1 - \Pi)}{\rho}.$$

Из соотношения

$$P = \rho_1 R_1 T = \frac{\rho_1 R_1}{\rho} \rho T = \left(\frac{\rho_1 R_1}{\rho}\right) \rho T$$

можно доказать, что

$$\frac{\rho_1 R_1}{\rho} = \text{const}.$$

Отсюда можно получить

$$R = R_1 \frac{\rho_1}{\rho}$$

Еще одним важным параметром «тяжелого» газа является скорость распространения возмущений.

Классическое определение для обычных газов основано на соотношении

$$^2 = \frac{\partial P}{\partial \rho}.$$

При условии изэнтропичности для чистого газа

$$\frac{P}{(P_1)_0} = \left(\frac{\rho_1}{(\rho_1)_0}\right)^{k_1}.$$

Скорость распространения возмущений по газу определяется известным соотношением

$$^2 = k_1 R_1 T = k_1 \frac{P_1}{\rho_1}.$$

Для чистого газа в нормальных условиях a_1 = 340 м/с. Для твердой фазы, например для речного песка (гранита), a_2 = 5000 м/с.

На первый взгляд, для смеси этих фаз численное значение скорости распространения возмущений в «тяжелом» газе возникает величина, равная средневзвешенному значению a_1 и a_2, т. е. порядка 1000 м/с.

Для «тяжелого» газа скорость распространения возмущений также основана на понятии баротропности, т. е. возможности получения выражения

$$\rho = \rho(P).$$

Такое соотношение можно получить только для порового газа

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho_1}{(\rho_1)_0}\right)^k.$$

Используя соотношения

$$\left.\begin{aligned} \Pi &= 1 - (1 - \Pi_0)\frac{\rho}{\rho_0} \\ \rho &= \rho_1 \Pi + \rho_2 (1 - \Pi) \end{aligned}\right\} \Rightarrow \frac{\rho_1}{(\rho_1)_0} = \frac{\rho \Pi_0}{\rho_0 \Pi}.$$

Для порового газа можно записать:

$$\frac{P}{(P)_0} = \left(\frac{\rho \Pi_0}{\rho_0 \Pi}\right)^k \Rightarrow P = P_0 \left[\frac{\rho \Pi_0}{\rho_0 - (1 - \Pi)\rho}\right]^k.$$

Тогда

$$^2 = \frac{dP}{d\rho} = \frac{d}{d\rho}\left\{P_0 \left[\frac{\rho \Pi_0}{\rho_0 - (1 - \Pi)\rho}\right]^k\right\} = \cdots = k\frac{P}{\rho \Pi}.$$

Это «удивительное» свойство «тяжелого» газа, когда скорость распространения возмущений основывается на понятии баротропности, может быть успешно использовано во многих процессах. Например, для систем подачи воды при пуске РКН. Акустическая жесткость двухфазной среды очень высока и рассчитывается по выражению

$$z = a\rho,$$

для чистого газа

$$z_1 = \ _1\rho_1 \approx 425 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

а для двухфазной среды

$$z = a\rho \approx 13000 \text{ м/с}.$$

Отсюда при постановке защиты из двухфазной среды коэффициент отражения будет следующим:

– по давлению

$$k_p = \frac{z - z_1}{z + z_1} = 0{,}93;$$

– по энергии

– $k_j = 1 - k_p^2 = 0{,}14.$

Для такой завесы при пуске РКН ослабление акустического излучения может быть оценено по соотношению

$$\Delta L = 10 \lg \frac{1}{k_j} \approx 9 \text{ дб.}$$

При оценивании параметров (расход $G_{кр}$ и скорость $u_{кр}$) движения нестационарного выброса, используемого в системах нейтрализации или пожаротушения для гомогенной модели, удается получить аналитические соотношения для критических параметров:

$$u_{кр} = \frac{2}{k-1}(a_0 П_0 - aП),$$

$$\rho_{кр} = 0{,}48\rho_0,$$

$$G_{кр} = u_{кр}\rho_{кр}F_{канала.}$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, создана гетерогенная модель двухфазной среды, в которой описываются движение и превращения каждой фазы отдельно и имеются уравнения для описания взаимодействия фаз между собой.

Данные результаты могут быть использованы при создании пространственно-временных двухфазных образований для постановки защитных экранов и проведения численного моделирования, позволяющего решить задачу описания процесса формирования таких экранов для обеспечения защищенности элементов РКК при необходимости снизить уровень опасности и ущерба во время возникновения аварии, а также для формирования облика системы, обеспечивающей защищенность РКК во время функционирования.

Список использованных источников

1. Методика обоснования генераторов заградительных дисперсных образований от воздействия факторов различной физической природы / А. В. Лагун [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 671. – С. 296–303.

2. *Лагун А. В., Козлов В. В., Казахов Б. Д.* Обоснование показателей для оценки результативности функционирования системы защиты ракетно-космического комплекса в условиях внешнего деструктивного воздействия // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 36–44.

3. Особенности математического моделирования динамики образования и развития заградительного дисперсного образования / А. В. Лагун [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 672. – С. 188–195.

А. В. Лагун,
кандидат технических наук, доцент;
С. Л. Рожковский;
В. В. Салов,
доктор технических наук, доцент;
А. Ю. Хасанов
кандидат технических наук

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КОСМОДРОМОВ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО РАЗВЕРТЫВАНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Разработана математическая модель применения ракетно-космических комплексов космодромов для развертывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов. С учетом разработанной модели представлен порядок расчета эффективности применения ракетно-космических комплексов космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов.

Ключевые слова: эффективность применения, ракетно-космические комплексы, малый космический аппарат, многоспутниковая орбитальная группировка, ракетно-космический комплекс, космодром.

ВВЕДЕНИЕ

Построение космической системы любого уровня и различного назначения связано с необходимостью эксплуатации орбитальных технических средств (ОТС) и наземных технических средств (НТС).

Причем ОТС объединены в орбитальную группировку (ОГ) космических аппаратов (КА), выполняющих свою задачу непосредственно на орбите, а НТС создают условия для запуска КА, вывода их на целевую орбиту, контроля состояния КА и выполнения задачи возвращения КА или его элементов, а также поиска КА после возвращения их на Землю [1].

Структура указанных задач может быть сформулирована с использованием ГОСТ Р 53802-2010 «Системы и комплексы космические. Термины и определения», а порядок их выполнения определен руководящим документом ОТТ КС-88.

Вместе с тем непосредственно выполняющие задачи подготовки запуска КА и своевременного восполнения орбитальной группировки ракетно-космические комплексы (РКК) также имеют свою структуру, определенную ГОСТ Р 53802-2010. В данном документе указано, что РКК – совокупность ракеты или ракеты космического назначения (РКН) с функционально взаимосвязанными техническими средствами и сооружениями, предназначенными для обеспечения транспортировки, хранения, приведения в готовность и содержания в готовности технического оборудования, подготовки, пуска и контроля полета РКН на участке выведения.

В статье рассмотрены только стационарные открытые космические комплексы, с помощью которых в современных условиях можно оперативно осуществить развертывание и восполнение ОГ малых КА, в том числе и многоспутниковой.

Любая ОГ КА характеризуется структурой, под которой понимается совокупность элементов, размещенных определенным образом в пространстве, и связей между ними. Такая взаимосвязанная совокупность элементов является баллистической структурой ОГ, парамет-

ры которой позволяют определить положение КА в ОГ на произвольный момент времени. К параметрам баллистической структуры ОГ относятся:

– количество орбитальных плоскостей;
– количество КА в каждой орбитальной плоскости;
– взаимное расположение орбит вдоль экватора;
– геометрические характеристики орбит;
– наклонение орбит;
– взаимное расположение КА в каждой орбитальной плоскости;
– допустимое смещение КА от расчетного положения.

Таким образом, развертывание ОГ малых КА заключается в их выведении в расчетные моменты времени в заданные точки пространства.

Под многоспутниковой ОГ будем понимать такую ОГ, в которой функционирует не менее 100 малых КА. Для развертывания многоспутниковой ОГ целесообразно запускать малые КА группами по несколько десятков (или даже сотен) в заданные орбитальные плоскости. Следовательно, для развертывания многоспутниковой ОГ потребуется количество РН не меньшее, чем количество орбитальных плоскостей [2]. При этом возникает потребность в расчете эффективности применения ракетно-космических комплексов космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов с целью определения оптимального варианта использования РКК для восполнения ОГ.

Таким образом, расчет эффективности применения РКК космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой ОГ малых КА является актуальной задачей.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КОСМОДРОМОВ

Для развертывания многоспутниковой ОГ малых КА РКК космодромов разработана математическая модель применения РКК космодромов W. В ней учтены:

– состав и размещение элементов группировки запуска малых КА;
– особенности применения РКК;
– характеристики РН и малых КА;
– баллистическая структура развертываемой многоспутниковой ОГ малых КА.

Математическая модель применения РКК космодромов включает в себя:

– математическую модель средств обеспечения пуска РКН;
– математическую модель РКК;
– математическую модель, описывающую баллистическую структуру многоспутниковой ОГ малых КА,

$$W = W(\nu, \sigma, S), \tag{1}$$

где ν – вектор характеристик пусковой установки, с которой стартует РКН;
σ – вектор характеристик РКН;
S – вектор параметров баллистической структуры многоспутниковой ОГ малых КА.

Вектор характеристик ν пусковой установки, с которой стартует РКН, описывается картежем

$$\nu_{<5>} = < b_з, l_\nu, P_\nu, t_{П_\nu} >, \tag{2}$$

где $b_з$ – координаты пуска РКН,

$$b_з = [B_з, L_з]^T,$$

где $B_з$ – географическая широта пуска РКН;
$L_з$ – географическая долгота пуска РКН;
l_v – тип пусковой установки РКН;
P_v – надежность пусковой установки РКК;
$t_{п_v}$ – время подготовки пусковой установки к пуску РКН.

Вектор характеристик РКН σ описывается кортежем

$$\sigma_{<8>} = < l_\sigma, P_\sigma, m_{пн}^{max}, H^{max}, n_{КА}^{max}, n, t_{п_\sigma}, t_ф >, \quad (3)$$

где l_σ – тип РКН;
P_σ – надежность РКН;
$m_{пн}^{max}$ – максимальная полезная нагрузка РКН;
H^{max} – максимальная высота орбиты, которую может достичь РКН;
$n_{КА}^{max}$ – максимальное количество малых КА, которое может вывести РКН;
n – количество малых КА, находящихся на РКН;
$t_{п_\sigma}$ – время подготовки РКН к пуску;
$t_ф$ – время фазирования положения РКН целевой орбиты.

Математическая модель, описывающая баллистическую структуру многоспутниковой ОГ малых КА, представлена следующим образом:

$$S = [H, i, e, n_{пл}, n_{КА}, \Omega_j], \quad (4)$$

где H – высота целевой орбиты ОГ малых КА;
i – наклонение целевой орбиты ОГ малых КА;
e – эксцентриситет целевой орбиты ОГ малых КА;
$n_{пл}$ – количество орбитальных плоскостей;
$n_{КА}$ – количество КА в орбитальной плоскости;
Ωj – прямое восхождение восходящего узла j-й орбитальной плоскости, $j = \overline{1, n_{пл}}$.

Исходя из временных интервалов различных этапов применения РКК космодромов, определяются значения показателя оперативности, связанного со временем развертывания многоспутниковой ОГ малых КА $T^{ОГ}$.

Время развертывания многоспутниковой ОГ малых КА в j-й орбитальной плоскости $T_j^{ОГ}$ с момента времени t_0 получения задачи на развертывание многоспутниковой ОГ малых КА до момента окончания развертывания в j-й орбитальной плоскости определяется следующим образом

$$T_j^{ОГ} = t_{п_j} + t_{ф_j} + t_{р_j}, \quad (5)$$

где $t_{п_j}$ – время подготовки пусковой установки к пуску РКН для вывода группы малых КА в j-ю орбитальную плоскость;
$t_{ф_j}$ – время фазирования положения РКК космодрома и j-й орбитальной плоскости;
$t_{р_j}$ – время развертывания многоспутниковой ОГ малых КА в j-й орбитальной плоскости с момента пуска РКН до момента окончания развертывания в j-й орбитальной плоскости.

Поскольку подготовка пусковой установки (соответствует времени $t_{п_v}$) и подготовка РКН (соответствует времени $t_{п_\sigma}$) могут идти параллельно, время подготовки средства обеспече-

ния к пуску РКН для вывода малых КА в *j*-ю орбитальную плоскость $t_{\text{п}_j}$ будет определяться исходя из выражения

$$t_{\text{п}_j} = \max(t_{\text{п}_v}, t_{\text{п}_\sigma}). \quad (6)$$

Время развертывания всей ОГ малых КА $T^{\text{ОГ}}$ определится по максимальному времени развертывания *j*-й орбитальной плоскости:

$$T^{\text{ОГ}} = \max_{T_j^{\text{ОГ}}}(T_j^{\text{ОГ}}),\ j = \overline{1, n_{\text{пл}}}. \quad (7)$$

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КОСМОДРОМОВ

При разработке алгоритма расчета эффективности применения РКК космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой ОГ малых КА введем следующие ограничения:

– на заданном интервале времени $T^{\text{доп}}$ пусковая установка может выполнить запуск группы малых КА только один раз;

– все малые КА являются однотипными;

– количество РКН соответствует количеству орбитальных плоскостей.

Процесс применения разнотипных РКК характеризуется наличием целого ряда случайных факторов [3], обусловленных:

– состоянием РКН на момент начала развертывания многоспутниковой ОГ малых КА;

– отказами техники во время предпусковой и предстартовой подготовки элементов РКК;

– отказами аппаратуры, узлов и агрегатов различных технических систем во время запуска и полета РКН и т. п.

В целях обеспечения требуемой адекватности модели применения РКК космодромов реальному процессу необходимо имитировать и реально существующую неопределенность, обусловленную воздействием на параметры и эксплуатационно-технические характеристики, на процессы применения РКК [4]. Учет случайных факторов позволяет осуществить метод имитационного моделирования, который был выбран для расчета показателя эффективности применения РКК космодромов [5].

Для реализации имитационного моделирования применения РКК космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой ОГ малых КА разработан соответствующий алгоритм.

Для оценки эффективности применения разнотипных РКК для развертывания многоспутниковой ОГ малых космических аппаратов определены следующие составные показатели эффективности:

показатель оперативности – время развертывания многоспутниковой ОГ малых КА $T^{\text{ОГ}}$;

показатель результативности – значение оценки математического ожидания степени выполнения развертывания многоспутниковой ОГ малых КА μ в соответствии с выбранным вариантом РКК космодромов.

Пусть на каждой пусковой установке находится по одной РКН, тогда количество пусковых установок $N_{\text{ПУ}}$ будет равно количеству РКН $N_{\text{РКН}}$:

$$N_{\text{ПУ}} = N_{\text{РКН}}.$$

На первом шаге определяются исходные данные для оценки эффективности применения разнотипных РКК для развертывания многоспутниковой ОГ малых КА являются:

1. Вариант состава разнотипных РКК:

количество РКН – $N_{\text{РКН}}$;

количество пусковых установок – $N_{\text{ПУ}}$;

характеристики РКН σ_k

$$\sigma_{k<9>} = < l_\sigma, P_\sigma, m_{\text{пн}}^{\max}, m_{\text{пн}}^{\max}, H^{\max}, n_{\text{КА}}^{\max}, n, t_{\text{п}_\sigma}, t_\phi >,\ k = \overline{1, N_{\text{РКН}}};$$

характеристики пусковых установок v

$$v_{u<5>} = < b_з, l_v, P_v, t_{\text{п}_v}, t_в >,\ u = \overline{1, N_{\text{ПУ}}};$$

вектор параметров S, описывающий баллистическую структуру многоспутниковой ОГ малых КА, $S = [H, i, e, n_{\text{пл}}, n_{\text{КА}}, \Omega_j]$, $j = \overline{1, n_{\text{пл}}}$.

Расчетное количество малых КА в многоспутниковой ОГ определится следующим образом:

$$N^{\text{расч}} = n_{\text{пл}} \cdot n_{\text{КА}}. \tag{8}$$

2. Временные требования развертывания многоспутниковой ОГ малых КА с РКК космодромов:

допустимое время развертывания многоспутниковой ОГ малых КА с РКК космодромов – $T^{\text{доп}}$;

астрономическое время получения задачи на развертывание многоспутниковой ОГ малых КА с РКК космодромов – t_a;

На втором шаге алгоритма на основе модели (1) осуществляется формирование планаграфика применения варианта состава РКК космодромов для требуемого интервала времени развертывания $T^{\text{доп}}$. План-график представляет собой гистограмму с временным накоплением по различным этапам развертывания многоспутниковой ОГ малых КА РКК космодромов, в которой точкой отсчета является время t_0.

На третьем шаге определяется количество пусков, произведенное РКК $N_{\text{ст}}$, причем $N_{\text{ПУ}} = N_{\text{ст}}$. Определяется количество запускаемых малых КА:

$$N_{\text{КА}} = \sum_{k=1}^{N_{\text{РКН}}} n_k\ . \tag{9}$$

Если $N_{\text{КА}} < N^{\text{расч}}$, тогда задачу по развертыванию многоспутниковой ОГ малых КА РКК космодромов выполнить невозможно. Также задачу невозможно выполнить при $n_k < n_{\text{КА}}$, $k = \overline{1, N_{\text{РКН}}}$.

На четвертом шаге определяется требуемое количество испытаний $N_{\text{тр}}$, при которых будут обеспечены заданные точность и надежность показателя результативности. Для этого воспользуемся формулой

$$N_{\text{тр}} > k(P_{\text{Д}})(\sigma_g / \delta)^2, \tag{10}$$

где $k(P_{\text{д}})$ – коэффициент для расчета требуемого количества испытаний;

$P_{\text{д}}$ – вероятность того, что истинное значение параметра окажется принадлежащим указанному интервалу (доверительная вероятность);

σ_g – среднеквадратическое отклонение;

δ – требуемая точность показателя результативности – половина длины доверительного интервала.

Вместе с тем сам эксперимент проводится в два этапа: на первом этапе число испытаний полагается равным $N_{\text{тр}} = 100$ и грубо определяется оценка σ_g, на втором этапе, согласно формуле (10), вычисляется полное потребное количество испытаний.

На пятом шаге инициализируется переменная m', характеризующая количество проведенных испытаний, $m' := 1$ (внешний цикл $m' = \overline{1, N_{\text{тр}}}$).

На шестом шаге инициализируется переменная m'', характеризующая количество проведенных испытаний по пуску РКН, $m'' := 1$ (внутренний цикл $m'' = \overline{1, N_{\text{РКН}}}$) и переменная n^*, характеризующая количество успешно проведенных испытаний по пуску РКН, $n^* := 0$.

На седьмом шаге устанавливается исход испытания внутреннего цикла. Процесс имитации применения разнотипных РКК заключается в разыгрывании при помощи датчика случайных чисел Д-1 исходов запусков КА каждым РКК. С этой целью формируется $N_{\text{РКН}}$ случайных чисел – $\{\zeta\}$ (по количеству РКК) и $N_{\text{ПУ}}$ случайных чисел – $\{\xi\}$ (по количеству пусковых установок) для сформированного плана-графика W, каждое из которых равномерно распределено на промежутке [0…1].

На восьмом шаге сравниваются надежности k-х РКК со значениями случайных чисел $\{\zeta\}$ и u-х пусковых установок со значениями случайных чисел $\{\xi\}$. Фиксируются исходы пуска группы малых КА k-м РКК с u-й пусковой установки.

На девятом шаге делается вывод об успешном выведении группы малых КА. В случае $\zeta \le P_{\sigma_u} \wedge \xi \le P_{v_k}$ инкрементируется количество успешных испытаний n^*.

На десятом шаге увеличиваем количество испытаний во внутреннем цикле $m'' = m'' + 1$. Осуществляется проверка условия окончания испытаний $N_{\text{РКН}}$. В случае, если $m'' \le N_{\text{РКН}}$, переход к шестому шагу.

На одиннадцатом шаге производится расчет значения показателя результативности $\hat{\mu}_{m'}$ для m'-го испытания по формуле

$$\hat{\mu}_{m'} = \frac{n^*}{N_{\text{РКН}}}. \tag{11}$$

На двенадцатом шаге увеличиваем количество испытаний во внешнем цикле $m' = m' + 1$. Осуществляется проверка условия окончания испытаний $N_{\text{тр}}$. В случае, если $m' \le N_{\text{тр}}$, переход к пятому шагу.

На тринадцатом шаге вычисляется оценка математического ожидания $M[\mu]$ степени выполнения операции развертывания многоспутниковой ОГ малых КА разнотипных РКК с доверительной вероятностью $P_{\text{д}}$ по формуле

$$M[\mu] = \frac{\sum_{m'=1}^{N_{\text{тр}}} \hat{\mu}_{m'}}{N_{\text{тр}}}. \tag{12}$$

На четырнадцатом шаге определяется временной интервал развертывания ОГ малых космических аппаратов $T^{\text{ОГ}}$.

На пятнадцатом шаге осуществляется вывод результатов:

– времени развертывания многоспутниковой ОГ малых КА $T^{\text{ОГ}}$ для выбранного варианта РКК космодромов;

– значения оценки математического ожидания $M[\mu]$ степени выполнения операции развертывания многоспутниковой ОГ малых КА для выбранного варианта состава РКК космодромов.

В случае, если $T^{\text{ОГ}} > T^{\text{доп}}$, то выполнить задачу по развертыванию многоспутниковой ОГ малых КА в требуемые сроки не представляется возможным.

Разработанный алгоритм позволяет оценить эффективность применения РКК космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой ОГ малых КА. Полученные резуль-

таты могут быть использованы для обоснования оптимального варианта состава и способа применения РКК космодромов.

Обозначим типы пусковых установок РКН под следующими номерами:

l_v = 1 – пусковая установка космодрома № 1;

l_v = 2 – пусковая установка космодрома № 2;

l_v = 3 – пусковая установка космодрома № 3.

Обозначим типы РКН под следующими номерами:

l_σ = 1 – РКН тип-1;

l_σ = 2 – РКН тип-2;

l_σ = 3 – РКН тип-3.

Для проверки реализации алгоритма были выбраны следующие исходные данные:

– количество РКН $N_{\text{РКН}}$ = 8;

– количество пусковых установок $N_{\text{ПУ}}$ = 8;

– время подготовки пусковой установки к пуску РКН (в сутках) $t_{\text{П}_v}$ = [1.2, 1.1, 1.5, 1.1, 1.1, 1.8, 1.6, 1.5];

– время подготовки РКН к пуску (в сутках) $t_{\text{П}_\sigma}$ = [1.6, 2.4, 3.5, 2.1, 1.9, 3.5, 3.8, 4.2];

– время фазирования положения РКК и целевой орбиты (в сутках) $t_{\text{в}}$ = [0.1, 0.1, 0.2, 0.2, 0.1, 0.2, 0.2, 0.1];

– время развертывания многоспутниковой ОГ малых КА в орбитальных плоскостях с момента пуска РКН до момента окончания развертывания в орбитальной плоскости (в сутках) $t_{\text{р}}$ = [8, 8, 8, 8, 8, 8, 8, 8];

– надежность пусковой установки РКК – P_v = [0.95, 0.98, 0.97, 0.92, 0.91, 0.93, 0.98, 0.94];

– надежность РКК – P_σ = [0.92, 0.91, 0.93, 0.98, 0.94, 0.95, 0.98, 0.97];

Параметры баллистической структуры многоспутниковой ОГ малых КА будут такими:

– количество орбитальных плоскостей $n_{\text{пл}}$ = 8;

– количество КА в орбитальной плоскости $n_{\text{КА}}$ = 20;

При проверке реализации алгоритма приняты следующие допущения:

– географические координаты пуска $b_{\text{з}}$, тип пусковой установки l_v и характеристики РКН (l_σ, $m_{\text{пн}}^{\max}$, $H^{\max}$, $n_{\text{КА}}^{\max}$) позволяют произвести запуск группы КА на орбиты с заданными характеристиками (высота H, наклонение i);

– количество КА на каждом РКН $n_k \geq n_{\text{КА}}, k = \overline{1, N_{\text{РКН}}}$.

Расчетное число малых КА в многоспутниковой ОГ получено по формуле (8) и равно 160.

План-график применения варианта состава разнотипных РКК представлен на рис. 1 и в табл. 1).



Рис. 1. Графическое представление плана-графика применения варианта состава РКК космодромов

Таблица 1

Табличное представление плана-графика применения варианта состава РКК космодромов $T_j^{\text{ОГ}} = t_{\text{п}_j} + t_{\text{ф}_j} + t_{\text{р}_j}$

Номер ПУ	Тип ПУ	Номер РКН	$t_{\text{п}_j}$, суток	$t_{\text{п}_\sigma}$, суток	$t_{\text{ф}_j}$, суток	$t_{\text{р}_j}$, суток	$T_j^{\text{ОГ}}$, суток
1	1	1	1,2	1,6	0,1	8	9,7
2	1	2	1,1	2,4	0,1	8	10,5
3	2	3	1,5	3,5	0,2	8	11,7
4	3	4	1,1	2,1	0,2	8	10,8
5	3	5	1,1	1,9	0,1	8	10,1
6	3	6	1,8	3,5	0,2	8	11,9
7	3	7	1,6	3,8	0,2	8	12,4
8	3	8	1,5	4,2	0,1	8	12,8

При заданных исходных данных по результатам моделирования процесса применения РКК космодромов получены следующие результаты:

– время развертывания многоспутниковой ОГ малых КА $T^{\text{ОГ}}$ составит 12,8 суток;

– математическое ожидание $M[\mu]$ степени выполнения операции развертывания многоспутниковой ОГ малых КА для выбранного варианта РКК космодромов составит 0,895.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для оперативного развертывания многоспутниковой ОГ предлагается применять разнотипные РКК космодромов. Каждый вариант РКК космодромов характеризуется своей эффективностью применения, которую можно оценить с помощью разработанного алгоритма расчета эффективности применения РКК космодромов для оперативного развертывания многоспутниковой ОГ малых КА.

Для представленного алгоритма разработана математическая модель применения РКК космодромов, которая учитывает состав и размещение элементов группировки запуска малых КА; особенности применения РКК космодромов; характеристики РКН и малых КА; баллистическую структуру развертываемой многоспутниковой ОГ малых КА и временные характеристики ее развертывания.

Результатом работы алгоритма являются оценка времени развертывания многоспутниковой ОГ малых КА для выбранного варианта РКК космодромов и оценка математического ожидания степени выполнения операции развертывания многоспутниковой ОГ малых КА для выбранного варианта РКК космодромов, которые могут быть использованы для обоснования оптимального варианта состава и способа применения РКК космодромов.

Список использованных источников

1. *Охлопков К. А., Бондарева М. К.* Обоснование создания системы комплексного планирования технического ресурса наземных и орбитальных средств при испытаниях низкоорбитальных космических аппаратов с ретрансляцией // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. тез. II Всероссийской научно-практ. конф. Москва, 1 октября 2021 года. – М. : АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», 2021. – С. 187–191.

2. *Аверкиев Н. Ф., Салов В. В., Хасанов А. Ю*. Особенности формирования орбитальной группировки космических аппаратов с нестабильной баллистической структурой для определения местоположения источников радиоизлучения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 678. – С. 23–31.

3. *Козлов В. В., Лагун А. В., Харченко В. А*. Синтез средств, обеспечивающих безопасное производство пуска ракет космического назначения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 690. – С. 225−233.

4. *Аверкиев Н. Ф., Салов В. В., Хасанов А. Ю*. Методика подхода к реализации принципа альтернативного управления группировкой малых космических аппаратов // Вестник Академии военных наук. – 2019. – № 4 (69). – С. 70–75.

5. Оценивание эффективности процесса функционирования космического ракетного комплекса методом иерархической декомпозиции / А. В. Антропова [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 142−152

А. Н. Миронов,
доктор технических наук, профессор;
Т. Н. Солдатенко
кандидат технических наук

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА ЗДАНИЙ И СООРУЖЕНИЙ НА ОСНОВЕ РИСК-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПОДХОДА

Представлены аналитические зависимости на основе риск-ориентированного подхода, определяющие планирование технической эксплуатации (ТЭ) комплекса зданий и сооружений в условиях ресурсных ограничений. Предложено использование в качестве критерия оптимальности ТЭ условие достижения минимального риска срыва целевой задачи комплекса, обусловленного осуществлением мероприятий технической эксплуатации зданий и сооружений комплекса на интервалах, доступных для их проведения.

Введено понятие накопленного риска аварии комплекса на цикле его технической эксплуатации, зависящего от проведения мероприятий ТЭ зданий и сооружений на различных интервалах указанного цикла.

Сформирована оптимизационная задача, относящаяся к классу задач линейного булева программирования, позволяющая распределить мероприятия ТЭ каждого из объектов комплекса в соответствии с используемым критерием. Применение разработанной модели демонстрируется с помощью расчетного примера.

Ключевые слова: техническая эксплуатация зданий и сооружений, риск-ориентированный подход, принятие решений, ущерб от аварии.

ВВЕДЕНИЕ

Достаточно широкое применение в различных отраслях народного хозяйства страны нашли комплексы зданий и сооружений, предназначенных для совместного целевого использования. К указанным комплексам можно отнести, например, наземную инфраструктуру аэропортов, наземную космическую инфраструктуру и некоторые другие объекты.

Для обеспечения целевого применения комплекса на объектах, входящих в его состав, необходимо проводить мероприятия технической эксплуатации (далее – ТЭ). Техническая эксплуатация содержит совокупность планово-предупредительных мероприятий и работ по поддержанию зданий и сооружений в работоспособном (исправном) состоянии для их использования по назначению [1]. Она включает техническое обслуживание, санитарное содержание и ремонт объектов.

Рассмотрению вопроса совершенствования технической эксплуатации зданий и сооружений уделяется большое внимание. Активно исследуется вопрос формирования и применения принципов организации системы ТЭ зданий на основе прогнозирования и выявления закономерностей в процессах ТЭ [2]. Кроме того, можно выявить закономерности проявления дефектов зданий и сооружений на основе анализа имеющейся документации. Это позволяет вносить необходимые корректировки в планы ТЭ объектов [3, 4]. Установлено наличие воздействия на результаты технической эксплуатации факторов износа зданий в процессе эксплуатации, обусловленных недостатками строительного контроля на стадии их возведения, и предложено его проанализировать [5]. Значительные усилия прилагаются для обоснования сокращения затрат на ТЭ объектов недвижимости. Например, установлено, что затраты на ТЭ зданий и сооружений, как правило, значительно ниже, чем на устранение их аварий, что подтверждает необходимость ТЭ [6]. К снижению затрат на ТЭ приводит и порядок их вложений при эксплуатации зданий и сооружений [7].

Для повышения эффективности технической эксплуатации зданий активно исследуются возможности технологий информационного моделирования (ТИМ-решений) [8–12]. Рассматривается также подход к повышению результативности мероприятий по техническому обслуживанию совокупности объектов недвижимости с учетом климатических факторов

на основе оптимизации материально-технических ресурсов с использованием критерия постоянного поддержания зданий и сооружений в нормативном или работоспособном техническом состоянии [13].

При анализе результатов приведенных выше направлений исследования установлено недостаточное рассмотрение взаимосвязи между мероприятиями ТЭ зданий и сооружений и обусловленными ими ущербами при целевом использовании этих объектов. В случае ограниченных ресурсов или воздействия условий внешней среды может сложиться ситуация, когда для выполнения задач ТЭ предоставляется некоторое количество интервалов времени, длительность каждого из которых не позволяет выполнить ТЭ комплекса в полном объеме. В указанных ситуациях требуется таким образом распределить выполнение мероприятий ТЭ отдельных объектов по имеющимся интервалам времени, чтобы выполнялись некоторые условия, характеризующие возможность целевого использования всего комплекса.

В последние годы в сфере строительства стала достаточно интенсивно развиваться методология, базирующаяся на использовании риск-ориентированного подхода (далее – РОП). Предлагается использовать РОП для обоснования периодичности строительного контроля со стороны технического заказчика [14]. Кроме этого, исследуется использование РОП в решении задач управления инвестиционно-строительным процессом [15]. Активно развивается риск-ориентированный подход к эксплуатационному контролю промышленных зданий при их технической эксплуатации [16]. Несмотря на достаточно широкий спектр направлений по совершенствованию технической эксплуатации зданий и сооружений на основе риск-ориентированного подхода, не в полной мере рассмотрена задача планирования технической эксплуатации комплексов взаимосвязанных зданий и сооружений с учетом риска их целевого использования, обусловленного проведением технической эксплуатации. Поэтому задача обоснования планов ТЭ взаимосвязанных комплексов зданий и сооружений, оптимальных по критерию минимума риска целевого использования, является актуальной. Перейдем к рассмотрению построения модели ТЭ комплекса взаимосвязанных зданий и сооружений.

ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА ЗДАНИЙ И СООРУЖЕНИЙ

Под моделью ТЭ комплекса зданий и сооружений (далее – ЗиС) будем понимать аналитическое выражение или систему зависимостей, связывающих показатель риска невыполнения целевой задачи комплексом ЗиС с параметрами проведения ТЭ объектов этого комплекса. Рассмотрим описание параметров и характеристик модели ТЭ комплекса сооружений:

N – количество зданий и сооружений (объектов), входящих в состав комплекса и имеющих самостоятельное назначение;

K – количество интервалов времени, доступных для проведения мероприятий ТЭ комплекса ЗиС; интервал времени, который включает в себя отдельные интервалы проведения работ ТЭ всех объектов, будем называть циклом ТЭ комплекса;

$\mathbf{t} = \|t_k\|$ – вектор промежутков времени от момента предыдущего цикла работ и мероприятий ТЭ каждого объекта комплекса до начала каждого из K доступных для ТЭ интервалов, $n = 1(1)N$, $k = 1(1)K$;

$\mathbf{z} = \|z_k\|$ – вектор длительностей каждого из доступных для проведения ТЭ интервалов, $k = 1(1)K$;

$\boldsymbol{\tau} = \|\tau_n\|$ – вектор затрат времени на выполнение операций ТЭ каждого из объектов комплекса, $n = 1(1)N$;

$\mathbf{c} = \|c_n\|$ – вектор затрат средств на выполнение операций ТЭ объектов комплекса, $n = 1(1)N$;

C_k – размер финансовых средств, предоставленных для проведения ТЭ комплекса ЗиС на k-м интервале;

$\mathbf{u} = \|u_n\|$ – вектор ущербов от аварий объектов комплекса, $n = 1(1)N$;

$\mathbf{q}_n(t_k) = \|q_n(t_k)\|$ – матрица вероятностей аварии каждого из объектов комплекса для промежутков времени от момента проведения предыдущих операций ТЭ каждого объекта до начала каждого из K доступных для ТЭ интервалов, $n = 1(1)N$, $k = 1(1)K$;

Q – приемлемый уровень вероятности аварии сооружения при целевом использовании комплекса, установленный при его проектировании и обеспеченный при вводе в эксплуатацию.

Рассмотрим теперь, как практически оценить количественные значения параметров модели ТЭ комплекса зданий и сооружений.

ОЦЕНИВАНИЕ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Оценивание технического состояния зданий и сооружений осуществляется на основе анализа их категорий на момент проведения их ТЭ. Категория ТС здания (сооружения) представляет собой степень его эксплуатационной пригодности, а также грунтов его основания, установленную в зависимости от доли снижения несущей способности и эксплуатационных характеристик. В соответствии с действующей нормативной базой рассматриваются четыре категории ТС сооружений [19]:

– нормативное техническое состояние;
– работоспособное техническое состояние;
– ограниченно работоспособное состояние;
– аварийное техническое состояние.

В настоящее время для ряда типов зданий (сооружений) установлены оценки показателей безотказности в зависимости от их категорий ТС, к которым относятся и вероятности $q_n(t_k)$ аварий объектов для заданных значений t времени их эксплуатации ($n = 1(1)N$, $k = 1(1)K$) [17, 18].

Для каждой из категорий ТС объектов установлены примерные перечни необходимых действий, которые следует выполнить при достижении объектом требуемой категории, а также примерные затраты на это в процентах от стоимости нового объекта [18]. Это позволяет получить численные значения показателей τ_n и c_n ($n = 1(1)N$) операций в модели ТЭ комплекса ЗиС. Данные показатели ТЭ оцениваются с помощью сметных расчетов после определения категории технического состояния объекта комплекса.

Под ущербом u_n ($n = 1(1)N$) в настоящей работе понимается денежное выражение финансовых и нефинансовых потерь от невозможности целевого использования комплекса зданий и сооружений. При такой постановке задачи в качестве показателя риска используется среднее значение ущерба от возможных аварий объектов, входящих в комплекс.

Рассмотрим **порядок решения задачи моделирования технической эксплуатации.** Установим, что для объектов комплекса и возможности проведения ТЭ действует условие

$$z_k < \sum_{n=1}^{N} \tau_n, \; k = 1(1)K. \qquad (1)$$

Условие (1) определяет необходимость проведения ТЭ всего комплекса ЗиС не только в пределах одного возможного интервала времени, но и в пределах имеющихся K интервалов. Установим, что выполнение ТЭ объекта комплекса приводит к допустимому значению вероятности его аварии, установленному для сооружения при его проектировании, что можно трактовать как нулевое значение риска невыполнения целевой задачи комплексом, обусловленного результатами технической эксплуатации объекта.

Введем матрицу $\mathbf{X} = \|x_{nk}\|$ индикаторов принятия решений о проведении ТЭ комплекса ЗиС на возможных интервалах времени. Элементы матрицы $\mathbf{X}$ формируются с учетом следующих условий:

$$x_{nk} = \begin{cases} 1, \textit{ при проведении ТЭ } n\textit{-го объекта на } k\textit{-м интервале}; \\ 0, \textit{ в остальных случаях,} \end{cases} \quad (2)$$

$$n = 1(1)N,\ k = 1(1)K.$$

Очевидно, что в каждой строке матрицы $\mathbf{X}$ должна находиться только одна единица. Это условие может быть записано следующим образом:

$$\sum_{k=1}^{K} x_{nk} = 1,\ k = 1(1)K. \quad (3)$$

Между имеющимися интервалами времени, предоставленными для проведения ТЭ, комплекс ЗиС применяется по целевому назначению. Очевидно, что при отсутствии проведения ТЭ отдельных объектов существует вероятность их аварий при целевом применении комплекса, что ведет к появлению риска невыполнения целевой задачи, обусловленному технической эксплуатацией зданий и сооружений. Под указанным частным риском для объекта, в данной работе, понимается произведение значения ущерба от аварии объекта при целевом применении комплекса и вероятности аварии данного объекта:

$$r_n(t_k) = q_n(t_k) \cdot u_n,\ n = 1(1)N,\ k = 1(1)K. \quad (4)$$

Совокупность $\mathbf{R}(r_n(t_k))$ исходных рисков аварий объектов для каждого из возможных интервалов проведения мероприятий ТЭ представляет собой матрицу

$$\mathbf{R}(r_n(t_k)) = \|r_n(t_k)\|. \quad (5)$$

Рассмотрим два вида расчетных рисков для ТЭ комплекса сооружений, которые зависят от значений элементов матрицы $\mathbf{X}$: остаточные и накопленные риски аварий объектов комплекса.

Остаточные риски $h_n(t_k, \mathbf{X})$ ($n = 1(1)N$) для объектов определяются значениями рисков их аварий при проведении ТЭ на выбранных интервалах t_k^* ТЭ, которые характеризуются элементами матрицы $\mathbf{X}$ ТЭ:

$$h_n(t_k, \mathbf{X}) = r_n(t_k^*, \mathbf{X}), \quad (6)$$

где $r_n(t_k^*)$ – значение риска аварии n-го объекта, проведение мероприятий ТЭ которого запланировано на интервале t_k^* ТЭ комплекса. Таким образом, можно сформировать матрицу $\mathbf{H}(\mathbf{X})$ остаточных рисков комплекса ЗиС с учетом матрицы $\mathbf{X}$ проведения ТЭ комплекса, которая формируется следующим образом: для каждого n-го объекта, для которого по плану $\mathbf{X}$ проходит мероприятия ТЭ на k^*-м интервале, можно записать:

$$h_n(t_k, \mathbf{X}) = \begin{cases} r_n(t_k), \textit{ при } k = k^*; \\ 0, \textit{ при } k \geq k^*. \end{cases},\ n = 1(1)N,\ k = 1(1)K,\ k^* \in (1(1)K). \quad (7)$$

Введем в рассмотрение вектор $\mathbf{s}(k,\ \mathbf{X}) = \|s(k,\ \mathbf{X})\|$ остаточных рисков $s(k,\ \mathbf{X})$ комплекса ЗиС для каждого k-го интервала ТЭ ($k = 1(1)K$). Расчетное соотношение для $s(k,\ \mathbf{X})$ ($k = 1(1)K$) имеет вид:

$$s(k,\ \mathbf{X}) = \sum_{n=1}^{N} h_n(t_k, \mathbf{X}),\ k = 1(1)K. \tag{8}$$

Основным комплексным показателем риска невыполнения целевой задачи комплекса в данном случае является сумма $S(\mathbf{X})$ остаточных рисков для всех объектов комплекса:

$$S(\mathbf{X}) = \sum_{k=1}^{K} s_n(t_k,\ \mathbf{X}). \tag{9}$$

Однако в анализируемом подходе не учитываются риски аварий тех объектов, для которых еще не проведены мероприятия ТЭ. Поэтому целесообразно учитывать накопленные риски аварий комплекса зданий и сооружений. Рассмотрим, как формируются указанные риски при формировании плана $\mathbf{X}$ ТЭ комплекса ЗиС.

Частные риски $r_n(t_k)$ n-го объекта сохраняются до k-го интервала, когда проводятся мероприятия его ТЭ. Отметим, что поскольку с увеличением значения k возрастает вероятность аварии n-го объекта, то и значение $r_n(t_k)$ также возрастает. Таким образом, можно сформировать матрицу $\mathbf{Y}(\mathbf{X})$ накопленных рисков комплекса ЗиС с учетом матрицы $\mathbf{X}$ индикаторов проведения ТЭ комплекса, которая формируется следующим образом: для каждого n-го объекта, который по плану $\mathbf{X}$ проходит мероприятия ТЭ на k^*-м интервале, можно записать:

$$y_n(t_k, \mathbf{X}) = \begin{cases} r_n(t_k),\ при\ k < k^*; \\ 0,\ при\ k \geq k^*. \end{cases},\ n = 1(1)N,\ k = 1(1)K,\ k^* \in (1(1)K). \tag{10}$$

Введем в рассмотрение вектор $\mathbf{g}(k,\ \mathbf{X}) = \|g(k,\ \mathbf{X})\|$ накопленных рисков $g(k,\ \mathbf{X})$ комплекса ЗиС для каждого интервала ТЭ. Расчетное соотношение для $g(k,\ \mathbf{X})$ ($k = 1(1)K$) имеет вид

$$g(k,\ \mathbf{X}) = \sum_{n=1}^{N} y_{nk}(\mathbf{X}),\ k = 1(1)K. \tag{11}$$

Значения $y_{nk}(\mathbf{X})$ в выражении (11) определяются по правилу (10). Рассмотрим теперь показатель $G(\mathbf{X})$ накопленного риска комплекса ЗиС для всей совокупности интервалов ТЭ. Соотношение для $G(\mathbf{X})$ имеет следующий вид:

$$G(\mathbf{X}) = \sum_{k=1}^{K} g(k,\ \mathbf{X}),\ k = 1(1)K. \tag{12}$$

Применение соотношений (4)–(12) поясним на простом примере. Пусть комплекс ЗиС включает четыре объекта, которые совместно используются при целевом применении комплекса ($N = 4$). Для проведения ТЭ имеются четыре интервала времени ($K = 4$). Известны длительности промежутков времени $\|t_1\ \ t_2\ \ t_3\ \ t_4\|$ от предыдущих воздействий ТЭ, а также значения ущербов $\|u_1\ \ u_2\ \ u_3\ \ u_4\|$ от аварий каждого объекта при целевом использовании комплекса. Частные риски $r_n(t_k)$ аварий объектов вычисляются по формуле (4). Матрица рисков $\mathbf{R}(r_n(t_k))$ имеет вид

$$\mathbf{R}(r_n(t_k)) = \begin{Vmatrix} r_1(t_1)\ r_1(t_2)\ r_1(t_3)\ r_1(t_4) \\ r_2(t_1)\ r_2(t_2)\ r_3(t_3)\ r_4(t_4) \\ r_3(t_1)\ r_3(t_2)\ r_3(t_3)\ r_3(t_4) \\ r_4(t_1)\ r_4(t_2)\ r_4(t_3)\ r_4(t_4) \end{Vmatrix}. \quad (13)$$

Пусть сформирована матрица $\mathbf{X}$ индикаторов проведения мероприятий ТЭ комплекса, который имеет вид

$$\mathbf{X} = \begin{Vmatrix} 1\ 0\ 0\ 0 \\ 0\ 0\ 1\ 0 \\ 0\ 1\ 0\ 0 \\ 0\ 0\ 0\ 1 \end{Vmatrix}. \quad (14)$$

Тогда матрица $\mathbf{H}(\mathbf{X})$ остаточных рисков имеет следующий вид:

$$\mathbf{H}(\mathbf{X}) = \begin{Vmatrix} r_1(t_1) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & r_2(t_3) & 0 \\ 0 & r_3(t_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & r_4(t_3) \end{Vmatrix}. \quad (15)$$

Вектор $\mathbf{s}(k,\ \mathbf{X})$ с учетом матрицы (14) имеет вид

$$\mathbf{s}(k,\ \mathbf{X}) = \begin{Vmatrix} r_1(t_1) & r_3(t_2) & r_2(t_3) & r_4(t_4) \end{Vmatrix}. \quad (16)$$

Матрица $\mathbf{Y}(\mathbf{X})$ накопленных рисков для заданных исходных данных будет выглядеть следующим образом:

$$\mathbf{Y}(\mathbf{X}) = \begin{Vmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ r_2(t_1) & r_2(t_2) & 0 & 0 \\ r_3(t_1) & 0 & 0 & 0 \\ r_4(t_1) & r_4(t_2) & r_4(t_3) & 0 \end{Vmatrix}. \quad (17)$$

Вектор $\mathbf{g}(k,\ \mathbf{X})$ с учетом матрицы (17) имеет следующий вид:

$$\mathbf{g}(k,\ \mathbf{X}) = \begin{Vmatrix} r_2(t_1) + r_3(t_1) + r_4(t_1) & r_2(t_2) + r_4(t_2) & r_4(t_3) & 0 \end{Vmatrix}. \quad (18)$$

Значение показателя $S(\mathbf{X})$ определяется суммированием элементов вектора $\mathbf{g}(k,\ \mathbf{X})$.

Понятно, что при формировании плана $\mathbf{X}$ проведения ТЭ комплекса ЗиС необходимо стремиться как к минимальному значению показателя $S(\mathbf{X})$, так и к минимальному значению показателя $G(\mathbf{X})$ в зависимости от того, какой вид риска аварии комплекса ЗиС рассматривается. Сформулируем соответствующие оптимизационные задачи для первого и второго видов комплексных показателей рисков.

Рассмотрим задачу для достижения минимального значения $S(\mathbf{X})$. Оптимальный по критерию минимума суммарного остаточного риска аварии комплекса ЗиС план $\mathbf{X}^*$ ТЭ определяется из соотношения

$$\mathbf{X}^* = \arg\min_{X \in \Delta_\beta} S(\mathbf{X}). \quad (19)$$

Аналогичным образом оптимальный по критерию минимума суммарного накопленного риска аварии комплекса план $\mathbf{X}^*$ ТЭ определяется из соотношения

$$\mathbf{X}^* = \arg\min_{X \in \Delta_\beta} G(\mathbf{X}). \quad (20)$$

Как для первой, так и для второй из оптимизационных задач должны быть приняты во внимание одинаковые ограничения, которые имеют следующий вид:

$$\Delta_\beta = \left\{ \Delta : \tau_k < \sum_{n=1}^{N} z_n;\ \sum_{n=1}^{N} c_n \le C_k;\ \sum_{k=1}^{K} x_{nk} = 1;\ x_{nk} \in (0,\ 1);\ n = 1(1)N;\ k = 1(1)K \right\}. \qquad (21)$$

Проанализируем теперь соотношения (19)–(21). Целевые функции и ограничения, как в первом, так и во втором случае имеют линейный характер, переменные задач относятся к булеву типу. Поэтому обе задачи оптимизации относятся к классу задач линейного булева программирования. Для их решения воспользуемся расчетным методом. Для этих целей может быть использована надстройка «ПОИСК РЕШЕНИЯ» MS-Excel. Для проверки работоспособности представленной модели плана ТЭ комплекса зданий и сооружений рассмотрим расчетный пример.

РАСЧЕТНЫЙ ПРИМЕР

Исходные данные. Комплекс зданий и сооружений имеет в своем составе 15 объектов различного назначения. На объектах комплекса необходимо проводить с заданными периодами и в заданном объеме мероприятия технической эксплуатации. Затраты времени и финансовых средств на мероприятия ТЭ объектов, а также значения ущербов от их аварий при целевом использовании комплекса приведены в табл. 1.

Таблица 1

Значения ресурсов на ТЭ объектов и ущербов от их аварий при целевом использовании комплекса

Номер объекта	Затраты на ТЭ объектов		Значение ущерба (ден. ед.)
	времени (дни)	финансовых средств (ден. ед.)	
1	14	400	155 000
2	12	800	55 000
3	9	600	45 000
4	11	550	35 000
5	8	650	25 000
6	12	750	15 000
7	10	600	10 000
8	11	400	8 000
9	9	600	6 000
10	6	550	5 000
11	6	550	4 000
12	6	550	3 000
13	6	550	2 000
14	4	550	1 000
15	4	550	500

Для проведения мероприятий ТЭ предоставлены 10 интервалов времени. Характеристики этих интервалов, а также доступный размер затрат средств на ТЭ для каждого интервала представлены в табл. 2.

Таблица 2

Значения ресурсов на ТЭ объектов и ущербов от их аварий

Показатель	Номер интервала									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Размер интервала	16	64	14	20	16	12	14	12	32	12
Доступные затраты	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500	1500

Необходимо: построить оптимальные планы ТЭ комплекса зданий и сооружений по критерию минимального остаточного риска и критерию минимального накопленного риска невыполнения целевой задачи.

Решение. Решим задачи построения планов ТЭ комплекса ЗиС по критериям минимального остаточного риска и минимального накопленного риска невыполнения целевой задачи целевого использования комплекса, применяя соотношения (19)–(21).

Матрица $\mathbf{X}^*$, определяемая из соотношения (19), имеет вид, показанный в табл. 3.

Матрица $\mathbf{X}^*$, определяемая из соотношения (20), имеет вид, приведенный в табл. 4.

Таблица 3

Матрица индикаторов принятия решений по технической эксплуатации, определяемая из соотношения (19)

Объект	Номер интервала ТЭ									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
2	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
6	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
7	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
8	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
9	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
10	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
11	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
12	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
13	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
14	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
15	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0

Таблица 4

Матрица индикаторов принятия решений по технической эксплуатации, определяемая из соотношения (20)

Объект	Номер интервала ТЭ									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
2	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
3	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
4	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
5	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
6	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
7	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
8	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
9	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
10	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
11	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
12	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
13	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
14	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
15	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0

Будем называть первый вариант расчета действующим планированием, второй – предлагаемым. Характер распределения рисков целевого использования комплекса на интервалах ТЭ представлен на рис. 1.

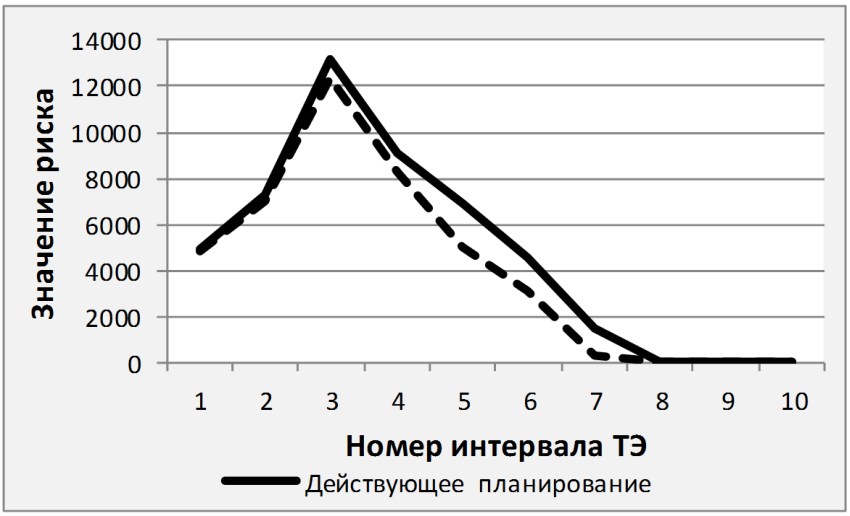


Рис. 1. Распределение риска комплекса на интервалах ТЭ

Значения критериальных функций $S(\mathbf{X})$ и $G(\mathbf{X})$ планов ТЭ, определяемых с помощью соотношений (9) и (12) соответственно, представлены на графиках рис. 2.



Рис. 2. Значения критериальных функций плана ТЭ

Из полученных результатов расчета параметров плана ТЭ следует, что при предлагаемом подходе планирования достигается значительный выигрыш в уменьшении риска невыполнения целевого использования комплекса зданий и сооружений. Значение этого выигрыша составляет при исходных данных задачи 13,89% по сравнению с первым из рассмотренных подходов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный в данной статье подход к планированию технической эксплуатации комплекса взаимосвязанных зданий и сооружений позволяет учитывать не только расход ресурсов на выполнение необходимых работ и мероприятий, но и риск возможных потерь при целевом использовании комплекса, обусловленный ограничениями ресурсов времени на техническую эксплуатацию.

Предложено рассматривать два вида рисков ТЭ комплекса зданий и сооружений – остаточные риски и накопленные риски невыполнения целевой задачи с помощью комплекса.

Показано, что учет накопленного риска на интервалах ТЭ позволяет существенно снизить риск целевого использования комплекса зданий и сооружений на цикле технической эксплуатации.

Список использованных источников

1. СП 255.1325800.2016. Здания и сооружения. Правила эксплуатации. Основные положения // Электронный фонд правовых и нормативно-технических документов. – URL: https: //docs.cntd.ru (дата обращения: 05.02.2025).

2. *Смирнова Н. Д., Катков С. В.* Организация системы обслуживания зданий: основные принципы и задачи для надлежащей эксплуатации // Научно-исследовательские публикации. – 2024. – № 3. – С. 52–55.

3. *Scaife A.D.* Improve predictive maintenance through the application of artificial intelligence: A systematic review // Results in Engineering. – 2024. – № 21. – URL: sciencedirect. com/science/article/pii/S2590123023007727 (дата обращения: 05.02.2025).

4. *Соломахин А. С., Старчуков Д. С.* Основные проблемы и перспективные направления развития технической эксплуатации зданий и сооружений // Строительные материалы, оборудование, технологии XXI века. – 2024. – № 2 (283). – С. 19–23.

5. *Галяутдинова Д. М.* Вопросы технической эксплуатации зданий // Тенденции развития науки и образования. – 2023. – № 96-10. – С. 13–15.

6. *Martínez-Rocamora Alejandro, Solís-Guzmán Jaime, Marrero Madelyn.* Ecological footprint of the use and maintenance phase of buildings: Maintenance tasks and final results // Energy and Buildings. – 2017. – № 155. – P. 339–351.

7. *Щельников В. Н.* Приоритетность использования бюджетных средств, выделяемых на эксплуатацию зданий и сооружений // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2022. – № 12. – С. 363–365.

8. *Матвейко Р. Б., Дахнова Т. М.* Применение технологий информационного моделирования зданий в жилищно-эксплуатационной сфере // Бюллетень строительной техники. – 2024. – № 1 (1073). – С. 47–49.

9. Повышение эффективности применения технологий информационного моделирования зданий на стадии эксплуатации строительных проектов / Р. С. Жирнов [и др.] // Ресурсосбережение и экология: агропромышленный комплекс, проектирование и строительство : сб. науч. ст. Всерос. научно-практ. конф. молодых ученых, аспирантов, магистров и бакалавров. – Курск : Университетская книга, 2023. – С. 227–229.

10. *Хавин Д. В., Овчинников П. А.* Перспективы использования инновационных решений в управлении технической эксплуатацией зданий и сооружений // Актуальные проблемы социально-экономического и технологического развития России и пути их решения : мат. Национальной научно-практ. конф. – Н. Новгород, 2024. – С. 120–124.

11. *Чернявский И. А., Ларин Н. С.* Цифровизация процессов на всех этапах жизненного цикла объекта капитального строительства // Инженерный вестник Дона. – 2023. – № 4 (100). – С. 773–785.

12. *Султанова А. Д.* Использование BIM-технологий в сфере технической эксплуатации зданий // Высокие технологии и инновации в науке : сб. избран. ст. Международ. науч. конф.. Санкт-Петербург, 28 января 2020 года. – Изд-во ГНИИ «Нацразвитие», 2020. – С. 190–193.

13. *Денисов В. Н., Шинкин Е. С.* Особенности технического обслуживания зданий и сооружений имущественного комплекса Уральского округа ВНГ РФ // Актуальные проблемы военно-научных исследований. – 2021. – № 3(15). – С. 115–123.

14. Риск-ориентированный строительный контроль технического заказчика / А. А. Лапкис [и др.] // Строительное производство. – 2022. – № 2 (43). – С. 55–67.

15. *Духанина Е. В., Хаметова А. Т.* Реализация риск-ориентированного подхода в управлении инвестиционно-строительным процессом // Вестник евразийской науки. – 2023. – Т. 15, № 2. – URL: http://esj.today/PDF/10SAVN223/pdf (дата обращения: 05.02.2025).

16. *Солдатенко Т. Н., Тюрин Е. А.* Методика оценивания уровня риска аварии железобетонной конструкции стартового сооружения по постоянной износа // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 687. – С. 305–310.

17. ГОСТ 31937-2011. Здания и сооружения. Правила обследования и мониторинга технического состояния : введ. 2014-01-01. – М. : Стандартинформ, 2011. – 42 с.

18. *Добромыслов А. Н.* Оценка надежности зданий и сооружений по внешним признакам : справ. Пособие. – Второе изд., испр. и доп. – М. : Изд-во Ассоциации строительных вузов, 2008. – 23 с.

19. Методика оценки остаточного ресурса несущих конструкций зданий и сооружений : метод. рекомендации / Мин-во строительства и жилищно-коммунального хозяйства РФ. – М. : Федер. автономное учреждение «Федеральный центр нормирования, стандартизации и оценки соответствия в строительстве», 2018. – 27 с.

А. С. Мусиенко;
А. Г. Тарасов,
доктор технических наук, доцент;
А. А. Чувиров,
кандидат технических наук

МЕТОДИКА ОБНАРУЖЕНИЯ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ОТКАЗА В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ КОСМИЧЕСОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АГЕНТНОЙ ТЕХНОЛОГИИ

В статье рассматривается вопрос применения системы мониторинга технического состояния бортовых систем космического аппарата с использованием интеллектуальной технологии с целью сокращения времени обнаружения и локализации отказов за счет сокращения информационных обменов между бортовыми и наземными комплексами управления. Развертывание многоспутниковых орбитальных группировок приводит к значительному увеличению трафика информации, передаваемого с бортовых систем управления на наземные комплексы управления и обратно, что оказывает негативное влияние на оперативность управления при возникновении различных аномалий. Превышение текущего времени восстановления бортовых систем космического аппарата в случае возникновения их отказов над нормативным значением оперативности проведения восстановительных работ свидетельствует о необходимости внедрения системы мониторинга технического состояния бортовых систем космического аппарата в практику эксплуатации многоспутниковых орбитальных группировок. Опыт специальной военной операции показал, что космические аппараты в первую очередь должны обладать необходимыми автономностью, оперативностью и результативностью функционирования в различных условиях воздействия неблагоприятных факторов. Обеспечить требуемые показатели данных свойств космического аппарата невозможно без применения в составе аппаратно-программных средств бортовых систем управления современных интеллектуальных технологий.

Ключевые слова: многоагентная система, агент, телеметрическая информация, мониторинг, бортовая система, техническое состояние

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в России стартовал национальный проект «Развитие многоспутниковой орбитальной группировки», целью разработки которого являлось создание группировки из 650 космических аппаратов (КА) к 2030 году. В состав нацпроекта входят пять федеральных проектов:

1) «Сфера» – проект включает пять сетей спутниковой связи и пять орбитальных группировок для дистанционного зондирования Земли;

2) «Космическое партнерство» – направлено на кооперацию с частными компаниями;

3) «Производство» – должно обеспечить переход на конвейерный выпуск КА;

4) «Метан» – предусматривает создание многоразовых средств выведения нового поколения на экологически чистых компонентах топлива;

5) «Научно-образовательные спутники» – нацелены на подготовку 40 тысяч специалистов путем использования новых образовательных программ и создание серии малых научно-образовательных спутников совместно с Министерством науки и высшего образования.

Возможности малых космических аппаратов (МКА) за последние 20 лет в значительной степени достигли функциональности больших спутников и позволили сделать их частью многоспутниковых группировок. Применение для решения различного рода задач многоспутниковых группировок позволяет за счет интеграции функций бортового оборудования с использованием интеллектуальных алгоритмов управления бортовым программным обеспечением повысить надежность функционирования КА в составе группировки путем перераспределения функций между устройствами и модулями бортового оборудования в случае их отказов.

Развертывание многоспутниковых группировок требует одновременного совершенствования наземных комплексов управления (НКУ), так как будет значительно увеличен объем информации между КА и НКУ. Данную задачу можно решить путем увеличения количества НКУ как на территории Российской Федерации, так и за ее пределами или перераспределением функций по управлению бортовым оборудованием КА между НКУ и непосредственно самим КА. В сложившихся условиях военно-политической обстановки реализация первого пути крайне затруднительна, а второй путь требует разработки и внедрения интеллектуальных алгоритмов управления и диагностирования технического состояния бортовых систем КА.

Применение интеллектуальных систем для наблюдения технического состояния бортовой аппаратуры космического аппарата с целью улучшения оперативности обработки информации является наиболее перспективным подходом с учетом ограниченных ресурсов, поскольку это позволяет эффективно контролировать работу бортовых систем и использовать их ресурсы при выявлении проблем.

Для повышения надежности функционирования КА используются резервные системы, которые активируются по командам, передаваемым с наземных комплексов управления (НКУ) после тщательного анализа телеметрии. Однако если аппаратуру нужно восстановить в случае отказа, связь с отдельным командно-измерительным комплексом (ОКИК) может быть недоступна на протяжении значительной части полета (особенно вне территории Российской Федерации), что может привести к задержкам в принятии решений.

В результате даже при заранее установленном времени восстановления в 6 часов на самом деле требуется как минимум 10 часов для возврата КА в рабочее состояние. Именно эта разница между нормативными значениями и фактической оперативностью ремонта свидетельствует о необходимости внедрения интеллектуальных систем диагностирования, способных в режиме реального времени наблюдать и анализировать состояние бортовых устройств, обеспечивая оперативное принятие решений при возникновении аномалий.

Таким образом, в настоящее время возникла необходимость создания интеллектуальной системы контроля и диагностирования технического состояния бортового комплекса управления (БКУ) КА с требуемой оперативностью получения информации о результатах контроля бортовой аппаратуры (БА) КА для решения задач по своевременному парированию их отказов.

АНАЛИЗ ВРЕМЕННЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ПРИНЯТИИ РЕШЕНИЯ НА ВОССТАНОВЛЕНИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Время штатного цикла управления можно записать в виде:

$$T_{\text{СУ}} = T_{\text{предобр}} + T_{\text{зрв}} + T_{\text{ПЦУП}} + T_{\text{экс.-спр}} \approx 150 \text{ мин}, \qquad (1)$$

где $T_{\text{предобр}}$ – период до сеансовой обработки;

$T_{\text{зрв}}$ – зона радиовидимости;

$T_{\text{ПЦУП}}$ – передача ТМИ в ЦУП;

$T_{\text{экс.-спр}}$ – создание экспресс-справки.

Для полного восстановления функционирования бортовых систем (БС) и корректировки программы управления требуется проведение трех сеансов управления, что можно предста-

вить как

$$T_{\text{ВНшС}} = T_{\text{предобр}} * З + T_{\text{з.р.в.}} * З + T_{\text{перед.ЦУП}} * З + T_{\text{экс.-спр}} * З + T_{\text{обр.ЦУП}} * З \approx 600 \text{ мин.} \quad (2)$$



Рис. 1. Временная шкала штатного сеанса управления

На основании проведённого расчета времени восстановления аппарата можно сделать вывод, что существующая система мониторинга технического состояния не обеспечивает необходимую оперативность локализации ошибок. В частности, предусмотренное нормативное значение восстановления, равное 6 часам, явно уступает фактическому минимуму, составляющему 10 часов, что свидетельствует о риске несвоевременного реагирования на нештатные ситуации и деградации бортового оборудования. Поэтому возникает необходимость разработки нового подхода или создания научного аппарата, в который будет интегрирована интеллектуальная технология для быстрого и точного обнаружения и устранения отказов.

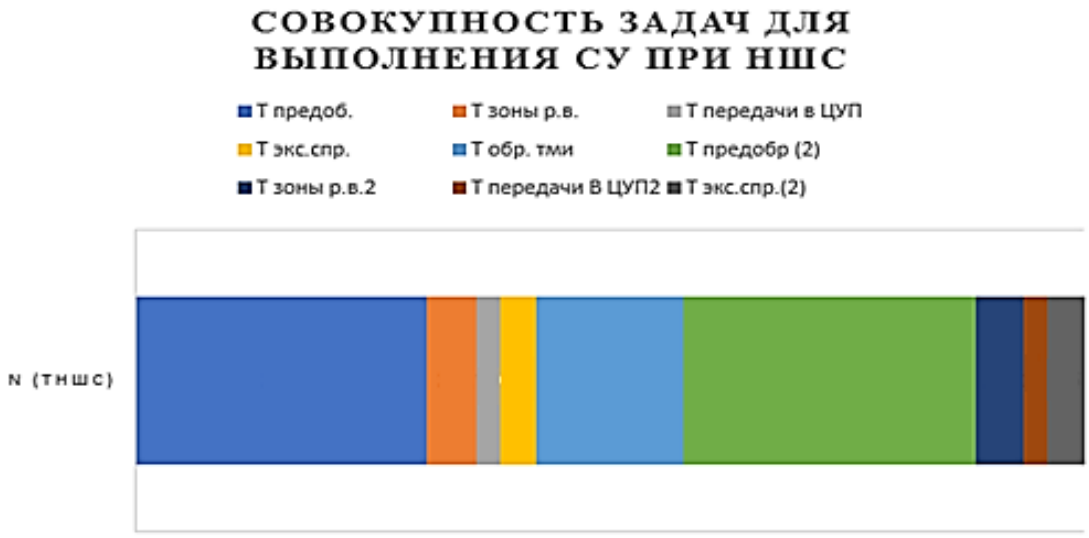


Рис. 2. Временная шкала нештатных сеансов управления

Данное решение позволит значительно сократить время реакции на аномалии, повысить надежность работы космического оборудования и обеспечить его безопасность в условиях ограниченной доступности наземного управления

МЕТОДИКА ОБНАРУЖЕНИЯ И ЛОКАЛИЗАЦИИ ОТКАЗА В БОРТОВОЙ АППАРАТУРЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АГЕНТНОЙ ТЕХНОЛОГИИ

Этап 1. Построение рекуррентной модели обнаружения и локализации отказов БС КА с применением агентной технологии.

В настоящее время для решения практических задач применяются различные интеллектуальные технологии, такие как нейросети, многоагентные системы (МАС), байесовские сети и др. В работе для решения задачи мониторинга технического состояния БС КА выбраны многоагентные системы, так как они имеют ряд преимуществ.

1. *Дистрибуция* – МАС состоят из нескольких автономных агентов, которые могут работать параллельно и распределенно, что позволяет эффективно обрабатывать большие объемы данных и выполнять задачи в реальном времени.

2. *Адаптивность* – МАС способны адаптироваться к изменяющимся условиям и требованиям.

3. *Устойчивость к сбоям* – в отличие от централизованных систем, многоагентные системы обладают высокой устойчивостью к сбоям.

4. *Интерактивность* – МАС могут эффективно взаимодействовать со средой и другими системами, что повышает эффективность мониторинга и управления.

Многоагентные системы представляют собой мощный инструмент для мониторинга технического состояния сложных технических устройств. Технология МАС имеет больше преимуществ по сравнению с традиционными подходами, такими как нейросетевые технологии, которые являются слишком дорогостоящими технологиями для внедрения в бортовую систему. В условиях быстроменяющегося технологического мира внедрение МАС может значительно повысить эффективность мониторинга и управления, что в конечном итоге приведет к снижению затрат ресурса КА и повышению надежности бортовой системы.

«Агент» представляет собой автономный вычислительный элемент, способный взаимодействовать с другими агентами, отвечающими за функциональность определенной системы. Агенты обладают целями, способностями и знаниями и могут принимать решения и выполнять действия в соответствии с заданными правилами и условиями, а также служат для сбора и анализа данных и выполнения других задач, требующих координации и взаимодействия между различными вычислительными элементами.

Процесс функционирования бортовой системы с применением агентной системы опишем рекуррентной сценарно-ситуационной моделью

$$A=\begin{cases} S^{i}_{T+1}=\alpha_T+\delta_T\times f(S^{\psi}_{T},r^{\psi}_{iT}) & (3)\\ r^{\psi}_{iT}=\varphi(S^{\psi}_{T},P_D) & (4)\\ D_P^{T+1}=F(S^{\psi}_{iT},P_D). & (5)\\ K_T=\tau(S^{\psi}_{T}) & (6)\end{cases}$$

Рассмотрим обозначения в системе (3)–(6):

S^{i}_{T+1} – идентификатор события сценария работы системы в момент времени $T+1$;

α_T – функция учета наличия агентов, которая поддерживает переключение с одного сценария на другой;

δ_T – вспомогательная функция, при помощи которой происходит переключение с рабочего сценария;

f – множественный функционал перехода от одного события к другому;

S^{ψ}_{T} – идентификатор события сценария работы системы в момент времени T;

r_{iT}^{ψ} – идентификатор исхода события $S_T^{\psi} \in S; S_T^{\psi} \in S$;

$\varphi: P_D(\alpha_T) \to S_T^{\psi}$ – функционал, при помощи которого формируется идентификатор исхода события S_T^{ψ};

P_D – диагностический параметр;

D_P^{T+1} – формирование диагностической смены;

F – функционал, который описывает динамику ситуации;

$\tau: S_T^{\psi} \to K_T$ – функционал, при помощи которого связывается индификатор текущего события S_T^{ψ} с множеством команд K_T.

Переход из одного события сценария в другое описывается уравнением (3). Значение r_{iT}^{ψ} в выражении (3) формируется при помощи процедур анализа ситуации (4). Практика показывает, что процесс определения r_{iT}^{ψ} индивидуален для каждого события $S_T^{\psi} \in S$.

Динамику изменения ситуации описывает уравнение (5), которое отображает изменение в дискретные моменты времени множества параметров ситуационного описания D_P^{T+1}.

Как было сказано выше, каждое событие $S_T^{\psi} \in S$ инициирует в предметной области функционирования БС некоторое множество операций K_T. В модели элемент K_T связан с событием $S_T^{\psi} \in S$ функционалом (6).

Уравнения (3) и (4) описывают сценарную часть работы бортовой системы. Для описания динамики ситуационных параметров используется система (5), которая отображает изменение в дискретные моменты времени состава множества D_P^{T+1}.

Использование функций α_T и δ_T позволяет учитывать включение агентов в процесс реализации сценария (3). Функции α_T и δ_T имеют два значения:

$\alpha_T = 0$, если не один агент системы не сработал;

$\alpha_T = 1$, $\alpha_T \in s^{\alpha i}$, где $s^{\alpha i}$ – элемент (событие или сценарий), в котором осуществляется переключение сценария.

$\delta_T = 1$, то $\alpha_T = 0$ – срабатывает автоматическое переключение;

$\delta_T = 0$, то $\alpha_T = 1$ – переключение происходит по агентному сценарию.

Если $\alpha_T = 0$ и $\delta_T = 1$, то выражение (3) примет вид

$$S_{T+1}^i = f(S_T^{\psi}, r_{iT}^{\psi}). \tag{7}$$

Если $\alpha_T = 1$, $\alpha_T \in s^{ai}$ и $\delta_T = 0$, то выражение (3) примет вид

$$S_{T+1}^i = \alpha_T. \tag{8}$$

Символом s^{ai} обозначим агентную процедуру коррекции сценария (3). Предложенная модель позволяет, в зависимости от ситуации во внутренней среде, переключаться с события типового сценария на альтернативные элементы s^{ai}. Для построения работы АС предлагается использовать агенты $A = (\alpha_1, \alpha_2, ...)$. Элемент такой системы решает конкретную типовую внутрисистемную задачу. Эта задача постоянно воспроизводится в предметной области функционирования бортовых системы и при определенных условиях требует от агента вмешательства в процесс реализации рабочего сценария, описанного уравнением (3).

На модельном уровне каждому агенту соответствует детерминированный алгоритм $\alpha_i(S_T^{\psi}, P_D) = s^{\alpha i}$, который производит ситуационный анализ и определяет необходимость

вмешательства в работу альтернативного сценария. Если агент сработал, то формируется идентификатор события (корректирующего сценария) s^{ai}. Функция $\alpha_i(S_T^{\psi}, P_D)$ принимает два значения:

$\alpha_i(S_T^{\psi}, P_D) = 0$, если агент не сработал;

$\alpha_i(S_T^{\psi}, P_D) = s^{ai}$, если агент сработал, и информирует систему о необходимости переключения сценария.

Этап 2. Использование дисперсионного анализа для обнаружения недопустимых отклонений контрольных параметров.

Бортовая система КА критична для выполнения целевых задач, однако их выход из строя неизбежен. Современные КА требуют баланса между автономностью и зависимостью от наземных систем. Подход, используемый в настоящее время, связан с функциональным контролем, который осуществляется непосредственно при эксплуатации и выполнении целевых задач и тестового контроля, проводящегося специалистами ЦУП после непосредственной фиксации отказа БС.

Функциональный контроль реализует:

1) непрерывный мониторинг – анализ параметров в реальном времени;

2) активацию резерва;

3) генерацию аварийных пакетов: формируется сжатый пакет информации о техническом состоянии КА, который после завершения сеанса управления передается в НКУ.

Тестовый контроль проводится только после анализа данных в НКУ, что влечет за собой дополнительные затраты. Тестовый контроль БС осуществляется следующим образом:

1. Переход в режим ожидания – поддержка КА минимальной функциональности.
2. Глубокий анализ телеметрии в НКУ – использование алгоритмов машинного обучения для выявления скрытых дефектов.
3. Целевые тесты – выдача команд для проверки гипотез об отказе.

На рис. 3 представлена модель процесса эксплуатации объекта, в которой учитываются показатели и характеристики контроля. Решение о восстановлении объекта принимается по результатам контроля.

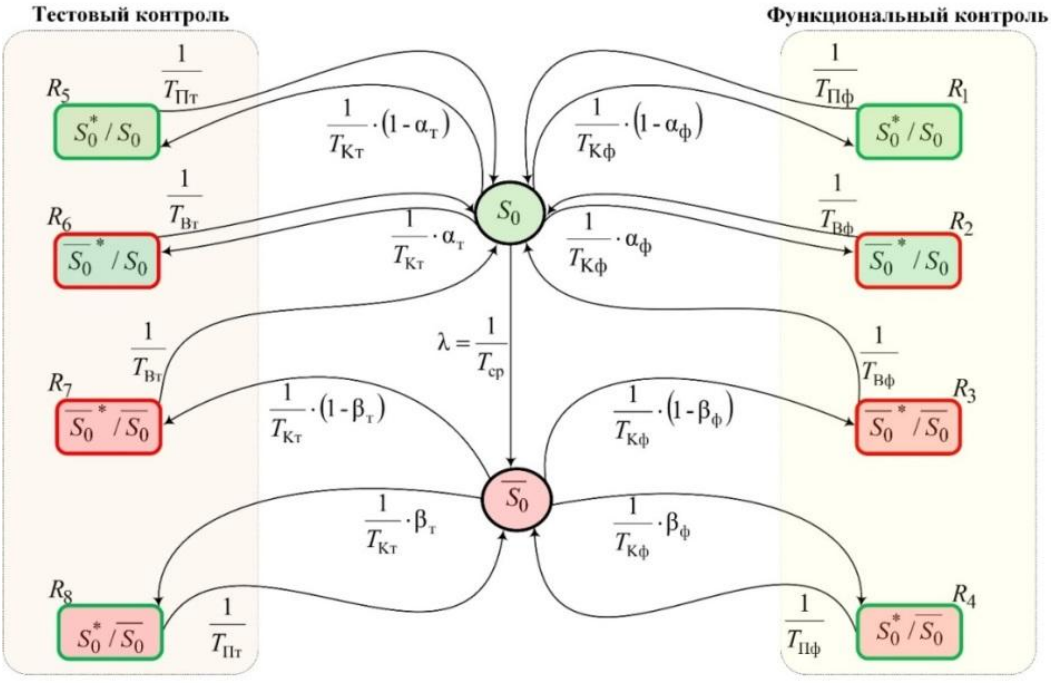


Рис. 3. Модель состояний объекта с учетом контроля

На рис. 3 введены следующие обозначения:

R_1, R_2, R_3, R_4 – состояния, при которых проводится контроль с достоверным результатом (R_1 – система контроля фиксирует работоспособное состояние S_0^*, при этом объект действительно работоспособен S_0; R_3 – система контроля обнаруживает отказ $\overline{S_0^*}$, при этом объект действительно неработоспособен $\overline{S_0}$) и с ошибочным результатом (R_2 – система контроля сигнализирует отказ $\overline{S_0^*}$, а при этом объект работоспособен S_0; R_4 – система контроля фиксирует работоспособное состояние S_0^*, а при этом объект отказал);

$T_К$ – периодичность контроля;

α и β – вероятности ошибок контроля (ошибок 1-го и 2-го рода соответственно);

$T_В$ – среднее время восстановления после контроля;

$T_П$ – средняя продолжительность перевода объекта из режима контроля в рабочий режим.

Современные КА требуют высокой степени автономности, особенно при работе в условиях ограниченной связи с Землей. Для решения этой задачи применяются агентные системы, основанные на продукционных правилах (рис. 4). Такие системы позволяют аппарату адаптироваться к нештатным ситуациям, оптимизировать ресурсы и выполнять задачи без вмешательства оператора. Задержка связи, ограниченная пропускная способность каналов и динамичность среды делают классические подходы к управлению недостаточно эффективными. Решением становится внедрение продукционных правил, которые формализуют экспертные знания и позволяют КА реагировать на события, предшествующие отказам (предотказное состояние) в реальном времени. Продукционные правила хранятся в базе знаний бортовой вычислительной системы (БВС) и активируются при выполнении условий, полученных от датчиков или других агентов.

№ п/п	Область применение S	Продукционное	Технологические решения		Описание
		№ п/п	Область применение S	Продукционное правило Pr	Технологические решения IF <сценарий>	THEN <действие>	Описание I
1	Работа БС КА	1	Работа БС КА	Pr_1^{21}	$Y\rho = < sc_1^{21} > \wedge YR = < 0 >$	$R = < r_1^{21} >$	ЕСЛИ СУДН работоспособно, ТО двигатели и навигация работают штатно СУДН – НОРМА
2		2		Pr_1^{32}	$Y\rho = < sc_1^{32} > \wedge YR = < 1 >$	$R = < r_1^{32} >$	ЕСЛИ БВС перегружена или фиксируются сбои, ТО перераспределить задачи на резервные модули, запустить диагностику БВС - ПЕРЕГРУЖЕНА
3		3		Pr_1^{42}	$Y\rho = < sc_1^{42} > \wedge YR = < 1 >$	$R = < r_1^{42} >$	ЕСЛИ частичная потеря связи с одной или несколькими подсистемами (нагрузка превышает норму), ТО активировать резервные каналы связи, перераспределить задачи между системами
4		4		Pr_1^{53}	$Y\rho = < sc_1^{53} > \wedge YR = < 2 >$	$R = < r_1^{53} >$	ЕСЛИ полная потеря связи с наземными станциями, невозможно передать ТМИ или прием команд, ТО переход на автономный режим работы системы, активация протокола хранения данных. СТК – КРИТИЧЕСКИЙ ОТКАЗ
5		5		Pr_1^{63}	$Y\rho = < sc_1^{63} > \wedge YR = < 2 >$	$R = < r_1^{63} >$	ЕСЛИ БАРУ неработоспособна, ТО КА переходит в аварийный режим перемещения по «маякам» (трасса полета) БАРУ – связь потеряна, навигация по приборам НЕВОЗМОЖНА

Рис. 4. Перечень продукционных правил бортового комплекса управления КА

Перечислим этапы разработки правил:

1. Сбор экспертных знаний (анализ возможных сценариев).
2. Формализация условий (порогового значения).
3. Определение решения (коррекция).

Общий вид продукционных правил представлен как

$$\Pr :< S \to R > \; I, \tag{9}$$

где S – ситуация после формирования выходных данных;

R – механизм формирования решения;

I – информационная ячейка данных.

Рассмотрим методику обнаружения недопустимых отклонений в диагностических параметрах $P_D \in D_P^T$ с помощью дисперсионного анализа. Данный подход позволяет своевременно выявить потенциальные отказы и обеспечить надежность функционирования оборудования. Для обнаружения отклонения используется дисперсионный анализ (рис. 5), который позволяет оценить вариацию диагностических параметров в заданный временной интервал.

Сначала собираются данные о параметрах работы системы, затем рассчитываются среднее значение и дисперсия для каждого параметра.

Пусть $\{x_1, x_2, ..., x_n\}$ – случайные переменные, характеризующие параметры БС (рис. 5).



Рис. 5. Имитационная запись телеметрии на аппаратно-программном комплексе

Для каждой случайной переменной x_i (где i = 1,2,…,n) пусть m – количество наблюдений, а x_{ij} – j-е наблюдение.

1. Вычисление математического ожидания. Для каждой случайной переменной x_i

$$M = 1/m \sum_{j=1}^{m} x_{ij}. \tag{10}$$

2. Вычисление дисперсии. Дисперсия для каждой переменной x_i определяется как

$$Var(x_i) = 1/m \sum_{j=1}^{m} (x_i - M_i), \tag{11}$$

где Var – разброс значений случайной величины;

M_i – математическое ожидание параметра.

3. Сравнение дисперсий. Необходимо найти максимальную дисперсию среди случайных параметров $i = \max_{i \in \{1,2,...,n\}} Var(x_i)$, где x_i – параметр (P_D) с наибольшей дисперсией.

Далее, с помощью статистических тестов определяется, находятся ли значения параметров в пределах допустимых отклонений. Если дисперсия превышает заданный порог, это может указывать на наличие аномалии.

Если μ – это центральное значение распределения, вокруг которого группируются параметры, а σ – мера разброса значений относительно среднего, то согласно закону распределения вероятность нахождения параметров можно разделить на три области:

$$P(x^* \in \mu \pm \sigma \geq 0,7); \qquad P(x^* \in \mu \pm 2\sigma \geq 0,9); \qquad P(x^* \in \mu \pm 3\sigma \geq 0,95), \qquad (12)$$

где параметры, находящиеся в области $x_i \geq 0,95$, будут указывать на потенциальный отказ системы, что позволит применить проактивные действия в ходе мониторинга технического состояния и избежать выхода из строя бортовой системы.

Рассмотрим **механизм перехода состояний и захват предотказного состояния в бортовой системе космического аппарата.**

Определение степени деградации компонентов. Каждый компонент системы характеризуется параметром $d_i(t)$, отражающим его текущее состояние:

$d_i(t) = 0$ – компонент работоспособен;

$d_i(t) = 1$ – компонент неработоспособен. (13)

1. **Расчет общей деградации системы.**

Общая деградация системы $D(t)$ определяется как взвешенная сумма деградаций всех компонентов:

$$D(t) = \sum_{i=1}^{n} \omega_i \cdot d_i(t), \qquad (14)$$

где ω_i – весовой коэффициент, отражающий критичность компонента;

$\sum_{i=0}^{n} \omega_i$ – сумма весов всех компонентов, $\sum_{i=0}^{n} \omega_i = 1$.

2. **Мониторинг в реальном времени.**

На каждом заданном шаге t_k система вычисляет $D(t_k)$ и сравнивает его с пороговым значением контрольного параметра

$$t_{\text{пор}} = t_k \left| D(t_k) \geq 0,8(P_D), \right. \qquad (15)$$

где P_D – диагностируемый параметр.

Если $D(t_k) \geq 0,8(P_D)$, система переходит в предотказное состояние, позволяющее при достижении порогового значения запустить углубленную диагностику компонента, изолировать деградирующий модуль для предотвращения отказа и перейти на резервный компонент.

3. **Форматизация нагрузки системы.**

Нагрузка каждого компонента $L_i(t)$ классифицируется следующим образом:

$L_i(t) = 0$ – компонент не нагружен;

$L_i(t) = 1$ – компонент работает на пределе;

$L_i(t) = 2$ – компонент перегружен.

Общая нагрузка системы

$$L(t) = \sum_{i=1}^{N} \omega_i \cdot L_i(t). \qquad (16)$$

Связь нагрузки компонента с наработкой на отказ. Для многих моделей λ считается постоянной, но в общем случае она может зависеть от загруженности системы L:

$$\lambda = f(L), \qquad (17)$$

где $f(L)$ – функция, отражающая влияние нагрузки.

Если λ зависит от L, то при увеличении $L(t)$ снижается средняя наработка на отказ T_0, что описывается зависимостью

$$T_0 = \frac{1}{\lambda_0 \cdot L(t)}, \tag{18}$$

где λ_0 – интенсивность отказов при нулевой нагрузке.

В разработанной модели (рис. 6) автономного управления между работоспособным и неработоспособным состояниями бортовой системы основное внимание уделено алгоритмам функционального контроля для фиксации предотказного состояния и минимизации времени восстановления. Результаты апробированы на примере двухблочной системы, демонстрирующей снижение риска отказа на 35% за счет автоматизированного анализа параметров.

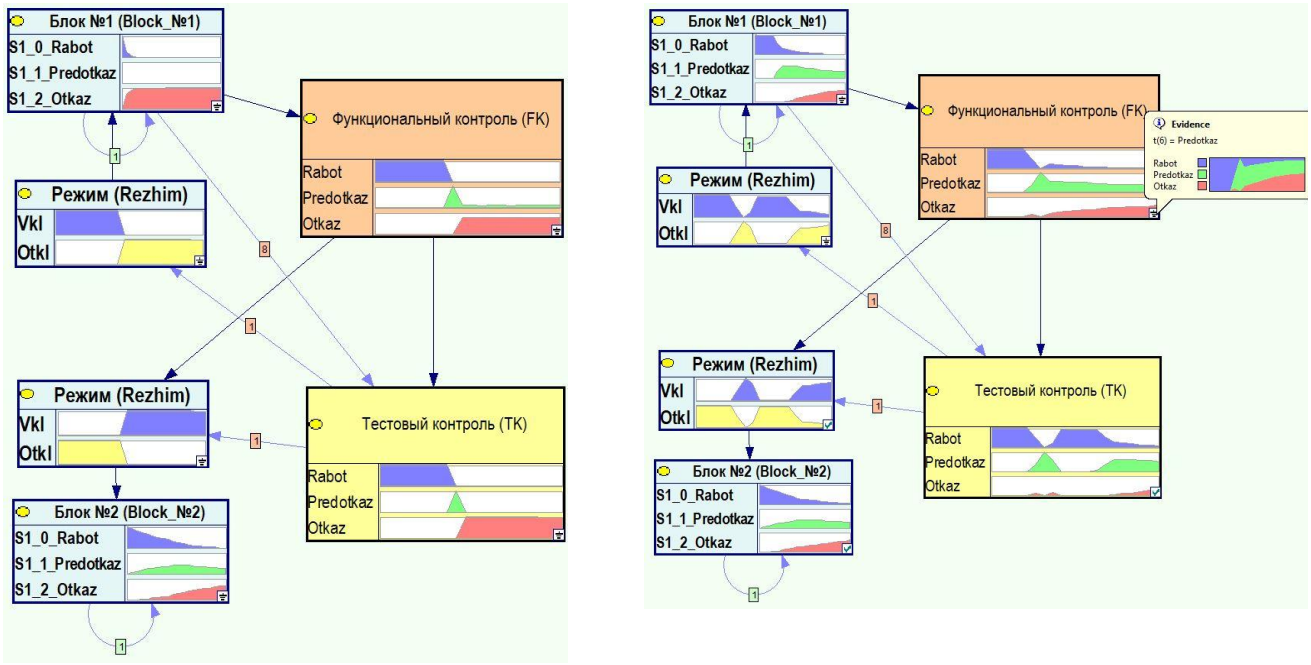


Рис. 6. Выявление предотказного состояния в функциональном контроле

В работе представлена модель, основанная на следующем:

1) иерархии состояний: Rabot – штатный режим, Predotksaz – предотказное состояние, Otkaz – отказ;

2) двухуровневом контроле: функциональный (FK), тестовый контроль (TK);

3) автономной изоляции дефектных модулей;

4) двух режимах работы блоков 1 и 2: Vkl – включен, Otkl – отключен.

Захват предотказного состояния позволяет использовать время простоя для анализа контрольных параметров, прогноза сбоев и парирования отказов. Предложенная модель демонстрирует эффективность двухэтапного контроля (FK, TK) для управления техническими состояниями. Функциональный контроль (FK) работает в фоновом режиме при выполнении целевой задачи КА и отслеживает пороговое значение параметров P_D в режиме реального времени. При обнаружении порогового значения P_D переводит систему в предотказное (Predotkaz) состояние и переключается на блок 2, тем самым снижая нагрузку L с блока 1. Тестовый контроль активируется при фиксации предотказного состояния и проводит диагностику, определяя необходимость вмешательства. При возвращении системы в работоспособное (Rabot) состояние выключается блок 2 и включается блок 1, и таким образом функционирование системы переносится обратно на восстановленный блок.

Этап 3. Локализация отказа в бортовой системе с применением агентной технологии.

Достоинством данной методики (рис. 7) является локализация аномалий и сокращение времени, требуемого для обнаружения аварии и реализации решения боевым расчетом ЦУП.

В результате расчета времени восстановления на имитационном сеансе управления был сделан вывод о том, что время анализа, которое включает в себя время обнаружения, локализации и переключения на резерв для парирования отказа, составило 18 минут. Это позволило выявлять наиболее уязвимые системы и парировать нештатные ситуации. Таким образом, время восстановления КА в момент отказа БС (рис. 8) можно записать в виде

$$T_{\text{В}} = T_{\text{предобр}} + T_{\text{з.р.в.}} + T_{\text{обн}} + T_{\text{лок}} + T_{\text{перекл.рез}} + T_{\text{передЦУП}} \approx 160 \text{ мин}, \quad (19)$$

где $T_{\text{обн}}$ – обнаружение диагностического параметра;

$T_{\text{лок}}$ – локализация отказа;

$T_{\text{перекл.рез}}$ – переключение на резерв.

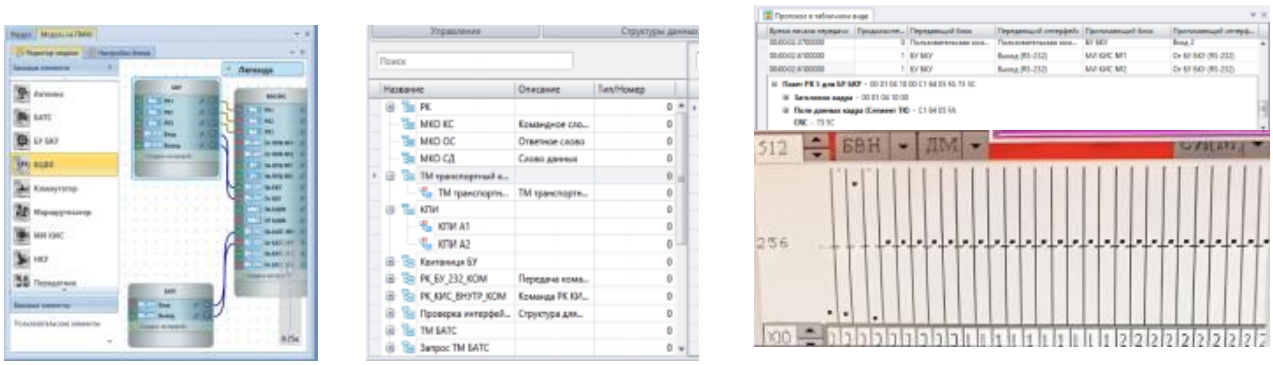


Рис. 7. Локализация отказа при формировании ТМИ

На рис. 9 представлена сравнительная статистика отказов БС при нормальной эксплуатации и с внедрением интеллектуальной технологии обнаружения и локализации отказов БС, где N – это количество отказов БС. Данная методика значительно снизила время восстановления $T_{\text{В}}$ бортовой аппаратуры космического аппарата. Согласно документации время восстановления в случае отказа ограничено и не должно превышать 360 минут, в то время как при реальной эксплуатации время восстановления занимает около 600 минут.

Внедрение данной методики сократило время восстановления БС в среднем до 160 минут, что соответствует требованиям эксплуатационной документации. Кроме того, внедрение такой методики позволяет выявить наиболее уязвимые системы и, кроме того, парировать отказы до момента их наступления.

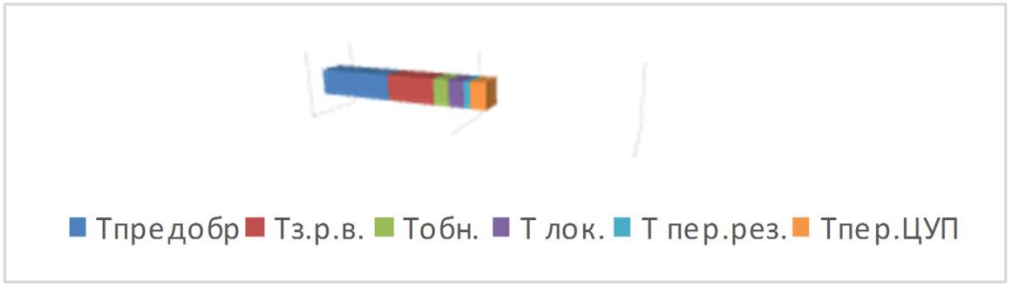


Рис. 8. Время проведения сеанса управления с применением интеллектуальной технологии

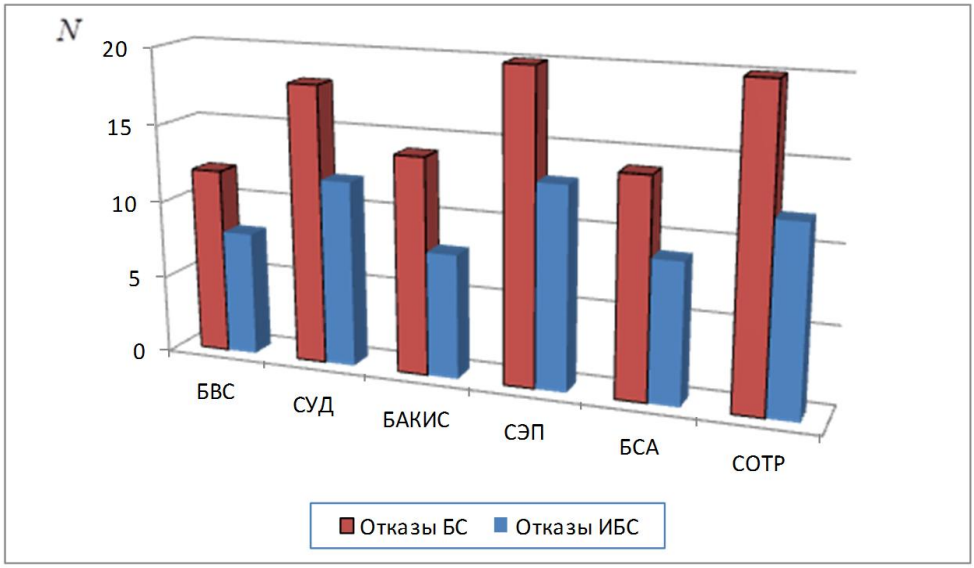


Рис. 9. Сравнение отказов БС КА при нормальной эксплуатации и в результате внедрения интеллектуальной технологии

Таким образом, автономная система контроля (рис. 10) значительно упрощает работу специалистов и освобождает их от необходимости выполнять трудоемкие и монотонные процедуры исследования. Анализ, проводимый оператором боевого расчета, переносится на борт космического аппарата, при этом осуществляется двойной контроль выполнения целевой задачи, что позволяет более точно исследовать состояние КА с учетом оставшихся ресурсов, предварительно определить фактические характеристики оборудования, выявить и понять основу протекающих процессов и аномалий в системе КА.

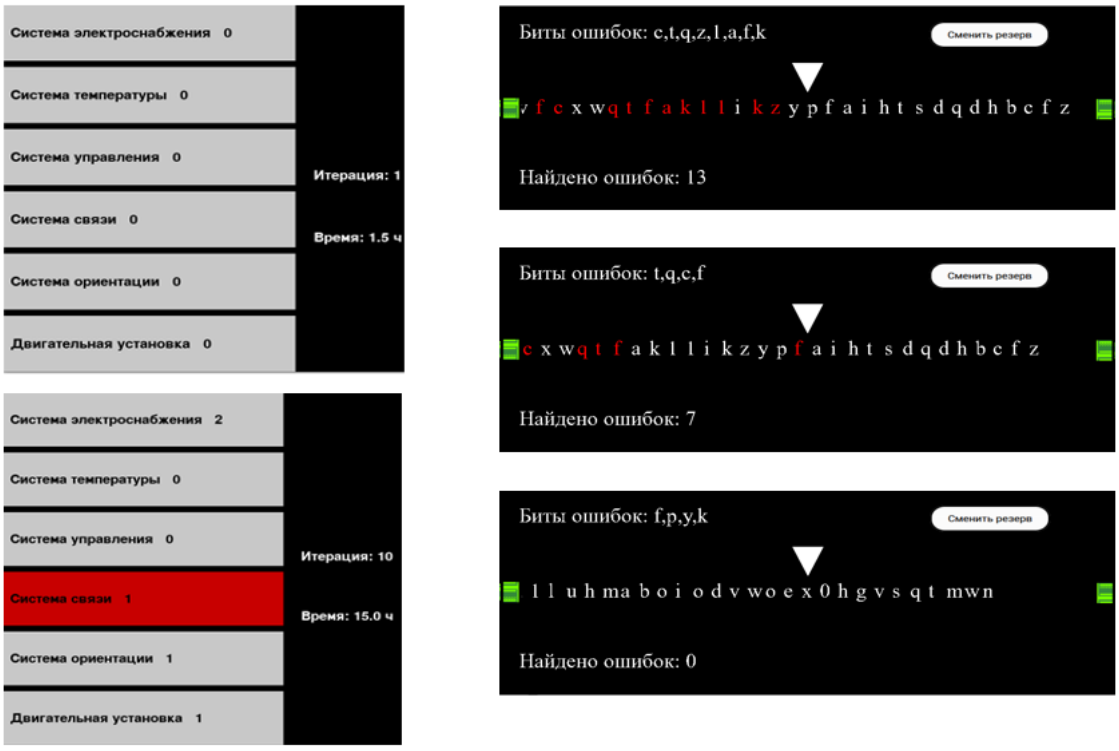


Рис. 10. Пульт контроля технического состояния бортовой системы

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье был проведен анализ отказов бортовой системы и была предложена реализация путей решения, описанная математически. Выявлена проблематика и сформулирована задача исследования, а также представлено решение данной проблемы, а именно представлена методика повышения оперативности обнаружения и локализации отказов в БС, которая позволяет обнаружить аномалии в работе бортовой аппаратуры в процессе непосредственной эксплуатации.

Кроме того, внедрение интеллектуальных систем мониторинга в бортовую аппаратуру упрощает задачи личного состава боевых расчетов, освобождая их от сложных и рутинных процедур контроля. Это, в свою очередь, сокращает время, требуемое для анализа технического состояния КА. Перенос функций контроля на интеллектуальные бортовые системы позволяет проводить более глубокий анализ состояния аппарата, точно определять реальные характеристики оборудования с учетом оставшихся ресурсов, а также выявлять и диагностировать нежелательные процессы и аномалии в работе компонентов КА. Таким образом, развитие и интеграция интеллектуальных технологий наблюдения становятся ключевыми факторами повышения надежности и эффективности управления космическими аппаратами.

Список использованных источников

1. Комплексная модель надежности и диагностирования сложных технических систем / И. В. Дорожко [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 652 – С. 137–146.

2. *Копейка Е. А., Вербин А. В.* Методический подход оценивания вероятности безотказной работы сложных технических систем с учетом характеристик системы контроля на основе байесовской сети доверия // Труды МАИ. – 2023. – № 128. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=171411 (дата обращения: 20.03.2025).

3. Имитационная модель оценивания коэффициента готовности сложных технических систем с учетом характеристик процесса диагностирования / А.Е. Привалов [и др.] // Труды МАИ. – 2018. – № 103. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=101526 (дата обращения: 20.03.2025).

4. Алгоритм построения гибкой программы диагностирования технического объекта по критерию ценности получаемой информации / Е. В. Копкин [и др.] // Труды СПИИРАН. – 2015. – № 4(41). – С. 106–130.

5. *Лубков Н. В., Спиридонов И. Б., Степанянц А. С.* Влияние характеристик контроля на показатели надежности систем // Труды МАИ. – 2016. – № 85. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=67501 (дата обращения: 20.03.2025).

6. *Барановский А. М., Захарова Е. А.* Модель оценивания готовности сложных технических систем с учетом показателей качества диагностирования // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 669. – С. 124–132.

7. *Дорожко И. В., Мусиенко А. С., Сундиев Д. С.* Имитационная модель, связывающая показатели надежности с показателями тестового и функционального контроля технических систем // Труды МАИ. – 2023. – № 130. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=174618 (дата обращения: 20.03.2025).

8. *Дорожко И. В., Иванов О. А.* Модель системы поддержки принятия решений для диагностирования бортовых систем космического аппарата на основе байесовских сетей // Тру-

ды МАИ. – 2021. – № 118. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=158259 (дата обращения: 20.03.2025).

9. *Бутырин А .В. , Тарасов А. Г. , Цветков А. Ю.* Нейронечеткая модель шкалы оценок параметров технического состояния автоматизированных систем подготовки и пуска ракет космического назначения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 669. – С. 139–145.

10. *Дорожко И. В. , Захарова Е. А. , Осипов Н. А.* Модель оценки вероятности безотказной работы сложных технических комплексов на основе динамических байесовских сетей // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 669. – С. 216–223.

11. *Осипов Н. А., Мусиенко А. С.* Повышение обоснованности выборочного контроля бортовой системы при эксплуатации космических средств // Труды МАИ. – 2024. – № 136. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=180675 (дата обращения: 20.03.2025).

12. Копейка Е. А., Вербин А. В. Методический подход оценивания вероятности безотказной работы сложных технических систем с учетом характеристик системы контроля на основе байесовской сети доверия // Труды МАИ. – 2023. – № 128. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=171411 (дата обращения: 20.03.2025).

13. *Тарасов А. Г., Мусиенко А. С.* Алгоритм функционирования агентов обнаружения и локализации отказов бортовой системы // Авиакосмическое приборостроение. – 2024. – № 8. – С. 14–26.

14. *Дорожко И. В., Мусиенко А. С.* Модель мониторинга технического состояния сложных технических устройств с применением искусственного интеллекта // Труды МАИ. – 2024. – № 137. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=181885 (дата обращения: 20.03.2025).

А. И. Петухов;
С. Ю. Пирогов
доктор технических наук, профессор;
А. Э. Султанов,
кандидат технических наук

ПОДХОДЫ К ВЫБОРУ СТРАТЕГИЙ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВИБРОПРОЧНОСТИ В УСЛОВИЯХ РАСШИРЕНИЯ МОДЕРНИЗАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

В статье приводится анализ существующих и перспективных направлений снижения интенсивности продольных колебаний в ракетах космического назначения в задаче обеспечения вибропрочности элементов ракет космического назначения. Рассмотрены ограничения используемого в настоящее время способа демпфирования продольных колебаний в ракетах на жидком топливе. Предложен подход, позволяющий сформировать требования к перспективным средствам демпфирования продольных колебаний на основе управляемого изменения частотных характеристик элементов конструкции ракетных блоков. Отмечена потенциальная возможность выбора направлений снижения вибрационных нагрузок на различные элементы ракет космического назначения для реализации ряда стратегий обеспечения надежности их элементов, в том числе при использовании многоразовых ракетных блоков ракет-носителей.

Ключевые слова: ракета-носитель, продольные колебания, надежность, ресурс.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время происходит активный рост в сфере использования многоспутниковых орбитальных группировок космических аппаратов различного целевого назначения. Расширение многообразия конструктивно-компоновочных схем таких аппаратов, с одной стороны, а также потребность в модернизации ракет-носителей при безусловном обеспечении требований к надежности всех составляющих ракеты космического назначения, с другой стороны, определяют необходимость в выработке различных подходов к обеспечению продольной динамической устойчивости.

Расширение модернизационного потенциала ракет-носителей (РН) существенно ограничено, в частности возможностями средств демпфирования продольных колебаний в условиях изменения динамических характеристик в продольных колебаниях. Изменение компоновки отдельных ступеней, применение новых разгонных блоков и головных обтекателей значительно изменяют условия функционирования системы демпфирования продольных колебаний РН, а также требуют внесения изменений в параметры демпферов. Несмотря на активное применение средств автоматизации расчетов, использование разработчиками РН достаточно совершенного методологического аппарата, сроки и стоимость создания надежных систем демпфирования продольных колебаний остаются существенными и влияют на конкурентоспособность отечественных средств выведения.

Вместе с тем на перспективную систему средств выведения космических аппаратов (КА) возлагаются технически сложные и противоречивые задачи, такие как повышение уровня конструктивного совершенствования, обеспечение ресурса многоразовых ракетных блоков, снижение (при необходимости) вибронагрузок на зону полезного груза при безусловном обеспечении заданного (требуемого) уровня надежности. Кроме того, при поддержании требуемого уровня надежности многоразовых ракетных блоков должно учитываться негативное воздействие прежде всего низкочастотной высокоамплитудной вибрации, возникающей в условиях продольных автоколебаний.

Существующие системы демпфирования продольных колебаний нацелены на решение задачи снижения общей интенсивности продольных колебаний конструкции ракеты космиче-

ского назначения за счет обеспечения некоторого запаса продольной динамической устойчивости. В частности, это реализуется путем разделения частот колебаний топлива в одной из расходных магистралей подач (окислителя или горючего) и низших тонов колебаний корпуса. Таким образом, исключается так называемый «POGO-эффект» [1]. При этом множество смежных автоколебательных эффектов, сопровождаемых ростом интенсивности колебаний ракеты в полете, остается непарируемым.

В то же время в истории отечественного ракетостроения известны случаи реализации негативных сценариев развития указанных опасных автоколебательных явлений, приведших к аварийным исходам и к последующим существенным доработкам в конструкции и системах межконтинентальных баллистических ракет (МБР УР-100Н) [2].

С одной стороны, можно говорить об успешности борьбы с явлением продольной динамической неустойчивости в виде «POGO-эффекта», при котором реализуется так называемый режим жесткого возбуждения колебаний [Н, 194]. С другой стороны, многообразие колебательных контуров внутри автоколебательной системы «корпус – топливные магистрали – двигатель», определяемое доминирующими формами продольных колебаний корпуса, топливных магистралей, различными нелинейными эффектами, а также частотными характеристиками жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), определяет многообразие проявления автоколебаний в ракете на активном участке полета. Это проявляется в ходе летных испытаний РН и является значимым фактором снижения надежности как самой ракеты, так и КА, выводимых на орбиту.

Таким образом, в контексте обеспечения требуемого уровня надежности средств выведения КА актуальным остается вопрос оценки направлений совершенствования средств обеспечения продольной динамической устойчивости ракет-носителей на жидком топливе, отличающихся от существующих большими гибкостью и универсальностью.

ФАКТОР МНОГОРАЗОВОСТИ В ОБОСНОВАНИИ ПУТЕЙ РАЗВИТИЯ СТРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Высокоамплитудные колебания конструкции ракет космического назначения, вызванные взаимодействием ряда автоколебательных контуров на стыке конструкции и работающего ракетного двигателя, как правило, не представляют угрозы для одноразовых РН. При этом современные подходы к проектированию РН обеспечивают приемлемый уровень вибрационных нагрузок на КА, не превышающих величин 8–10 м/с^2 [М-с]. В то же время при переходе к многоразовым ракетным блокам в составе перспективных средств выведения необходимо не только обеспечивать контроль интенсивности выработки остаточного ресурса ступеней РН, но и по возможности активно воздействовать при помощи определенных средств обеспечения продольной динамической устойчивости (СОПДУ) на интенсивность вибрационных процессов на борта РКН.

Требования к гибкости и универсальности таких средств продиктованы необходимостью не только ограничивать вибрацию в районе крепления полезного груза, но и снижать негативное динамическое воздействие на ступени РН.

Структурно ракету космического назначения как динамическую колебательную систему с переменными массами можно представить двумя автоколебательными контурами, объединяющими три основных элемента: упругий корпус, топливные магистрали подачи окислителя и горючего в двигатель, сам маршевый двигатель.

Системы демпфирования, используемые на современных РН, размыкают контур «корпус – двигатель» за счет снижения интенсивности передачи пульсации давления в баках при продольных колебаниях на ЖРД. Таким образом, при совпадении одного из низших тонов

колебаний корпуса и топливной магистрали (как правило, наиболее длинной) энергия, возбуждаемая в системе за цикл колебания, не превышает энергию, поглощаемую диссипативными силами. Это обеспечивает динамическую устойчивость системы.

Вместе с тем автоколебательные контуры (рис. 1), охватывающие резонансы верхних тонов, а также смежную подсистему (корпус), на практике проявляют себя в виде роста амплитуд вибрации в диапазоне частот до 50 Гц.

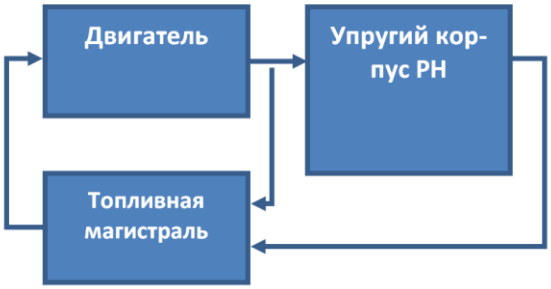
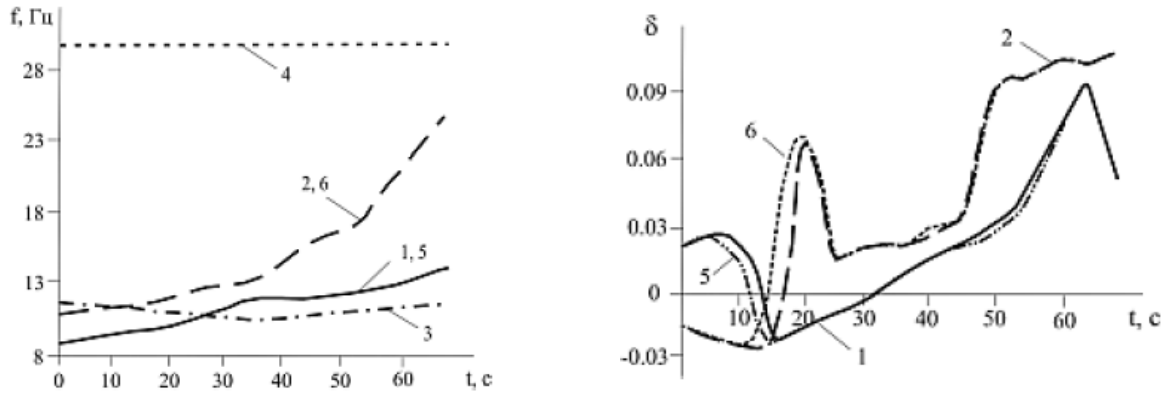


Рис. 1. Схема автоколебательных контуров при продольных колебаниях РКН

Решение проблемы снижения динамического нагружения как зоны полезного груза и точечной массы, так и крупногабаритных элементов конструкции первой ступени (баки окислителя и горючего), можно искать в области гибкой (адаптивной) системы, которая объединяет в себе совокупность разнородных средств обеспечения продольной динамической устойчивости.

В дополнение к хорошо зарекомендовавшим себя демпферам, представляющим собой элемент гидравлической магистрали с увеличенной податливостью, могут использоваться динамические гасители колебаний. Однако названные средства обеспечения продольной динамической устойчивости решают задачу продольной устойчивости только в определенный период работы ступени.

Учитывая сложность РКН как автоколебательной системы, а также существенно нестационарный характер проявления динамических свойств, связанных с выработкой топлива в процессе полета, представляется актуальным рассматривать также способы снижения интенсивности продольных колебаний за счет управляемого изменения динамических характеристик самого корпуса (рис. 2).



а) б)

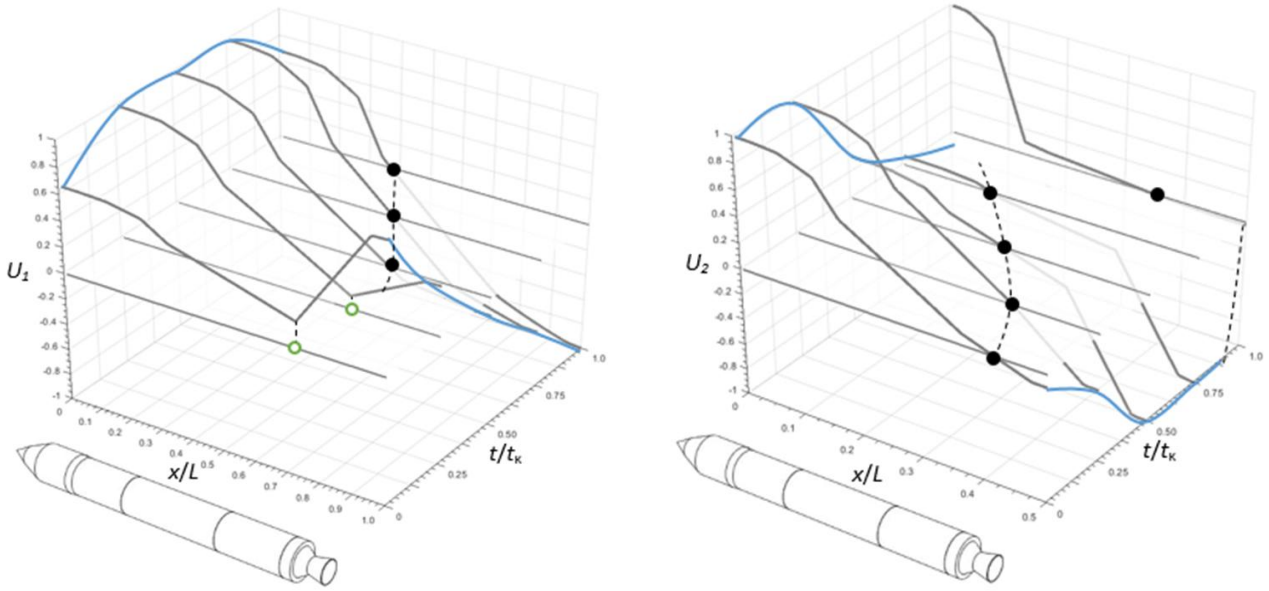
Рис. 2. Характер изменения во времени полета динамических характеристик РКН: а – низших тонов колебаний элементов колебательной системы «корпус – магистрали»; б – параметров затухания колебаний

В пользу актуальности данного направления свидетельствует ряд факторов:

– частоты и формы первых двух тонов продольных колебаний в значительной степени определяются силовым взаимодействием массы топлива с корпусом в районе нижних распорно-стыковочных шпангоутов баков окислителя и горючего;

– фазы колебаний топлива как упругоподвешенных масс в полете меняются, влияя тем самым на запас продольной динамической устойчивости;

– частотные характеристики современных ЖРД, выполненных по схеме с дожиганием, имеют выраженные пики (максимумы) и могут при реализации циклограмм полета изменяться.



а) б)

Рис. 3. Изменение форм продольных колебаний корпуса РН во времени (моделирование): а – первая форма собственных колебаний; б – вторая форма собственных колебаний

Для обоснования рациональных путей построения перспективных средств обеспечения продольной динамической устойчивости РН, обладающих свойством адаптивности, необходимы новые научные знания, основанные на выявлении закономерностей изменения динамический параметров их основных элементов в зависимости от широкого спектра факторов. Даже сегодня, при наличии мощных вычислительных ресурсов, сложных и верифицированных моделей, задача построения классических систем демпфирования на основе газожидкостных демпферов представляет собой с научной точки зрения задачу нетривиальную.

В ракете на жидком топливе степень влияния упруго-подвешенных масс (УПМ) элементов колебательной системы определяется соотношением их парциальных частот ω_{si} и частот тонов колебаний всей системы ω_j:

$$f_{nsj} = U_n(l_i)\frac{1}{1-(\omega_n / \omega_{sj})^2}, \quad (1)$$

где U_n – форма колебаний для сечения в месте закрепления УПМ.

Как видно из выражения (1), при определенных условиях даже относительно небольшая масса оказывает существенное влияние на форму колебаний и, как следствие, на распределение всей энергии колебаний системы [3]. В случае же присутствия в ракете таких массивных элементов, как топливо (окислитель и горючее), составляющих более 50% от стартовой массы РН, справедливо рассматривать эти элементы как наиболее значимые для форм продольных колебаний.

ПРОТИВОРЕЧИЯ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧИ СНИЖЕНИЯ УРОВНЕЙ ВИБРОНАГРУЗОК НА РАЗЛИЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Существующие особенности ракет-носителей предопределяют наличие двух доминирующих тонов продольных колебаний. Эта особенность наиболее ярко выражена на этапе полета первой субракеты [период работы двигательной установки (ДУ) первой ступени], что показано на рис. 3. Особенности динамического взаимодействия топлива с корпусом проявляются в виде двух взаимосвязанных тонов колебаний, в которых, в свою очередь, проявляются свойства конкуренции мод, что существенно затрудняет активное управляемое воздействие на интенсивность вибрационного нагружения корпуса ракетного блока первой ступени. Это показано в виде результатов моделирования форм таких колебаний (рис. 4).

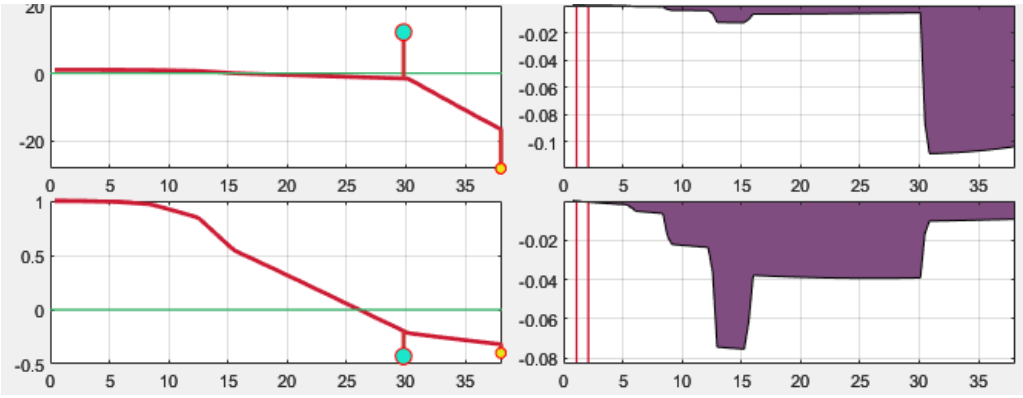


Рис. 4. Взаимосвязь форм колебаний и интенсивности вибрационного нагружения корпуса РН при продольных колебаниях

Отставание или опережение упруго-подвешенных масс топлива относительно корпуса ракеты при рассматриваемых колебаниях приводит к перераспределению амплитуд вибродеформации обечаек баков между колебаниями на частотах первого и второго тонов. Причем так как частоты на протяжении длительного этапа работы ступени оказываются близкими, то вибронагружение обечаек носит ярко выраженный характер биения (рис. 5).

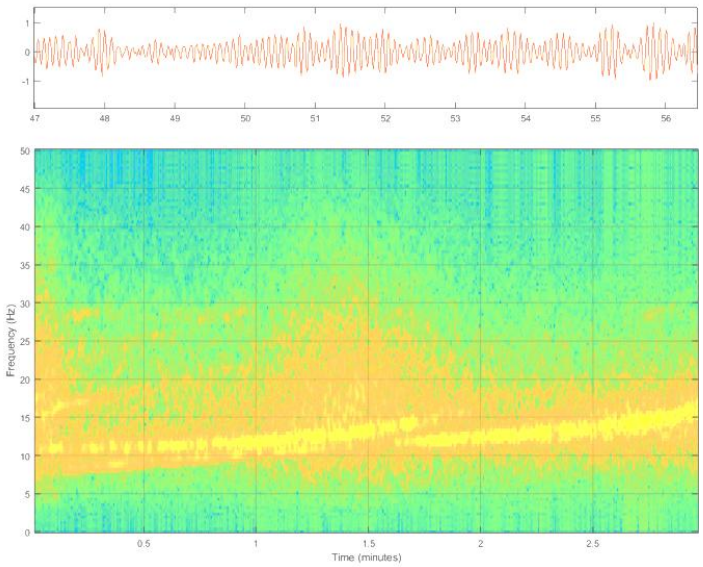


Рис. 5. Спектрально-временная картина осевой вибрации ракеты космического назначения легкого класса и осциллограмма параметра

Данный характер воздействия на конструкцию ступени РН в условия применения многоразовых ракетных блоков необходимо рассматривать наиболее детально и учитывать при анализе интенсивности выработки ресурса. Главным образом, это связано с распределением масс по ступеням и, как следствие, с доминированием упруго-подвешенных масс топлива (окислителя и горючего) в первых двух тонах. Расчет частот и форм продольных колебаний наглядно показывает ведущую роль коэффициентов форм для топлива в баках первой ступени на протяжении всего времени работы ДУ.

Существенная нестационарность в динамических свойствах РН создает значительные сложности при решении задачи снижения ее виброактивности, в том числе в отношении продольных колебаний. В процессе выработки топлива из баков первой ступени амплитуды в определенных сечениях ее корпуса, а также в зоне полезного груза изменяются значительно. При этом сама автоколебательная система находится вблизи от зон потери устойчивости, что проявляется в виде периодического возрастания общей энергии колебаний за счет изменения условий ее накопления при взаимодействии с двигателем.

Наметившийся в настоящее время переход к многоразовым средствам выведения требует рассмотрения всех возможных направлений снижения динамического воздействия и не только на зону полезного груза, но и на вибрационное нагружение отдельных элементов ракетных блоков (баки, отсеки и др.).

Ниже на основе моделей продольных колебаний двухступенчатой РН с последовательной схемой соединения ступеней показаны главные характерные зависимости между параметрами вибрационного нагружения основных элементов РКН.

ВЗАИМОСВЯЗЬ КОЭФФИЦИЕНТОВ ФОРМ УПРУГО-ПОДВЕШЕННЫХ МАСС В РАКЕТЕ С ИНТЕНСИВНОСТЬЮ ВИБРОДЕФОРМАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОРПУСА

Ракета-носитель (РН) как колебательная система представляет собой совокупность элементов с постоянной и переменной жесткостью. В ходе функционирования на активном участке траектории в процессе выработки топлива также происходит существенное изменение массы. Эти факторы предопределяют значительную нестационарность ракеты-носителя как колебательной системы.

Характер изменения частот всей РКН и парциальных частот топлива в баках первой ступени показан на графиках рис. 6. При этом коэффициенты форм колебаний окислителя и горючего сближаются до 2-3 Гц на начальном этапе полета РН.

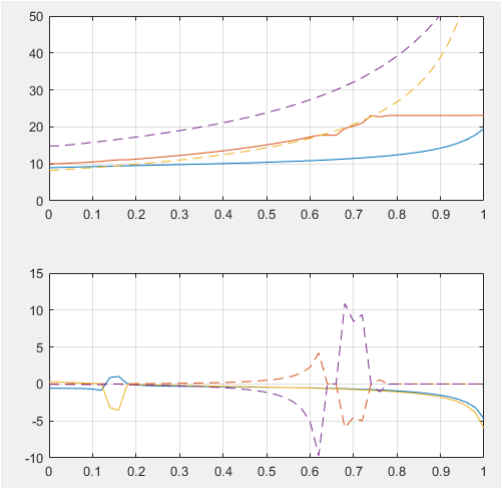


Рис. 6. Характер изменения коэффициентов форм подвеса топлива в баках первой ступени

В качестве объекта исследований рассматривались топливные баки ракет, выполненные по несущей схеме. Специфика силового взаимодействия жидкого топлива и тонкостенных элементов баков отражается в характеристиках жесткости при продольных колебаниях.

ФОРМУЛИРОВАНИЕ СТРАТЕГИЙ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ СРЕДСТВ ДЕМПФИРОВАНИЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ

В зависимости от целевой задачи пуска ракеты-носителя можно сформулировать три основных стратегии применения средств обеспечения продольной динамической устойчивости (СОПДУ) (рис. 7).

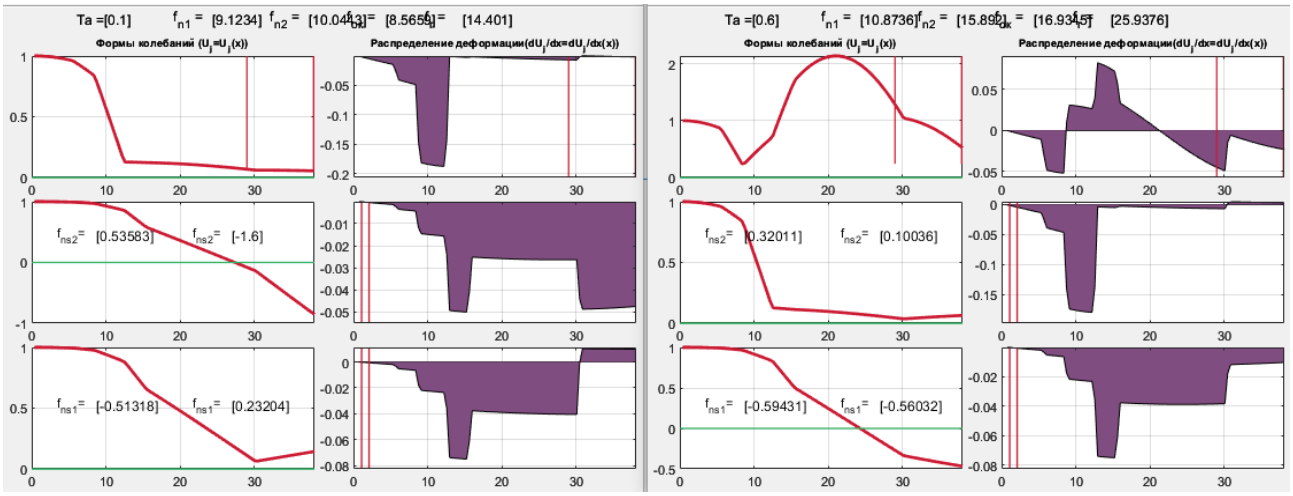


Рис. 7. Взаимосвязь форм и колебаний по первым двум тонам и деформациям при продольных колебаниях

Первая стратегия.

Целевая задача состоит в реализации наиболее ровного по времени полета РН поля вибрационного нагружения зоны полезного груза в низкочастотном диапазоне.

В рамках данной стратегии СОПДУ размещаются в космической головной части (КГЧ).

При таком подходе основной целью использования СОПДУ является снижение амплитуд в районе головного обтекателя (ГО) РН с целью недопущения повреждения КА ВН.

Вторая стратегия.

Целевая задача состоит в реализации наиболее ровного по времени полета РН поля вибрационного нагружения корпуса РН в низкочастотном диапазоне.

В рамках данной стратегии СОПДУ размещаются в виде распределенной схемы по всей длине РН. Перспективными СОПДУ для таких задач являются адаптивные динамические гасители колебаний (АДГК).

При указанном подходе основной целью использования СОПДУ является снижение амплитуд по всему корпусу РН с целью недопущения разрушения РН на активном участке полета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, произведен анализ существующих и перспективных направлений снижения интенсивности продольных колебаний в ракетах космического назначения. Определены ограничения используемого в настоящее время способа демпфирования продольных колеба-

ний в ракетах на жидком топливе. Предложенный подход позволил сформировать требования к перспективным средствам демпфирования продольных колебаний на основе управляемого изменения частотных характеристик элементов конструкции ракетных блоков. Сформулированы стратегии выбора параметров средств демпфирования продольных колебаний, а именно: размещение СОПДУ в районе КГЧ и распределение СОПДУ на основе АДГК по всему корпусу РН.

Список использованных источников

1. *Костюков В. Н.* Синтез инвариантных диагностических признаков и моделей состояния агрегатов для целей диагностики // Омский научный вестник. – 2000. – Вып. 12. – С. 77–81.

2. *Костюков В. Н.* Синтез спектральной матрицы вибрации машины и ее распознавание для целей диагностики // Омский научный вестник. – 2000. – Вып. 12. – С. 81–88.

3. *Рабинович Б. И.* Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1975. – 416 с.

4. *Натанзон М. С.* Продольные автоколебания жидкостной ракеты. – М. : Машиностроение, 1977. – 208 с.

5. *Микишев Г. Н., Рабинович Б. И.* Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. – М. : Машиностроение, 1971. – 559 с.

6. *Петухов А. И., Султанов А. Э.* Использование мультимодельного подхода для моделирования продольных автоколебаний в ракетах-носителях // Труды Военно-космической академии имении А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 688. – С. 175–183.

7. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2023617761. Программа расчета частот и форм продольных колебаний ракет-носителей на жидком топливе / А. И. Петухов, А. Э. Султанов. – Зарегистр. 03.04.2023. – 5 с.

8. *Султанов А. Э., Перфильев А. С., Герасименко С. Ю.* Условия возникновения высокоамплитудных низкочастотных колебаний корпуса ракеты-носителя, снижающие надежность агрегатов двигательных установок // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2018. – № 78. – С. 56–64.

9. Особенности анализа телеметрической информации о перегрузках, получаемой при летной эксплуатации изделий ракетно-космической техники / А. Ю. Бондаренко [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – № 4(109). – С. 48–53.

10. Don Elberg, Willie Costa. Design of Rockets and Launch Vehicles. – M. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2022. – P. 669–675.

11. *Лебедев Е. Л., Перфильев А. С., Султанов А. Э.* Анализ параметров вибрационного нагружения корпуса ракет-носителей как фактора повышения интенсивности выработки ресурса сварных соединений топливных баков // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 671. – С. 361–167.

И. Ф. Хисматов,
доктор технических наук
ЗАО «МНИТИ», г. Москва.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ОШИБОК В ДАННЫХ ЛЕТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ БАЙЕСОВСКИМ АЛГОРИТМОМ ФИЛЬТРАЦИИ В СИСТЕМЕ СО СЛУЧАЙНОЙ СКАЧКООБРАЗНОЙ СМЕНОЙ СТРУКТУРЫ

Способ идентификации неизвестных систематических ошибок в данных летных экспериментов основан на определении наиболее вероятной оценки дальности обнаружения отраженного сигнала, получаемой в байесовском алгоритме фильтрации фазовых координат системы с постоянной во времени, но случайной для наблюдателя структуре. В уравнения состояния оцениваемого процесса включены предполагаемые значения систематической ошибки, образуя различающиеся структуры. На этапе «прогноза» вычисляются дальности действия в очередном эксперименте, соответствующие предполагаемым систематическим ошибкам, которые на этапе «коррекции» уточняются по реализации эксперимента с определением наиболее вероятного из них значения.

Ключевые слова: систематическая ошибка, идентификация, случайная скачкообразная структура, байесовская фильтрация, двухмоментная параметрическая аппроксимация.

ВВЕДЕНИЕ

Планирование летных испытаний авиационных оптико-электронных систем сопряжено с прогнозированием исходов будущих экспериментов в тех или иных условиях их проведения. Это вызвано, с одной стороны, требованием обоснованности решений по планированию дорогостоящих полетов, с другой стороны, – с необходимостью создания для них условий, обеспечивающих достоверность интерпретации результатов экспериментов.

Прогнозирование дальности обнаружения отраженного лазерного излучения авиационными оптико-электронными системами может быть основано на математическом моделировании по информации о параметрах, характеризующих прозрачность атмосферных трасс, отражательные характеристики мишени на полигоне, а также аппаратуру подсвета и приема [1, 2].

Испытания образцов авиационной техники организуются, как правило, в длительной серии полетов, проводимых в различное время года и суток. Вследствие этого используемой для прогнозирования информации присущи такие особенности, как наличие нестационарных случайных и систематических погрешностей, характеристики которых изменяются внезапно и непредсказуемо для исследователя, а результат их воздействия неоднозначен и может трактоваться различно. Погрешности обусловлены ошибками измерений и неопределенностями априорной информации о характеристиках объекта испытаний, а также условий их проведения. В результате снижается достоверность прогнозирования, затрудняются анализ и принятие решений о соответствии или несоответствии исследуемых образцов требованиям технического задания.

Действие на результат прогноза стационарных случайных погрешностей с известными законами распределения может быть минимизировано известными методами математической статистики. Вместе с этим достоверность таких оценок в большой степени будет зависеть от объемов экспериментальных выборок, значения которых в летных испытаниях невелики ввиду особенностей их проведения. Учет в прогнозе систематической погрешности требует идентификации ее значений с последующей подстановкой в качестве параметра в используемую математическую модель.

В теории систем управления разработано множество методов их идентификации [3–7], но наибольшее распространение на практике нашли те из них, которые применяются к динами-

ческим детерминированным системам с известной структурой либо к стохастическим динамическим системам, обладающим свойством эргодичности. Обычно при идентификации динамических систем оценивают их импульсные или частотные характеристики, подавая на их входы возмущения специальной формы. Такой подход, однако, неприменим к сложным объектам, задачу идентификации которых необходимо решать в процессах их нормальной эксплуатации, например, при проведении натурных испытаний.

Для решения подобных задач разработаны статистические методы идентификации. В основе статистического подхода к идентификации лежит оценка условной плотности вероятности выходного сигнала системы в зависимости от исследуемого параметра или входного сигнала. Неизвестные параметры распределений находят, как правило, методами максимального правдоподобия, методом наименьших квадратов или методом моментов [5–8]. Если стохастическая зависимость многомерна, то необходимо использовать многомерные плотности вероятности, что повышает сложность решения задач идентификации. Поэтому прибегают к определению моментных характеристик систем, обычно первых двух начальных моментов, регрессионными и дисперсионными методами [3, 5, 6].

Хорошо развитые статистические методы дисперсионной идентификации позволяют найти приближение одной случайной функции к другой случайной функции по наблюдениям последней с ошибками [5, 8]. В случае линейной или линеаризованной системы рекуррентные алгоритмы дисперсионной идентификации позволяют найти оптимальную в среднем квадратическом смысле весовую функцию, однако это требует использования априорных данных о статистических характеристиках системы. При этом погрешности идентификации будут зависеть от объемов экспериментальных выборок, по которым оцениваются такие априорные данные.

В рамках статистического подхода разработана информационная теория идентификации систем управления [4, 6], методы которой основаны на учете априорной информации о помехах в наблюдаемых сигналах, а также о параметрах и структуре исследуемых объектов. При этом также наиболее развитыми являются методы идентификации объектов, функционирующих в стационарном режиме, называемом нормальным режимом работы. Методы идентификации нестационарных объектов разработаны для систем, нестационарность которых обусловлена дрейфом их параметров во времени [4]. Они либо сводятся к оцениванию постоянных коэффициентов, либо обобщают методы, применяемые к стационарным объектам.

Применение рассмотренных статистических методов к идентификации параметров, характеризующих условия летных испытаний, а также сами испытываемые объекты, затруднительно ввиду специфики проведения экспериментов и малых объемов располагаемых экспериментальных выборок, используемых для оценки априорной информации. Поэтому для обработки результатов летных экспериментов предпочтение необходимо отдавать рекуррентным алгоритмам, построенным на основе максимального использования априорной информации об исследуемых процессах, выраженной в форме их математических моделей [1, 2].

Один из эффективных подходов к решению задач идентификации структуры и параметров нестационарных стохастических динамических систем предоставляет теория систем со случайной скачкообразной сменой структуры [9–13]. В сочетании с принципом Байеса и методом двухмоментной параметрической аппроксимации распределений вектора фазовых координат теория позволяет синтезировать эффективные алгоритмы оценивания сигналов и распознавания структуры в нестационарных системах различной природы [10–13].

В настоящей статье предлагается приближенно-оптимальный алгоритм фильтрации данных об условиях и результатах серии летных экспериментов с аппаратурой обнаружения отраженного от мишени лазерного излучения. Результаты счета алгоритма фильтрации содержат наиболее вероятные значения систематической ошибки в используемой информации о показателе ослабления оптического излучения на атмосферных трассах, а также оценки

прогноза дальности обнаружения в каждом последующем планируемом эксперименте после уже реализованных в серии полетов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим построение байесовского рекуррентного алгоритма оптимальной фильтрации данных летных экспериментов по двухэтапной схеме «прогноз – коррекция» [11–14] методом двухмоментной параметрической аппроксимации ее плотности вероятности [15–17], а также аппроксимации ошибок измерений законом распределения Пирсона I типа. Так как информация о систематических ошибках данных летных экспериментов имеет априорные неточности, то для возможности их идентификации в процессе счета алгоритма его синтез выполним на основе методов теории систем со случайной скачкообразной сменой структуры. Для определения структуры фильтра введем следующий принцип разделения величин используемой математической модели между уравнениями состояния и измерения: те величины, информация о которых может быть получена при планировании эксперимента, включаются в уравнение состояния, в противном случае величина включается в состав погрешности уравнения измерения. При этом физический смысл уравнений состояния и измерения следующий: правая часть уравнения состояния за вычетом возмущения показывает предполагаемое значение дальности обнаружения, а величина в левой части уравнения измерения – реализованное в эксперименте.

Постановка задачи построения рекуррентного алгоритма оптимальной фильтрации измерений z_k дальности обнаружения l_k с использованием информации о приращениях показателя α_{ak} прозрачности атмосферы, которая поступает с систематическими и случайными погрешностями соответственно планируемым экспериментам, следующая.

Дано:

1. Состояние марковского процесса изменений дальности l_k обнаружения от эксперимента к эксперименту описывается разностным уравнением

$$l_{k+1} = \varphi(l_k, s_k) + 0,5 l_k^2 \xi_{\alpha k}, \tag{1}$$

где k – дискретный момент времени $k = 0, 1, 2, \ldots$;

$\varphi(l_k, s_k)$ – нелинейная функция вида

$$\varphi(l_k, s_k) = l_k - 0,5 l_k^2 \Delta\alpha_{ak}(s_k), \tag{2}$$

где $\Delta\alpha_{ak}$ – прогнозируемое математическое ожидание приращения показателя ослабления α_{ak} на трассе визирования относительно значения в k-м эксперименте;

s_k – номер структуры, соответствующей предполагаемому значению систематической ошибки в информации о показателе ослабления α_{ak}, $s_k = 0, 1, 2, \ldots, N$;

$\xi_{\alpha k}$ – случайная погрешность информации о показателе ослабления α_{ak}, соответствует отличию прогнозируемого значения $\Delta\alpha_{ak}$ от реализованного в эксперименте; последовательность независимых случайных величин с неизвестным законом распределения, $\xi_k \in [\varepsilon_{a\min}, \varepsilon_{a\max}]$; здесь $\varepsilon_{a\min}$, $\varepsilon_{a\max}$ – пределы значений погрешности ξ_k.

О значениях систематической ошибки $a(s_k)$ в информации о приращении $\Delta\alpha_{ak}$ показателя ослабления принимаются следующие предположения:

$$a(s_k)=\begin{cases} a(1) & \text{при} \quad s_k=1; \\ \vdots & \vdots \quad \vdots \\ a(N) & \text{при} \quad s_k=N, \end{cases} \tag{3}$$

где $a(1),\ldots, a(N)$ – предполагаемые значения систематической ошибки в информации о приращении $\Delta\alpha_{ak}$.

Известны следующие вероятностные характеристики: математическое ожидание $M[\xi_{\alpha k}] = 0$ и дисперсия $D[\xi_{\alpha k}] = G_k$ погрешности $\xi_{\alpha k}$ информации о значениях показателя ослабления. Начальные условия процесса известны.

Процесс (1) протекает в системе, характеризуемой случайной, но неизменной во времени структурой (класс систем с постоянной, но случайной структурой [10–15]). Вследствие этого вероятности переходов $q_{k+1}(s_{k+1} \mid s_k)$ равны нулю при $s_{k+1} \neq s_k$, единице – при $s_{k+1} = s_k$.

2. Измерения z_k связаны с дальностью обнаружения выражением

$$z_k = bl_k + \zeta_k, \tag{4}$$

где ζ_k – аддитивная ошибка измерений – последовательность независимых случайных величин с известной плотностью вероятности $f_\zeta(\zeta_k)$, $\zeta_k \in [-1, 1]$; ошибка ζ_k измерений распределена по закону Пирсона I типа:

$$f_\zeta(\zeta_k)=\frac{3}{4}(1+\zeta_k)(1-\zeta_k); \tag{5}$$

b – масштабный коэффициент.

Требуется найти: апостериорные оценки номера структуры s_k, математического ожидания $\bar{l}_k$ и дисперсии R_k дальности обнаружения l_k, основанные на наблюдениях $z_{\overline{0,k}}$ на отрезке $[0, k]$.

АЛГОРИТМ ФИЛЬТРАЦИИ ДАННЫХ ЛЕТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СИСТЕМАТИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ В ИНФОРМАЦИИ О ПОКАЗАТЕЛЕ ОСЛАБЛЕНИЯ АТМОСФЕРЫ

Решение задачи будем строить методами теории систем со случайной скачкообразной структурой на основе двухэтапного байесовского алгоритма оценивания и метода двухмоментной параметрической аппроксимации плотностей распределения [10–17]. Для построения уравнений алгоритма фильтрации воспользуемся подходом, реализованном в работе [18] для системы с постоянной во времени, но со случайной структурой.

Этап прогноза.

Классификатор структуры

$$\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1}) = \hat{p}(s_k). \tag{6}$$

Для фильтра в силу того, что $M[\xi_{\alpha k}] = 0$, уравнения фильтра имеют вид:

$$\tilde{l}_{k+1}(s_{k+1}) = \varphi(s_k);\ s_{k+1} = s_k;\ s_k = 1, 2, \ldots, N, \tag{7}$$

$$\varphi(s_k) \triangleq \int_0^\infty \varphi(l_k, s_k)\, f_k(l_k \mid s_k) dl_k, \tag{8}$$

где $\tilde{l}_{k+1}(s_{k+1})$ – условная оценка прогноза дальности обнаружения в структуре s_{k+1},

$$\tilde{l}_{k+1}(s_{k+1}) \triangleq M\left[l_{k+1} \mid s_{k+1}, z_{\overline{0,k}}\right]; \tag{9}$$

$f_k(l_k \mid s_k)$ – условная апостериорная плотность вероятности дальности обнаружения в структуре s_k:

$$f_{\text{k}}(l_{\text{k}}|s_k) \triangleq f_{\text{k}}\left(l_{\text{k}}|s_k, z_{\overline{0,k}}\right). \quad (10)$$

В формулах (6)–(10) и далее символы «$\sim$» и «$\widehat{\ }$» означают «прогнозируемые» и «апостериорные» оценки соответствующих переменных, а символ $\triangleq$ означает «по определению».

Дисперсиометр [10–15, 18]

$$\Theta_{k+1}\left(s_{k+1}\right) = M\left[\left(\varphi\left(l_{\text{k}}, s_{\text{k}}\right) + 0,5 l_{\text{k}}^2 \xi_{\alpha\text{k}}\right)^2 \middle| s_{k+1}, z_{\overline{0,k}}\right];\ s_{k+1} = s_k;\ s_k = 1,2,...,N, \quad (11)$$

где $\Theta_{k+1}\left(s_{k+1}\right)$ – условная оценка прогноза второго начального момента дальности обнаружения в структуре s_{k+1}.

Так как $M[\xi_{\alpha\text{k}}] = 0$, то можно записать:

$$\Theta_{k+1}\left(s_{k+1}\right) = \int_0^\infty \left(l_k^2 - \Delta\alpha_{a\text{k}} l_k^3 + 0,25\left(\left(\Delta\alpha_{a\text{k}}\left(s_k\right)\right)^2 + G_{\text{k}}\right) l_k^4\right) f_{\text{k}}(l_{\text{k}}|s_k) dl_{\text{k}}. \quad (12)$$

Условная дисперсия прогноза $R_{\text{k}+1}\left(s_{k+1}\right)$ определяется через второй начальный момент по формуле

$$R_{k+1}\left(s_{k+1}\right) = \tilde{\Theta}_{k+1}\left(s_{k+1}\right) - \tilde{l}_{k+1}^2\left(s_{k+1}\right). \quad (13)$$

Для определения оценок $\varphi\left(s_k\right)$ и $\Theta_{k+1}\left(s_{k+1}\right)$ аппроксимируем апостериорную плотность вероятности $f_{\text{k}}(l_{\text{k}}|s_k)$ функцией *гамма-распределения*:

$$f_k(l_k|s_k) = \left(\beta_k\left(s_k\right)\right)^{\alpha_k(s_k)} \Gamma^{-1}\left(\alpha_k\left(s_k\right)\right) l^{\alpha_k(s_k)-1} \exp\left(-\beta_k\left(s_k\right) l_k\right), \quad (14)$$

где $\alpha_k(s_k)$, $\beta_k(s_k)$ – параметры гамма-распределения, связанные с первыми двумя моментами следующими выражениями:

$$\alpha_k\left(s_k\right) = \left(\hat{l}_k\left(s_k\right)\right)^2 \Big/ R_k\left(s_k\right),\ \beta_k\left(s_k\right) = \hat{l}_k\left(s_k\right) \Big/ R_k\left(s_k\right), \quad (15)$$

где $R_k\left(s_k\right)$ – условная апостериорная оценка дисперсии величины l_k в структуре s_k;

$\Gamma(\cdot)$ – гамма-функция.

Учитывая формулу (14), выполним интегрирование в (8) и (12) и получим [15]:

$$\varphi\left(s_k\right) = \left[\beta^{-1}\alpha\left(1 - 0,5\Delta\alpha_a\beta^{-1}\left(\alpha+1\right)\right)\right]_k^{s_k}, \quad (16)$$

$$\Theta_{k+1}\left(s_{k+1}\right) = \left[\beta^{-2}\alpha\left(\alpha+1\right)\left(1 - \beta^{-1}\left(\alpha+2\right)\left(\Delta\alpha_a - 0,25\beta^{-1}\left(\alpha+3\right)\left(\left(\Delta\alpha_a\right)^2 + G\right)\right)\right)\right]_k^{s_k}. \quad (17)$$

Индексы s_{k} и k при $\left[\bullet\right]_k^{s_k}$ в формулах (16), (17) и далее относятся к величинам α, β, $\Delta\alpha_a$ и G.

Этап коррекции. Уравнения фильтра записываются, исходя из формулы Байеса [12, 15, 19]:

$$\hat{l}_{k+1}\left(s_{k+1}\right) = \frac{\int_0^\infty l_{k+1} f_z\left(z_{\text{k}+1}|l_{\text{k}+1}, s_{k+1}\right) f_{\text{k}+1}\left(l_{\text{k}+1}|s_{k+1}\right) dl_{\text{k}+1}}{\overline{f}_z\left(z_{\text{k}+1}|s_{k+1}\right)}, \quad (18)$$

где $\hat{l}_{k+1}(s_{\text{k}+1})$ – условная апостериорная оценка фильтрации дальности обнаружения структуре s_{k+1}:

$$\hat{l}_{k+1}(s_{k+1}) \triangleq M\left[l_{k+1} \middle| s_{k+1}, z_{\overline{0,k+1}} \right]; \quad (19)$$

$f_z(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1})$ – условная плотность распределения измерения z_k, которая на основании (4), (5) может быть определена по следующей формуле [10–15]:

$$f_z(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1}) = f_\zeta\left(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1}\right) = \frac{3}{4}\left(1-\left(z_{k+1} - b l_{k+1}(s_{k+1})\right)^2\right).$$

(20)

Аппроксимируем прогнозируемую плотность вероятности $f_{k+1}(l_{k+1}|s_{k+1})$ величины l_{k+1} функцией *гамма-распределения*:

$$f_{k+1}(l_{k+1}|s_{k+1}) = \left[\beta^\alpha \Gamma^{-1}(\alpha) l^{\alpha-1} \exp\left(-\beta l\right)\right]_{k+1}^{s_{k+1}}, \quad (21)$$

На основании формул (20), (21) запишем выражение для нормирующего знаменателя формулы (18):

$$\overline{f}_z\left(z_{k+1}|s_{k+1}\right) = \int_0^\infty f_z\left(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1}\right) f_{k+1}\left(l_{k+1}|s_{k+1}\right) dl_{k+1} =$$

$$= \frac{3}{4}\left(1-z_{k+1}^2\right) + \frac{3}{2} b z_{k+1} \int_0^\infty l_{k+1} f_{k+1}\left(l_{k+1}|s_{k+1}\right) dl_{k+1} - \frac{3}{4} b^2 \int_0^\infty l_{k+1}^2 f_{k+1}\left(l_{k+1}|s_{k+1}\right) dl_{k+1}. \quad (22)$$

Выполнив интегрирование, получим

$$\overline{f}_z\left(z_{k+1}|s_{k+1}\right) = \left[\frac{3}{4}\left(\left(1-z^2\right) + b\frac{\alpha}{\beta}\left(2z - b\frac{\alpha+1}{\beta}\right)\right)\right]_{k+1}^{s_{k+1}}, \quad (23)$$

где $\alpha_{k+1}(s_{k+1})$,

$\beta_{k+1}(s_{k+1})$ – параметры гамма-распределения, определяемые по формулам:

$$\alpha_{k+1}(s_{k+1}) = \left(\tilde{l}_{k+1}(s_{k+1})\right)^2 \Big/ R_{k+1}(s_{k+1}); \; \tilde{\beta}_{k+1}(s_{k+1}) = \tilde{l}_{k+1}(s_{k+1}) \Big/ R_{k+1}(s_{k+1}); \quad (24)$$

$R_{k+1}(s_{k+1})$ – условная прогнозируемая дисперсия величины l_{k+1} в структуре s_{k+1}, определяемая по формуле (13).

Выполнив интегрирование, получим выражение для числителя формулы (18)

$$\int_0^\infty l_{k+1} f_z\left(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1}\right) f_{k+1}\left(l_{k+1}|s_{k+1}\right) dl_{k+1} = \left[\frac{3}{4}\frac{\alpha}{\beta}\left(\left(1-z^2\right) + b\frac{\alpha+1}{\beta}\left(2z - b\frac{\alpha+2}{\beta}\right)\right)\right]_{k+1}^{s_{k+1}}, \quad (25)$$

Дисперсиометр [10–15]

$$\Theta_{k+1}(s_{k+1}) = \frac{\int_0^\infty l_{k+1}^2 f_z\left(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1}\right) f_{k+1}\left(l_{k+1}|s_{k+1}\right) dl_{k+1}}{\overline{f}_z\left(z_{k+1}|s_{k+1}\right)}, \quad (26)$$

где $\Theta_{k+1}(s_{k+1})$ – условная апостериорная оценка фильтрации второго момента дальности обнаружения в структуре s_{k+1},

$$\Theta_{k+1}(s_{k+1}) \triangleq M\left[l_{k+1}^2 \middle| s_{k+1}, z_{\overline{0,k+1}} \right]. \quad (27)$$

Интегрирование в числителе формулы (26) дает следующую формулу:

$$\int_0^\infty l_{k+1}^2 f_z\left(z_{k+1}|l_{k+1}, s_{k+1}\right) f_{k+1}\left(l_{k+1}|s_{k+1}\right) dl_{k+1} = \left[\frac{3}{4} \frac{\alpha(\alpha+1)}{\beta^2} \left(\left(1-z^2\right) + b\frac{\alpha+2}{\beta}\left(2z - b\frac{\alpha+3}{\beta} \right) \right) \right]_{k+1}^{s_{k+1}}. \quad (28)$$

Классификатор структуры

$$p_{k+1}(s_{k+1}) = \frac{\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1}) \overline{f}_z\left(z_{k+1}|s_{k+1}\right)}{\sum\limits_{s_{k+1}=1}^{N} \tilde{p}_{k+1}(s_{k+1}) \overline{f}_z\left(z_{k+1}|s_{k+1}\right)}, \quad (29)$$

где $p_{k+1}(s_{k+1})$ – апостериорная оценка вероятности структуры s_{k+1}.

Идентификатор структуры

$$\hat{s}_{k+1} = \arg\max_s \left\{ \sum_{i=1}^{k+1} p_i(s_i) \right\}, \quad (30)$$

где $\hat{s}_{k+1}$ – апостериорная оценка номера структуры s_{k+1}.

Приближенно-оптимальный алгоритм фильтрации дальности обнаружения лазерного излучения состоит из замкнутой системы рекуррентных уравнений (6), (7), (11), (13), (15)–(18), (23)–(26), (28)–(30). На первом шаге алгоритма необходимо использовать начальные значения оценки дальности $\hat{l}_0$ и дисперсии R_0, полученные обработкой экспериментов или применением аналитического метода прогнозирования [2].

Так как алгоритм фильтрации построен по схеме «прогноз – коррекция», результаты его счета могут быть использованы для прогнозирования *математического ожидания и дисперсии дальности* обнаружения отраженного лазерного излучения в предстоящем летном эксперименте. Физический смысл результатов счета алгоритма фильтрации данных летных экспериментов следующий.

Согласно выражению (4), произведение $b^{-1} \cdot z_k$ представляет собой реализованное в k-м эксперименте значение дальности обнаружения, которое отличается от прогнозируемой при помощи (2) величины $l_k = \varphi(l_{k-1}, s_{k-1})$ на величину ошибки, вероятностные характеристики которой определяются характеристиками случайных неконтролируемых погрешностей $\xi_{\alpha k}$ и ζ_k, а также значением предполагаемой систематической погрешности $a(s_{k-1})$. Разработанный байесовский рекуррентный алгоритм позволяет идентифицировать систематическую погрешность $a(s_{k-1})$, а случайную ошибку прогноза отфильтровать, учитывая априорно известные характеристики погрешностей $\xi_{\alpha k}$ и ζ_k.

ПРИМЕР ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АЛГОРИТМА ФИЛЬТРАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ

Рассмотрим пример счета алгоритма при прогнозировании дальности в серии из сорока экспериментов.

Исходные данные следующие:

$$G_k = 2{,}34 \cdot 10^{-11};\ \hat{l}_0 = 15000 \text{ м};\ R_0 = 10^6 \text{м}^2;\ b = 1/15000;$$
$$D[\zeta_k] = 0{,}08;\ a(1) = 2{,}13 \cdot 10^{-5} \text{м}^{-1};\ a(2) = 0 \text{ м}^{-1};\ a(3) = -2{,}66 \cdot 10^{-5} \text{м}^{-1}.$$

При моделировании реализованные значения дальности обнаружения рассчитывались с нулевой систематической ошибкой, значения которой соответствовали второй структуре.

Результаты моделирования алгоритма фильтрации показаны на рис. 1–5.

На рис. 1 представлены графики изменения математических ожиданий $ml_k(i)$, $i=\overline{1,3}$ дальности обнаружения, рассчитанных на основании выражений (1), (2) для трех значений систематических ошибок $a(1)$, $a(2)$, и $a(3)$, а также график оценки фильтрации в каждом k-м эксперименте.

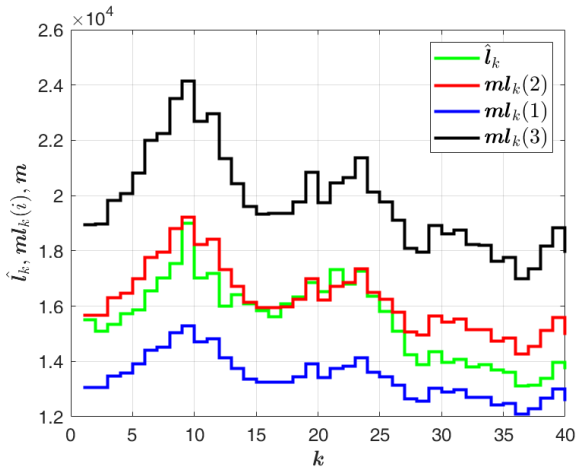


Рис. 1. Математические ожидания $ml_k(i)$, $i=\overline{1,3}$, рассчитанные с учетом систематических ошибок a(i), и оценка $\hat{l}_k$ дальности обнаружения в экспериментах

На рис. 2 показан результат идентификации, который после шестого эксперимента соответствует моделируемой реализации процесса с нулевой систематической ошибкой.

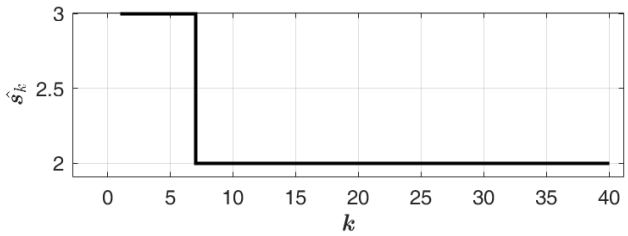


Рис. 2. Результат идентификации структуры

На рис. 3 показаны графики отклонений реализаций и соответствующих им оценок прогноза дальности, получаемых алгоритмом фильтрации, от значений математического ожидания дальности обнаружения в каждом k-м эксперименте.

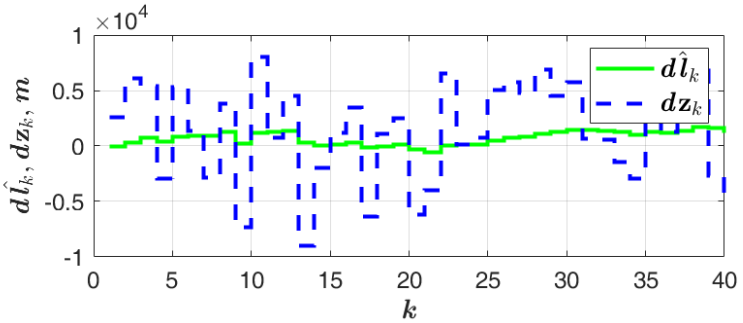


Рис. 3. Отклонения $d\hat{l}_k$ и dz_k оценок, полученных в алгоритме фильтрации, и реализаций дальности обнаружения от ее математического ожидания

На рис. 4 показаны оценки вероятности обнаружения отраженного излучения в диапазоне дальностей $l_k \in [0{,}75ml_k,\ 1{,}25ml_k]$, где ml_k – математическое ожидание дальности. Вероятность $P_k\left(l_k \in [l\min, l\max]\right)$ обнаружения в заданном диапазоне дальностей $l_k \in [l\min, l\max]$ в предстоящем эксперименте вычисляется по результатам фильтрации после каждого эксперимента по следующей формуле:

$$P_k\left(l_k \in [l\min, l\max]\right) = \int_{l\min}^{l\max} \left[\beta^{\alpha}\Gamma^{-1}(\alpha) l^{\alpha-1}\exp\left(-\beta\, l\right)\right]_k dl_k\,. \qquad (31)$$

Вероятность P_{zk} получена подстановкой реализаций $b^{-1}z_k$ дальности и дисперсии $b^{-2}D[\zeta_k]$ в выражении (24) с последующим вычислением значения по формуле (31), а вероятность P_{stk} – подстановкой в формулу (31) оценок математического ожидания и дисперсии реализаций $b^{-1}z_k$, определяемых последовательно в каждом k-м эксперименте обработкой результатов предыдущих k-1 экспериментов методами математической статистики.

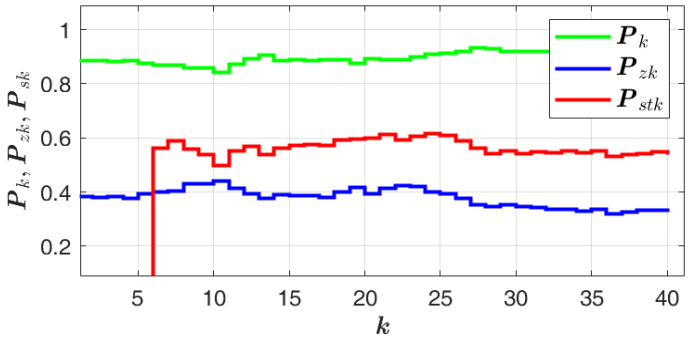


Рис. 4. Прогнозируемые вероятности обнаружения в экспериментах

На рис. 5 изображены графики плотностей вероятности дальности обнаружения, полученные в алгоритме фильтрации (f_k), по формуле (21) после оценки математического ожидания и дисперсии методами математической статистики (f_{st}), а также по реализациям дальности и априорным данным о погрешностях входной информации прогноза (bf_z).

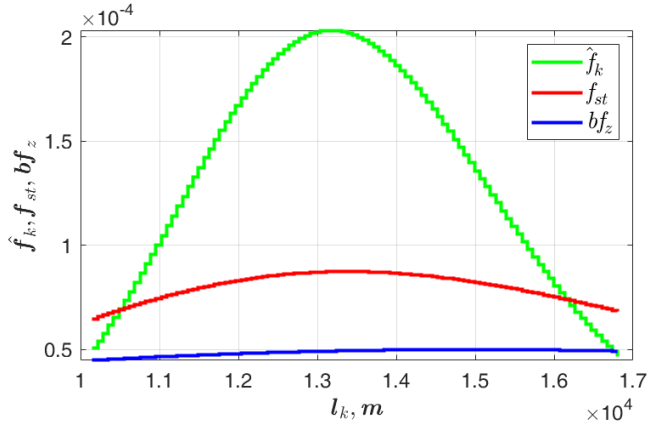


Рис. 5. Плотности вероятности дальности обнаружения

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный алгоритм приближенно-оптимальной байесовской фильтрации позволяет идентифицировать неизвестную систематическую ошибку в данных летных экспериментов о показателе ослабления излучения на трассах визирования, а также получать несмещенные

эффективные оценки прогноза дальности обнаружения авиационными оптико-электронными системами отраженного от мишени лазерного излучения. Моделирование показало устойчивость предлагаемого алгоритма.

Список использованных источников

1. *Маслиев А. А., Хисматов И. Ф.* Методика анализа, прогнозирования и оптимизации траекторных условий применения лазерных полуактивных систем наведения // Труды МАИ. – 2024. – № 135. – URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=179698 (дата обращения: 23.03.2025).

2. *Маслиев А. А., Хисматов И. Ф.* Методы прогнозирования диапазона дальностей применения лазерной головки самонаведения при планировании летных экспериментов // Труды ГосНИИАС. Авиационные системы. – 2024. – Вып. 4 (67). – С. 55–71.

3. *Гроп Д.* Методы идентификации систем. – М. : Мир, 1979. – 302 с.

4. *Цыпкин Я. З.* Информационная теория идентификации. – М. : Наука. Физматлит, 1995. – 336 с.

5. *Воронов А. А*. Основы теории автоматического управления. – Л. : Энергия, 1970. – Ч. III : Оптимальные, многосвязные и адаптивные системы. – 326 с.

6. *Цыпкин Я. З.* Адаптация и обучение в автоматических системах. – М. : Наука. Гл. ред. физико-математ. литературы, 1968. – 400 с.

7. *Красовский А. А*. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. – М. : Наука. Гл. ред. физико-математ. литературы, 1987. – 712 с.

8. Дисперсионная идентификация / Н. С. Райбман [и др.]; под ред. Н. С. Райбмана. – М. : Наука. Гл. ред. физико-математ. литературы, 1981. – 336 с.

9. *Казаков И. Е., Артемьев В. М., Бухалев В. А*. Анализ систем случайной структуры. – М. : Физматлит, 1993. – 272 с.

10. *Бухалёв В. А., Скрынников А .А., Болдинов В. А*. Системы со случайной скачкообразной структурой. – М. : ИД Академии Жуковского, 2022. – 272 с.

11. *Бухалёв В. А*. Распознавание, оценивание и управление в системах со случайной скачкообразной структурой. – М. : Наука, 1996. – 287 с.

12. *Бухалёв В. А*. Оптимальное сглаживание в системах со случайной скачкообразной структурой. – М.: Физматлит, 2013. – 188 с.

13. *Бухалёв В. А*. Основы автоматики и теории управления. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2006. – 406 с.

14. *Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А*. Алгоритмическая помехозащита беспилотных летательных аппаратов. – М. : Физматлит, 2018. – 192 с.

15. *Бухалёв В. А*. Двухмоментная параметрическая аппроксимация распределений. – М. : Физматлит, 2023. – 136 с.

16. Двухмоментная параметрическая аппроксимация распределений в информационно-управляющих системах навигации и наведения / В. А. Бухалёв [и др.] // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2016. – № 8. – С. 8–15.

17. Алгоритм распознавания и фильтрации в системе с аддитивно-мультипликативными помехами и случайными вероятностями переходов марковских перерывов информации, основанный на аппроксимации бета-распределением / В. А. Бухалев [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 693. – С. 200–212.

18. Распознавание морских объектов в тепловизионных обзорно-прицельных системах летательных аппаратов / В. А. Бухалев [и др.] // Радиотехника и электроника. – 2024. – Т. 69, № 8. – С. 129–134.

19. *Монсик В. Б., Скрынников А. А.* Вероятность и статистика : учеб. пособие. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. – 381 с.

Л. А. Иноземцева;
Н. С. Кужекин,
кандидат философских наук, профессор

ОРГАНИЗАЦИОННО-ПЕДАГОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ КОММУНИКАТИВНОЙ КОМПЕТЕНТНОСТИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ РАБОТНИКОВ ВОЕННО-УЧЕБНОГО ЗАВЕДЕНИЯ МЕТОДОМ СОЦИАЛЬНО-ПСИХОЛОГИЧЕСКОГО ТРЕНИНГА

В публикации рассматриваются организационно-педагогические проблемы реализации метода социально-психологического тренинга в процессе формирования коммуникативной компетентности педагогических работников образовательных организаций Министерства обороны Российской Федерации.

Ключевые слова: коммуникативная компетентность, технология обучения, социально-психологический тренинг, активные методы обучения, деловые и ролевые игры, групповые дискуссии, метод кейсов, частная методика проведения занятия, профессиональная переподготовка, повышение квалификации.

Коренные изменения, происходящие в условиях военных угроз и стремительно меняющегося мира, требуют от личного состава Вооруженных сил выполнения служебных задач на высоком профессиональном уровне. Обусловленная практическим запросом Вооруженных сил модернизация военного образования, вынужденного реагировать на вызовы времени, требует от образовательных организаций Министерства обороны Российской Федерации совершенствования системы подготовки педагогических кадров.

Ядром педагогической деятельности в высшей военной школе является профессионально организованное взаимодействие преподавателя и обучающихся, обеспечивающее их вовлеченность в учебный процесс, актуализацию их личностных интеллектуальных резервов, мотивации и творческой активности. Дефицит коммуникативных компетенций у педагогических работников существенно затрудняет поддержание психологически комфортной образовательной среды, препятствуя успешной самореализации будущих военных специалистов. Поэтому важной задачей подготовки педагогических кадров академии в условиях интенсификации образовательного процесса военно-учебного заведения становится формирование у них коммуникативной компетентности.

Проявляя себя как междисциплинарный феномен, коммуникативная компетентность выступает своеобразным интегральным профессионально важным образованием личности, сочетающим в себе совокупность необходимых навыков эффективной коммуникации в различных ситуациях социального взаимодействия, а также сплав индивидуальных личностных ресурсов, обеспечивающих выполнение сложных коммуникативных функций и задач (анализ и прогнозирование коммуникативной ситуации, управление социально-психологическими процессами в общении и т. п.).

Формированию коммуникативной компетентности в системе подготовки педагогических кадров академии уделяется значительное внимание, однако необходимость совершенствования образовательного процесса в соответствии с современными реалиями требует внедрения в процесс подготовки преподавателей новой культуры обучения, акцентируя при этом особое внимание на современных методах и практико-ориентированных образовательных технологиях.

На наш взгляд, значительным педагогическим потенциалом формирования широкого спектра коммуникативных компетенций, прежде всего таких как способность преодоления коммуникативных барьеров, предвидения и конструктивного регулирования межличностных конфликтов и управления собственным психоэмоциональным состоянием в сложных

ситуациях социального взаимодействия и т. п., обладает метод социально-психологического тренинга. Являясь одним из важнейших методов формирования коммуникативной компетентности, он позволяет целенаправленно конструировать опыт социального взаимодействия, развивать способность к самоуправлению, адекватной оценке партнера по общению, эмпатии, способность выстраивать и поддерживать продуктивный диалог с собеседником [1, 2, 5].

Социально-психологический тренинг выступает как наиболее «широкий» метод активного социально-психологического обучения, при необходимости вбирающий в себя различные методические приемы. В отечественной психологии проблемы социально-психологического тренинга исследованы в работах Г. М. Андреевой, А. А. Бодалева, Ю. Н. Емельянова, Л. А. Петровской и др. [1, 4, 5].

В общепринятом понимании социально-психологический тренинг проявляет себя как «своеобразие формы обучения знаниям и отдельным умениям в сфере общения, а также формы соответствующей их коррекции» [2]. Социально-психологический тренинг как метод обучения предусматривает активную коммуникацию субъектов образовательного процесса, обеспечивающую создание психологически комфортного для учебного процесса микроклимата, актуализирующую творческий потенциал и взращивающую личностный капитал обучающихся. Такая благоприятная среда образовательного общения характеризуется открытостью взаимодействия участников, накоплением совместного знания, возможностью взаимной оценки и контроля.

В практике проведения социально-психологического тренинга преимущественное распространение получили учебные игры и особенно такие из них, как ролевые/деловые игры, групповые дискуссии, метод кейсов и другие игровые методы обучения, представляющие собой игровое моделирование ситуаций профессионального общения, методически выстроенных в единую сюжетную линию. Такой подход позволяет обеспечивать направленность подготовки педагогических работников на приобретение навыков решения проблемных, с нестандартными условиями, профессиональных и коммуникативных задач, устранения реальных противоречий сложных коммуникативных ситуаций.

Учебная игра как метод обучения характеризуется нарастанием активности и вовлеченности обучающихся в образовательном процессе, а также более мощным, в отличие от традиционных методов, умственным, творческим и эмоциональным напряжением обучающихся: всесторонней активизацией обучающихся на занятиях, мобилизацией скрытых внутренних возможностей их личности, максимальным использованием всех средств воздействия на личность обучающихся.

Для учебных игр, применяемых в педагогической практике кафедры подготовки и повышения квалификации педагогических работников образовательных организаций Министерства обороны Российской Федерации, при изучении дисциплин «Педагогическая психология», «Психология человека», «Педагогика», «Актуальные психолого-педагогические проблемы образовательной деятельности на кафедре», «Академическая риторика», «Психология и педагогика высшей военной школы» характерны:

– широкие возможности индивидуализации обучения, реализации личностно-ориентированного обучения;

– интеграция теоретических знаний с практикой профессиональной деятельности педагогических работников, приобретение навыков работы в конкретной предметной области;

– многообразие нестандартных ситуаций, разыгрываемых в процессе проведения игры и требующих всестороннего анализа и компетентной оценки;

– необходимость осуществлять оптимальный выбор решения с учетом реальных условий профессиональной деятельности;

– наглядность последствий принимаемых решений.

Результатом учебных игр является расширение круга профессиональных компетенций обучающихся: способности к целеполаганию и организации деятельности, оперированию

информацией, обладающей ценностью в условиях выбора и принятия решений, выработке совместных решений и грамотной оценке качества принимаемых решений; способности к использованию системного подхода в решении поставленных задач.

Среди методов игрового обучения, применяемых профессорско-преподавательским составом академии в образовательной деятельности и направленных на развитие коммуникативной компетентности, наибольшими дидактическими возможностями обладают деловые (ролевые) игры, групповые дискуссии, разбор кейсов (анализ конкретных ситуаций), методы «мозговой атаки», «дерево решений».

Важнейшей особенностью деловых и ролевых игр является их выраженная профессиональная направленность, ориентация на развитие творческого профессионального мышления, оттачивание практических навыков и умений будущего специалиста. Погружение обучающегося в новую профессиональную роль в сфере педагогики позволяет ему оценить установки, мотивацию, социальные позиции участников коммуникации, приобрести актуальный опыт в различных ситуациях социального взаимодействия.

Групповая дискуссия, реализуемая на занятиях психолого-педагогических дисциплин и академической риторики, помогает обучающимся развивать навыки эффективной самопрезентации, вербального и невербального общения, ясно и убедительно формулировать свои мысли, аргументировать свои решения и предложения, проявлять социальную гибкость и открытость к конструктивному диалогу.

В практике работы кафедры широкое распространение, в целях совершенствования коммуникативных навыков педагогических работников, получил метод кейсов. Как эффективный образовательный метод разбора конкретных ситуаций, имевших место в реальной педагогической действительности. Метод кейсов является мощным инструментом передачи передового педагогического опыта. Адаптированные под различные образовательные контексты и потребности обучающихся учебные кейсы способствуют индивидуализации обучения, формированию ценностных ориентиров, профессиональной интуиции и инновационного мышления, умению применять теоретические знания в нестандартных ситуациях практической деятельности. В ходе разбора практических кейсов преподавателями кафедры активно применяются такие методические приемы, как «мозговая атака», «дерево решений», «интеллект-карта», средства визуализации учебного контента, активизирующие познавательную деятельность обучающихся в процессе решения творческих, нестандартных задач [3].

Формирование коммуникативной компетентности педагогических работников методом социально-психологического тренинга требует от профессорско-преподавательского состава соблюдения ряда организационно-педагогических условий: создания в процессе проведения учебных игр комфортной и безопасной образовательной среды, способствующей коммуникативной заинтересованности и глубокой вовлеченности обучающихся в решение совместных задач, культуры взаимного уважения и открытого диалога. Эффективность социально-психологического тренинга обусловливается и качеством его подготовки – определением замысла тренинга, разработкой частной методики проведения занятия, наличием информационно-технических ресурсов, обеспечивающих достижение соответствующих образовательных целей. Разрабатывая методику проведения занятия с применением игровых методов, преподавателю необходимо учитывать их дидактические особенности.

Конструирование социально-психологического тренинга является довольно трудоемким процессом, требующим от преподавателя наличия высокого методического мастерства, синтеза профессиональной эрудиции, практического опыта и кругозора. Подготовка к проведению тренинга требует как глубокого понимания процесса обучения в новых условиях, так и больших временных затрат педагога.

На этапе разработки социально-психологического тренинга на занятиях по учебным дисциплинам кафедры реализуются следующие психолого-педагогические принципы:

– моделирование условий и факторов реализации широкого спектра функций и задач, свойственных профессиональной деятельности педагогических работников;

– использование игровых методов и практических кейсов в разнообразных ситуациях педагогической деятельности с элементами проблемности и противоречия;

– организация совместной деятельности обучающихся в условиях взаимодействия имитируемых в игре педагогических функций преподавателей;

– обеспечение открытого диалога обучающихся, стимулирующего выработку конструктивного коллективного решения.

Организация и проведение социально-психологического тренинга должны отражать логику практической деятельности, обеспечивать максимальную отдачу обучающихся и требуют четкого соблюдения всех методических указаний, представленных и оформленных в виде частной методики проведения занятия. Преподаватель – разработчик частной методики проведения занятия методом социально-психологического тренинга – обязан четко определить цель проведения тренинга, объем знаний, которые должны быть закреплены, систематизированы, набор ключевых навыков и умений, которые должны быть сформированы. Совокупность данных критериев детерминирует программу, принципы и правила социально-психологического тренинга, характеризующихся наличием модели изучаемого объекта, ролей и социальных позиций участников, их взаимодействия, коллективной выработки решения, многовариантности решений. Социально-психологический тренинг должен быть логическим итогом и практическим приложением конкретной темы учебной дисциплины, он должен соприкасаться с реальными условиями профессиональной деятельности, обеспечивать непринужденную атмосферу и творческий поиск обучающихся, требовать тщательной подготовки учебно-методических материалов и необходимого оборудования.

В качестве примера осуществления социально-психологического тренинга в процессе изучения дисциплины «Педагогическая психология» можно привести реализацию преподавателем частной методики проведения практического занятия по теме «Программа повышения эффективности педагогического сотрудничества». Тренинг эффективного общения направлен на формирование умения грамотно анализировать педагогические ситуации, прогнозировать успешность педагогических воздействий, анализировать различные проблемные ситуации, предупреждать и успешно разрешать конфликты в образовательном процессе. Сценарий занятия предполагает выполнение элементов самодиагностики индивидуально-психологических качеств личности и последующую отработку коммуникативных навыков слушателей с помощью разбора конкретных случаев из педагогической практики (кейс-метода) и ролевой игры, позволяющих формировать значимый опыт объективного анализа как собственного поведения, так и поведения других, развивать социально-психологическую компетентность.

Подготовка к проведению социально-психологического тренинга предполагает несколько последовательных этапов деятельности преподавателя и слушателей.

Организационный этап предусматривает предварительную подготовку преподавателя и обучающихся, которая включает:

– формулирование темы и целей занятия (социально-психологического тренинга) в соответствии с содержанием образовательной программы дисциплины. При определении целей преподавателю важно ответить на несколько принципиальных вопросов: 1) для чего проводится социально-психологический тренинг? 2) для какой категории обучающихся? 3) чему именно следует их обучать? 4) какие результаты должны быть достигнуты?

– разработка сценария социально-психологического тренинга, конструирование дидактического и раздаточного материала для слушателей;

– выбор методических приемов, средств и инструментов педагогического воздействия на слушателей в ходе проведения занятия;

– подготовка слушателей к занятию, изучение ими методических указаний, необходимого теоретического материала;

– изучение слушателями сценария социально-психологического тренинга, инструкций, распределение ролей, сбор дополнительной информации, разработка презентаций и выступлений участников учебной игры.

На этапе проведения занятия реализуется его сценарий, в процессе которого слушатели осуществляют ряд ключевых действий: проводят анализ заданной ситуации, выявляют сильные и слабые стороны команды, разрабатывают стратегии и реализуют подготовленные ими решения отрабатываемых задач. Данные решения и действия анализируются другими участниками игры, вносящими свои предложения по оптимизации действий персонажей игры и их взаимодействия.

Заключительный этап социально-психологического тренинга предполагает организацию обмена мнениями между обучающимися, проводится оценка отдельных ситуаций, анализ их поведения, взаимодействия участников, допущенных ошибок и их причин.

Обсуждение результатов проведения социально-психологического тренинга имеет главной целью подвести слушателей к пониманию тех наиболее эффективных решений, которые возможно было принять в данной ситуации, увязать моделируемый процесс с реальными социальными отношениями и проблемами, закрепить и актуализировать полученные знания, обогатить коммуникативный опыт педагогических работников.

Педагогический опыт подтверждает, что социально-психологический тренинг с использованием учебных игр, являясь наиболее трудоемким, т. е. требующим детальной разработки всех этапов их реализации и напряженной работы преподавателя и обучающихся, выступает эффективным методом формирования коммуникативной компетентности. Кроме того, он позволяет раскрыть индивидуальные особенности слушателей групп профессиональной переподготовки и повышения квалификации, скорректировать их коммуникативное поведение, сформировать индивидуально-специфические приемы и способы успешной коммуникации, обеспечить усвоение эффективных технологий принятия педагогических решений. В целом возможности социально-психологического тренинга настолько обширны, что могут использоваться не только в целях развития компетенций слушателей, но и на всех этапах оценки, контроля и аттестации педагогических работников, в том числе на междисциплинарных экзаменах.

Сложившаяся на кафедре практика применения игр в процессе подготовки педагогических работников показывает, что такие игры, благодаря своей интерактивной природе и практической направленности, служат для реализации целей подготовки педагогических работников – профессионального развития преподавателей. Однако успешная реализация этих задач зависит от ряда организационно-педагогических условий. Внимание к этим условиям не только повысит качество подготовки педагогических работников, но и улучшит образовательные результаты обучающихся.

Вывод. Таким образом, социально-психологический тренинг, опираясь на принципы активного обучения, групповой динамики, конструктивной обратной связи, формирует безопасное коммуникативное пространство, позволяющее конструировать новый коллективный опыт, культивировать социально значимые качества, оттачивать навыки межличностного взаимодействия в различных социальных контекстах. Это способствует формированию многогранной коммуникативной компетентности и открывает новые горизонты для профессионального роста педагогических работников в условиях современных тенденций развития военного образования.

Список использованных источников

1. *Емельянов Ю. Н.* Активное социально-психологическое обучение. – Л. : Изд-во ЛГУ, 1985. – 89 с.

2. *Зельдович Б. З., Сперанская Н. М.* Активные методы обучения. – М. : Юрайт, 2024. – 201 с.

3. *Иноземцева Л. А., Кужекин Н. С.* Психолого-педагогические проблемы формирования современной культуры обучения в военно-учебном заведении // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 290–294.

4. *Мухина С. А. Соловьева А. А.* Современные инновационные технологии обучения. – М. : ГЭОТАР-Медиа, 2008. – 360 с.

5. *Петровская Л. А.* Теоретические и методические проблемы социально-психологического тренинга. – М. : Изд-во Моск. ун-та, 1982. – 168 с.

В. В. Какаев[1],
доктор военных наук, доцент;
А. В. Колесник[2],
доктор военных наук;
Е. А. Сакулин[3],
кандидат технических наук;
И. С. Топорков[4],
кандидат технических наук
[1–3]Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[4]Штаб космических войск, г. Москва.

УЧЕБНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ СЕРИИ «МОЖАЕЦ»: ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ

В статье приводится краткий обзор работ, проведенных в Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского, по созданию и экспериментальной отработке различных прикладных задач с использованием космических аппаратов серии «Можаец».

На основе комплексного анализа перспективных направлений космической деятельности, уровня технологического и технического развития бортовой аппаратуры малых космических аппаратов сформулирован системно-технический облик космических аппаратов «Можаец» следующих поколений.

В заключительной части статьи приведены результаты работ, проводимых в Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского, по созданию бортовой аппаратуры перспективного КА «Можаец-6» и подтверждена актуальность проводимых исследований.

Ключевые слова: малый космический аппарат «Можаец», бортовая аппаратура, космический эксперимент, научно-образовательная деятельность.

Проведение прикладных исследований по обоснованию технических решений и их экспериментальная отработка в перспективной бортовой аппаратуре малых космических аппаратов (КА) являются одними из важнейших задач освоения и использования околоземного космического пространства.

Уже более 30 лет значительный вклад в развитие технологий создания и применения малых КА вносят ученые Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского.

Так, в 1995 году принято решение по созданию учебно-исследовательского спутника путем использования бортовых служебных систем КА, снятого с вооружения, и установке на нем дополнительной аппаратуры для проведения научных исследований по различным критически важным направлениям. Инициаторами и главными проводниками идеи являлись заместитель начальника академии по учебной и научной работе В. Ф. Фатеев и офицер управления Военно-космических сил В. С. Шутов. Кроме того, была получена поддержка проведения работ со стороны командования Главного испытательного центра испытаний и управления космическими средствами Минобороны России, а также командующего Военно-космическими силами В. Л. Иванова.

Реализация программы создания группировки малых КА была направлена на решение следующих задач:

– проведения обучения курсантов как на этапе создания бортовой обеспечивающей и специализированной аппаратуры, так и в ходе непосредственной работы с КА в полете;

– выполнения исследований с использованием бортовой аппаратуры КА в реальных условиях космического пространства.

Группировка КА серии «Можаец» была задумана и спроектирована коллективом научной школы академии «Малые космические аппараты» в 1995–2004 годах.

Основополагающей целью разработки и запуска малых КА являлось исследование принципов построения и технологий применения нового класса космических объектов – малых и сверхмалых КА – в образовании, науке, технике и военном деле.

Для обеспечения работы с учебно-исследовательскими КА серии «Можаец» в академии был сформирован территориально-распределенный учебный наземный комплекс управления (НКУ) на котором было организовано постоянное дежурство преподавателей и курсантов. Структура НКУ представлена на рис. 1.

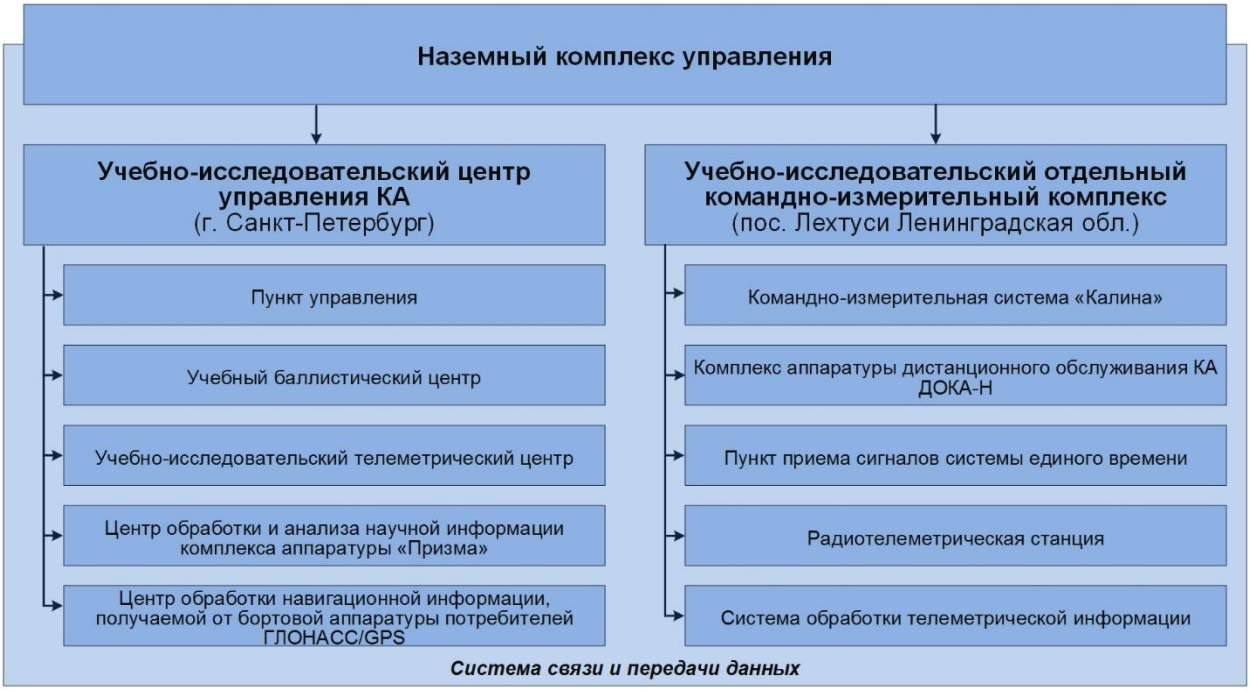


Рис. 1. Структура НКУ КА серии «Можаец»

Первый малый КА «Можаец-1» был собран в ВКА имени А. Ф. Можайского в 1995–1996 годах как макет орбитального объекта и использовался для обучения курсантов методом испытаний КА перед запуском. Основной особенностью этого малого КА являлось отсутствие бортовой химической батареи. Поэтому он использовался только в качестве лабораторного макета.

Следующий КА серии «Можаец» был разработан в 1996 году и под названием «Зея» («Можаец-2») был успешно запущен с космодрома «Свободный» в 1997 году. Спутник был разработан ФГУП «Научно-производственное объединение прикладной механики имени М. Ф. Решетнёва» по заказу Военно-космических сил. Полезная целевая нагрузка КА разрабатывалась коллективом специалистов Военного инженерно-космического университета имени А. Ф. Можайского.

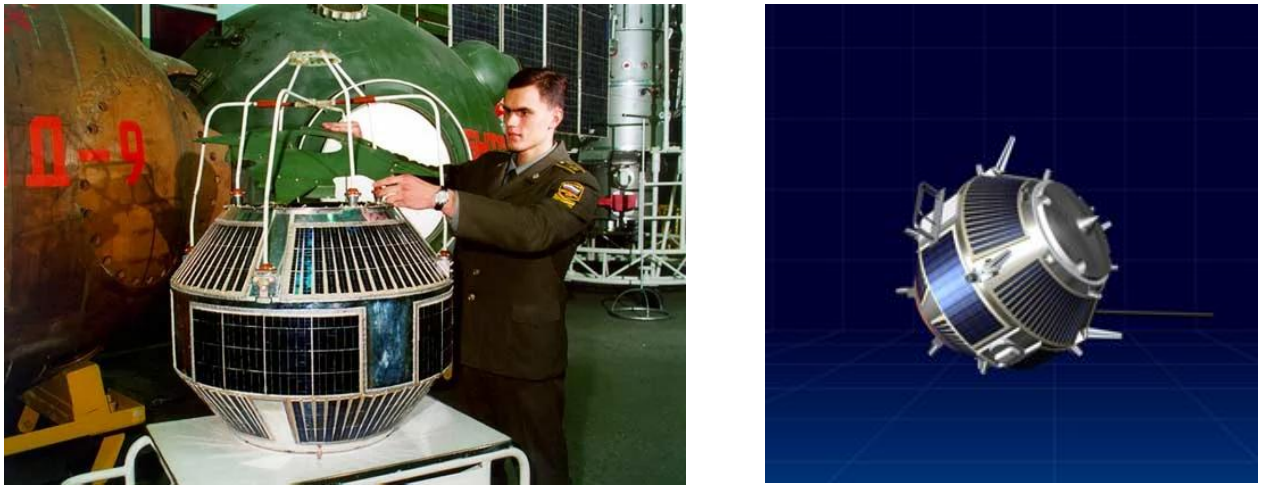
Космический аппарат «Можаец-2» был создан по заказу Минобороны и имел большое значение для военной и гражданской космонавтики, так как был предназначен для отработки принципов контроля запусков космических ракет-носителей и методов управления КА при его целевом функционировании. С помощью данного КА в реальных летных условиях были отработаны основные принципы космической навигации и новое поколение навигационных приборов, использующих спутники системы ГЛОНАСС. В учебном процессе он не использовался, так как академический ЦУП к этому времени не был создан в полном объеме.

Внешний вид КА типа «Можаец-1» и «Можаец-2» представлен на рис. 2.

Малый КА «Можаец-3» был спроектирован в 1996 году, изготовлен, как и КА «Можаец-2», в ФГУП «Научно-производственное объединение прикладной механики имени М. Ф. Решетнёва», он получил наименование «РВСН-40» и в 1999 году был отправлен на космодром Плесецк.

Однако плановый запуск КА не состоялся по причине неготовности ракеты-носителя. На космодроме он находился до 2002 года и 28 ноября 2002 года был запущен в космос

под именем «Можаец-3». Поскольку третья ступень ракеты отработала на 3 секунды больше положенного времени, он вначале был потерян, а затем был обнаружен с помощью радиолокационной станции «Дон-2Н» и через сутки был передан в управление в ЦУП (г. Краснознаменск), в научно-исследовательскую лабораторию аэрокосмической техники (НИЛАКТ) РОСТО (г. Калуга) и в академический ЦУП ВКА имени А. Ф. Можайского.



а) б)

Рис. 2. Внешний вид КА серии «Можаец-1», «Можаец -2»:
а – КА «Можаец-1» в учебном корпусе ВКА имени А. Ф. Можайского; б – 3D-модель КА серии «Можаец-1», «Можаец -2» (1996)

Малый КА «Можаец-3» эффективно отработал на орбите около 7 лет и решал следующие главные задачи:

– обучение курсантов старших курсов академии методам и технологиям управления КА с несколькими типами бортовой аппаратуры;

– испытание перспективной многоканальной навигационной аппаратуры потребителя (НАП) типа ГЛОНАСС/GPS «Терминатор» совместно со специалистами 4 Центрального научно-исследовательского института Минобороны России;

– исследование влияния естественных факторов космического пространства с помощью аппаратуры «Призма-1».

Следующий малый КА «Можаец-4» создавался и проходил наземную комплексную экспериментальную отработку в конструкторском бюро «Полет» (г. Омск).

Космический аппарат был выведен на орбиту 27 сентября 2003 года с космодрома Плесецк ракетой-носителем «Космос-3М». Высота его орбиты составила 693 км, а период обращения 95,81 мин. Малый КА «Можаец-4» активно проработал более 10 лет и сохранил свою работоспособность вплоть до 2023 года.

Управление бортовой аппаратурой КА осуществлялось коллективом НИЛАКТ РОСТО (г. Калуга), а также ЦУП КА (г. Краснознаменск Московской обл.).

Аппаратура для приема информации с борта КА размещалась также в ВКА имени А. Ф. Можайского, в ЦНИИ РТК (г. Санкт-Петербург), МГТУ имени Н. Э. Баумана (г. Москва) и в других учебных заведениях.

Космический аппарат «Можаец-4» являлся многопрофильным, и на него возлагались следующие задачи:

– обучение студентов и курсантов старших курсов высших учебных заведений методам управления КА, технологиям организации связи, анализу телеметрической и навигационной информации;

– испытание метода комплексной автономной навигации КА с использованием навигационных систем ГЛОНАСС и GPS;

– исследование влияния факторов космического пространства на надежность перспективных бортовых цифровых вычислительных модулей аппаратуры КА;

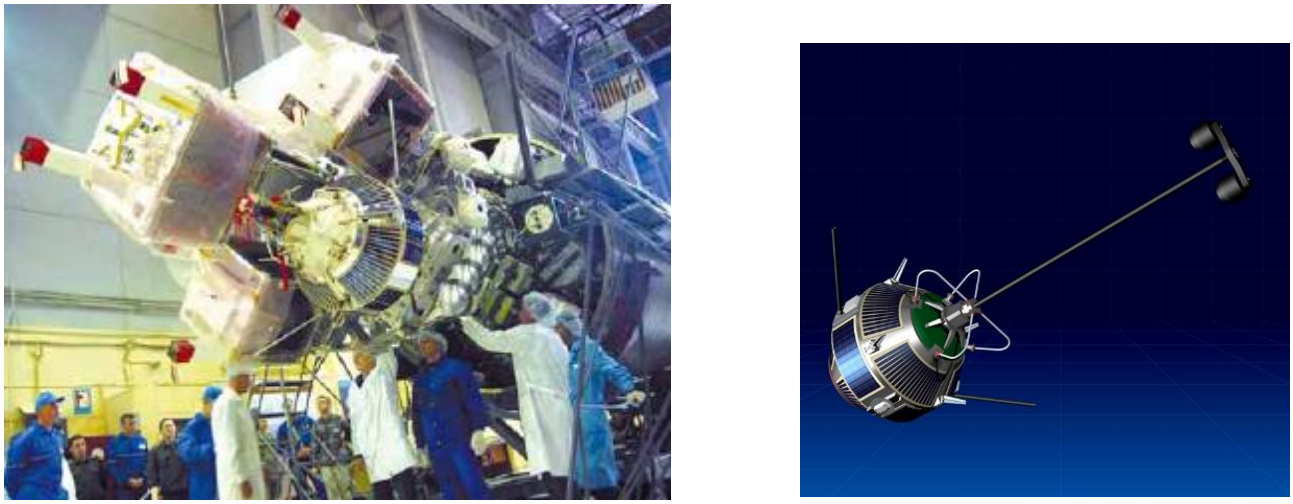
– испытание аппаратуры лазерной межспутниковой связи;

– исследование новых методов высокоточной юстировки и калибровки наземных радиотехнических и оптических средств по сверхмалым КА;

– изучение способов гравитационной и магнитной ориентации КА;

– испытания аппаратуры любительской спутниковой радиосвязи.

Внешний вид КА «Можаец-3», «Можаец-4» представлен на рис. 3.



а) б)

Рис. 3. Внешний вид КА «Можаец-3», «Можаец-4»:
а – «Можаец-4» на второй ступени ракеты-носителя «Космос-3М» (2003); б – 3D-модель КА серии «Можаец-3», «Можаец-4»

Для решения указанных задач на борту спутника были размещены следующие типы аппаратуры:

– навигационная аппаратура потребителя космических систем ГЛОНАСС/GPS «Терминатор», изготовленная в КБ «Компас»;

– аппаратура проведения радиационных исследований стойкости электронной компонентной базы «Призма-2»;

– аппаратура регистрации оптических излучений «Облик», созданная в ВКА имени А. Ф. Можайского;

– аппаратура проведения траекторных измерений и телесигнализации «Краб-А», работающая совместно с радиотехнической системой «Калина»;

– батарея оптических уголковых отражателей;

– система активной магнитогравитационной ориентации и стабилизации (блок управления, магнитометр, электромагнитные устройства, солнечные датчики, гравитационная штанга);

– система электропитания, включающая солнечную и аккумуляторную батареи;

– датчики температур, давления, освещения, оценки технического состояния бортовой аппаратуры;

– система командно-телеметрического управления и бортовой автоматики «ДОКА-Б», созданная НИЛАКТ РОСТО (г. Калуга);

– маяк любительской спутниковой радиосвязи с позывным RS-22.

Заблаговременно до запуска КА «Можаец-4» были разработаны, согласованы и утверждены организационно-методические документы «Исходные данные на выполнение экспериментальных работ» и «Положение по организации взаимодействия между ВКА имени

А. Ф. Можайского и организациями Минобороны России при управлении КА «Можаец-4» и проведении экспериментов». Масса КА «Можаец-4» составляла 59 кг.

Космический аппарат широко использовался в учебном процессе на технической основе учебных центров управления полетом, созданных в ВКА имени А. Ф. Можайского, в ЦНИИ РТК, в МГТУ имени Н. Э. Баумана, в МГУ имени М. В. Ломоносова. Только в ВКА имени А. Ф. Можайского за годы существования аппарата на ЦУП прошли обучение более 250 человек, было подготовлено 90 дипломных и курсовых проектов. С использованием информации и научно-технических идей, заложенных в малые КА серии «Можаец», было подготовлено и защищено более 10 кандидатских и несколько докторских диссертаций.

Установленная на борту малого КА «Можаец» НАП систем ГЛОНАСС/GPS превратила его в автономную радионавигационную точку, которая является носителем высокоточной навигационно-временной информации. Наличие канала управления, а также каналов передачи данных и телеметрии позволило эффективно использовать данный КА для юстировки наземных радиолокационных станций. В этой связи авторами проекта «Можаец-4» было предложено дооснастить юстируемые радиолокационные и радиотехнические системы аппаратурой приема информации от бортовой НАП систем ГЛОНАСС/GPS. Это позволит получать высокоточную информацию о параметрах движения КА одновременно с проведением измерений радиолокационной станцией (РЛС) при прохождении КА через зону ее действия. Совместная обработка измерений радиолокационной станции (РЛС) и информации бортовой НАП позволит рассчитать юстировочные поправки на самой станции, при этом повышаются автономность, оперативность и точность юстировки РЛС. Успешно проведенные с участием авторов сеансы юстировки доплеровской радиотехнической системы «Калина» подтвердили правильность этой идеи.

Возможность использования малых КА серии «Можаец» для калибровки наземных радиотехнических средств была проверена в эксперименте сотрудников ВКА имени А. Ф. Можайского и Восточно-Сибирского Центра исследования ионосферы Земли на базе действующего радара некогерентного рассеяния. Размеры используемой антенны составили 244×12×20 м, площадь раскрыва – около 3000 м. Вместе с тем неравномерность диаграммы рассеяния используемого типа аппаратов (эффективная площадь рассеяния составила от 0,1 до 19 $м^2$ в зависимости от ракурса) существенно «загрубляла» результаты измерений. Поэтому для калибровки РЛС целесообразно было использовать либо малые КА сферической формы, либо малые КА с бортовыми уголковыми отражателями.

Аппаратура «Облик» предназначена для приема и измерения характеристик лазерного излучения в ходе эксперимента по организации лазерной космической связи. Было проведено около 400 сеансов работы бортовой аппаратуры «Облик», принято более 1500 файлов результатов ее работы. Проведена предварительная экспресс-обработка файлов на пункте управления, выделенная информация обобщена и отправлена для дальнейших исследований. Эксплуатация элементов этой аппаратуры, в частности отечественных фотоприемников, размещенных на днище малых КА, и блока микроконтроллера отечественной фирмы, показала их стойкость к вибрационным перегрузкам при выведении КА, радиационную стойкость в условиях открытого космоса и надежность эксплуатации в широком диапазоне температур.

Эксперимент по испытаниям радиационной стойкости микросхем оперативной памяти «Призма-2» был рассчитан на 3 года, однако успешно продолжался в течение 10 лет. Было получено более 80000 значений телеметрируемых параметров.

На протяжении всего времени полета малого КА регулярно включалась аппаратура «Призма-2». Аппаратура проводила замеры состояния электронных элементов, установленных по поверхности корпуса малых КА. Данные замеров сохранялись в бортовой памяти КА, периодически доставлялись на Землю, обрабатывались и отправлялись на исследование в ВКА имени А. Ф. Можайского на кафедру эксплуатации электронных вычислительных машин.

Комплекс «Призма-2» состоял из размещенных на внешней поверхности КА четырех блоков приборов с микросхемами оперативной памяти, датчиками текущей температуры и

накопленной дозы ионизирующего излучения, расположенными совместно с испытываемой микросхемой памяти в одном из блоков. Интегральные микросхемы статического оперативного запоминающего устройства, выполненные по КМОП-технологии, были предназначены для построения блоков памяти, обладающих высоким быстродействием, низким энергопотреблением, надежностью и стойкостью к воздействию механических, климатических и специальных факторов.

Микросхемы оперативной памяти были разработаны ОАО «Ангстрем» (г. Зеленоград Московской обл.) и являлись на тот момент современными изделиями высокой степени технической интеграции.

Бортовая аппаратура спутника «Можаец-4», особенно служебного комплекса, востребована, живет и развивается и в настоящее время. Опробованные на «Можайце-4» идеи и технические решения нашли применение в последующих разработках, и на сегодняшний день они «трудятся» в космосе на 15 КА различного типа и назначения, а также используются в перспективных проектах.

Малый КА «Можаец-5» должен был быть запущен на смену предыдущим аппаратам. Он был изготовлен в КБ «Полет», и его особенностями были существенно меньшие габариты и масса, а также наличие двух камер дистанционного зондирования Земли низкого и среднего разрешения. Запуск состоялся 27 сентября 2005 года, однако отделения полезной нагрузки от ракеты-носителя не произошло.

Малый КА «Можаец-5» был предназначен для выполнения следующих космических экспериментов:

– проведения натурных испытаний бортовой НАП ГЛОНАСС/GPS «Терминатор»;

– обучения курсантов управлению КА и обработке измерительной информации;

– отработки методики высокоточных лазерных измерений с помощью бортовых оптических уголковых отражателей;

– исследования влияния факторов космического пространства на надежность перспективных бортовых цифровых вычислительных средств КА и их компонент;

– испытаний средств лазерной межспутниковой линии связи;

– отработки технологии дистанционного зондирования Земли.

При подготовке всех малых КА серии «Можаец» установились тесные творческие связи между ВКА имени А. Ф. Можайского, КБ «Полет», 153 ГИКЦ МО РФ и командованием космодрома Плесецк.

Основываясь на проведенных исследованиях в области развития малых КА, системно-технический облик КА «Можаец» следующих поколений должен будет включать:

– аппаратуру спутниковой навигации, позволяющую осуществлять прием и избирательную обработку сигналов от всех современных навигационных спутниковых систем (ГЛОНАСС, GPS, «Галилео», «Бэйдоу», «Ирнсс» и др.);

– оптико-электронную аппаратуру съемки наземных объектов;

– оптико-электронную аппаратуру контроля областей космического пространства;

– радиотехническую аппаратуру контроля наземной и космической радиоэлектронной обстановки;

– аппаратуру измерения параметров гравитационного поля Земли (гравиметр, градиентометр, бистатический радиовысотомер);

– аппаратуру измерения параметров лазерного излучения;

– аппаратуру лазерной связи;

– бортовую систему управления с возможностью решения интеллектуальных задач обеспечения автономного полета и применения аппаратуры.

В настоящее время коллективом единомышленников ВКА имени А. Ф. Можайского и предприятий промышленности завершено проектирование малого КА «Можаец-6».

Перспективный КА «Можаец-6» предназначен для решения следующих задач:

– разработки и апробации перспективных алгоритмов астронавигации;

– исследования параметров навигационного поля в области средних околоземных орбит (2000–20000 км);

– внедрения новых методов управления, в том числе на основе технологий искусственного интеллекта, и обработки навигационных данных.

Общие сведения о КА «Можаец-6» представлены на рис. 4.

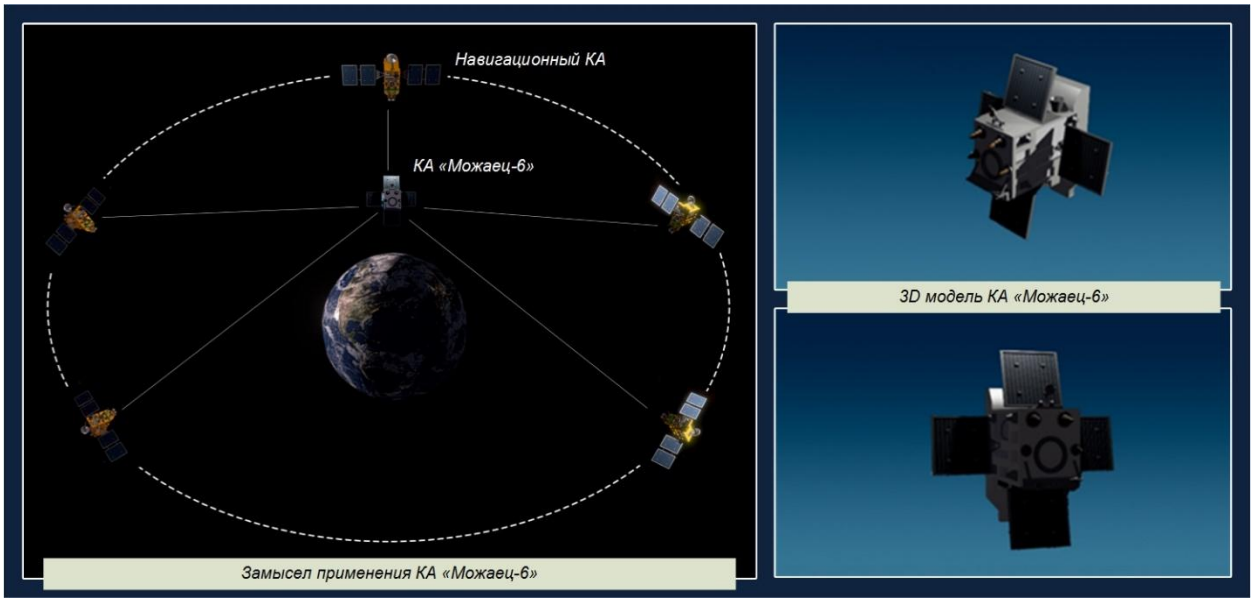


Рис. 4. Общие сведения о КА «Можаец-6»

При создании КА внедрены новые технические решения, реализованные в составных частях космической платформы и бортовой аппаратуры (система управления, средства синхронизации шкалы времени, двигательная установка). Наиболее амбициозной задачей являются определение параметров навигационного поля в области средних околоземных орбит и оценка его влияния на реализуемость и точность выполнения маневров КА «Можаец-6» по сохранению своих орбитальных параметров.

Необходимо отметить, что в указанном диапазоне высот навигационное поле имеет разрывы, и для выполнения различных операций с КА представляется необходимым производить априорную оценку его состояния.

Более того, проведение летной эксплуатации КА «Можаец-6» позволит оценить надежность и работоспособность электронно-компонентой базы в условиях воздействия негативных факторов космического пространства.

Вывод. Актуальность проводимых исследований и их практической апробации в рамках летной эксплуатации КА «Можаец-6» позволит реализовать внедрение перспективных интеллектуальных технологий управления орбитальной группировкой в учебной и научной работе ВКА имени А. Ф. Можайского.

В заключение следует отметить, что «Можайцы» – это орбитальная группировка малых КА, применяемая Военно-космической академией для проведения образовательной и научной деятельности, которая имеет важное значение для развития новых космических технологий.

Список использованных источников

1. Малые космические аппараты информационного обеспечения / под ред. В. Ф. Фатеева. – М. : Радиотехника, 2010. – 320 с.

2. Учебно-исследовательский малый космический аппарат «Можаец-4»: десять лет на орбите / Г. В. Кремез [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2013 . – Вып. 640. – С. 112–118.

3. *Захаров И. В., Кремез Г. В., Фролков Е. В*. Экспериментальное исследование работоспособности электронных компонентов бортовой аппаратуры на космических аппаратах серии «Можаец» // Известия вузов. Приборостроение. – 2014. – Т. 57, № 10. – С. 66–70.

4. Министерство обороны Российской Федерации. Военный инновационный технополис «Эра» / 7-я научная рота. Взвод «Малые космические аппараты». – URL: https://recrut.mil.ru/for_recruits/research_company/companies/7nr_era.htm (дата обращения: 01.02.2025).

М. А. Колпин,
кандидат технических наук;
М. К. Маркина

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОБОСНОВАНИЮ РАЦИОНАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНОГО СРЕДСТВА ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ВОЕННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНИКИ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛИНГВИСТИЧЕСКИХ ПЕРЕМЕННЫХ

Представлены результаты сравнительного анализа отечественных и зарубежных учебно-тренировочных средств. На основании полученных результатов определены пути возможного совершенствования отечественных учебно-тренировочных средств (УТС) и их развития, в том числе путем выбора рационального состава функциональных модулей в структуре учебно-тренировочного средства.

Предложен методический подход к обоснованию структуры учебно-тренировочных средств для подготовки военных специалистов по эксплуатации техники космического назначения на основе использования лингвистических переменных.

Ключевые слова: учебно-тренировочное средство, классификация УТС, экспертный метод, лингвистическая переменная, терм, нечеткие меры, мера Сугено.

ВВЕДЕНИЕ

Научно-технический прогресс, усложнение процессов создания и эксплуатации средств, комплексов и систем космического назначения обуславливают необходимость существенного повышения качества обучения специалистов. Результаты анализа научной литературы в области подготовки специалистов по эксплуатации техники космического назначения (ТКН) показывают, что обучение становится более эффективным, когда оно организовано на специализированных учебно-тренировочных средствах (УТС), позволяющих формировать различные условия обстановки, складывающиеся при применении изделия вооружения.

Развитие информационных технологий привело к появлению большого разнообразия УТС, базирующихся на различных технических средствах обучения и имеющих разное функциональное наполнение. При этом критерии отбора (включения) конкретных средств обучения в состав УТС для типовых образцов ТКН до настоящего времени не определены. Как следствие, существуют потенциальные риски создания УТС с необоснованным функционалом и завышенной стоимостью. Указанное обстоятельство обуславливает необходимость разработки научно-методи-ческого аппарата обоснования рационального состава, структуры и функций перспективных УТС для ТКН, позволяющих обеспечить эффективное решение задач подготовки военных специалистов.

РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА СУЩЕСТВУЮЩЕГО СОСТАВА И СОСТОЯНИЯ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ СРЕДСТВ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ ВОЕННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНИКИ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Учебно-тренировочное средство – специально организованный набор технических средств обучения, в том числе специализированных тренажеров, состав которого определяется конкретной целью подготовки персонала [1].

В целях проведения анализа состава и состояния УТС, применяемых для подготовки специалистов по эксплуатации ТКН, составлена классификация УТС по различным отличительным признакам, сформированным на базе источников [2–5]. УТС классифицируются по следующим критериям:

1) по подготовке (теоретическая или практическая подготовка);
2) по исполнению (аппаратные, программно-аппаратные и программные);
3) по наличию моделей имитационного тренинга и/или формированию условий фоноцелевой обстановки (динамические, статические);
4) по наличию свойств адаптации к новым условиям применения ВВСТ (адаптивные, неадаптивные);
5) по взаимодействию с внешними системами и между собой (автономные, сопрягаемые);
6) по пропускной способности (одиночные, групповые);
7) по условию размещения УТС (стационарные, мобильные);
8) по наличию функции моделирования изделия;
9) по наличию функций виртуальной/дополненной реальности;
10) по использованию технологий искусственного интеллекта (ИИ).

Анализ опыта применения УТС за рубежом показывает, что их подход к процессу обучения специалистов имеет значительные отличия. Акцент в подготовке военных специалистов на тренажерах прежде всего делается на интеграции разрозненных УТС в единые учебно-тренажерные комплексы (УТК) и системы. Широко применяются технологии ИИ, виртуальной и дополненной реальности. Разработкой программных средств моделирования в составе УТС занимаются отдельные центры на базе академий. Существуют сайты планирования тренировок, где осуществляются контроль, мониторинг и хранение успеваемости.

Используется гибкий принцип обучения, который обеспечивается настройкой режимов работы УТС для обучающихся разного уровня подготовки, возможностью поддерживать крупномасштабные общевойсковые виртуальные сценарии, а также сотни учебных военных учений на уровне подразделений. В рамках военно-гражданского сотрудничества гражданские ведомства обучают своих сотрудников или студентов на данных УТС [6, 7].

По результатам анализа отечественных УТС ТКН выявлено, что в нашей стране распространены в основном статические тренажеры, при использовании которых у обучаемого не осуществляется закрепление взаимосвязи «операция – (зависимость) – последствия». Преобладают групповые тренажеры, однако, как правило, эти тренажеры имеют всего несколько рабочих мест для обучающихся с одинаковым набором задач. Навыки для решения задач слаживания не отрабатываются. В преобладающем большинстве имитируется «жесткий» алгоритм определенной деятельности, без каких-либо случайных факторов условий обстановки. УТС в вузах не интегрированы в электронную информационно-образовательную среду, возможность сопряжения с другими тренажерами, как правило, отсутствует.

Основными направлениями развития УТС как в нашей стране, так и за рубежом являются компьютеризация, внедрение функций моделирования и технологий ИИ, а также унификация программно-аппаратных решений, на которых они базируются.

Таким образом, УТС могут иметь широкий набор функций и, соответственно, могут включать различные технические и программные средства обучения: электронные учебные методические материалы, автоматизированные обучающие системы, интерактивные учебные макеты, виртуальные имитаторы, компьютерные тренажеры и др., которые, в свою очередь, также могут иметь в своем составе различные функциональные блоки, в том числе с применением технологий ИИ: тестирования, изучения теоретического материала, формирования сценариев тренировок, анализа результатов тренировок, выработки рекомендаций, моделирования и т. д. Активное развитие информационных технологий и их внедрение в процесс образования и УТС привели к значительному удорожанию тренажеров, которое не всегда гарантирует повышение качества обучения. Указанное обстоятельство обуславливает наличие задачи выбора функций и, следовательно, структуры создаваемых УТС, что в конечном

итоге определяет стоимость УТС. Не во всех случаях целесообразно разрабатывать дорогостоящий УТС, имеющий, например, в своем составе сложные модели имитационного тренинга, базирующиеся на технологиях ИИ. Иногда именно традиционный тренажер отвечает потребностям обучения. В связи с этим актуальной является задача разработки такого подхода к выбору структуры и функций УТС, которые позволяют обеспечить достижение целей обучения военных специалистов с помощью набора технических средств минимальной стоимости.

ОПИСАНИЕ МЕТОДИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Цель обучения на УТС – закрепление полученных теоретических знаний и отработка навыков. Проблема выбора и формализации целей обучения была рассмотрена во многих работах [8–11]. *Основная цель обучения* – сформировать компетенции обучающихся для качественного выполнения ими служебных обязанностей. Компетенции определены в квалификационных требованиях (КТ), утверждаемых заказчиком подготовки. Компетенции могут быть оценены показателями достижения уровня обученности по категориям «знать», «уметь», «владеть», что соответствует знаниям по теоретической подготовке, умениям по практической подготовке и способностям применять знания и навыки для решения нестандартных задач [12].

Таким образом, цели обучения на УТС могут быть формализованы в виде вектора частных показателей $f^* = \left[f_j^* \right], j = 1...J, f_j^* = [0,1]$, элементами которого являются относительные значения требуемого уровня сформированности каждой компетенции.

Как было отмечено ранее, достижение целей обучения на УТС обеспечивается его функционалом, который, в свою очередь, реализуется различными функциональными блоками УТС $B = \{b_i\}, i = 1,..., I$.

Основным проблемным вопросом решения задачи выбора рационального состава функциональных блоков в структуре УТС $x^* \in X = \{x_m, m = 1,..., M\}$ является сложность процесса оценивания реального вклада в достижение *j*-й цели обучения при использовании *m*-го варианта исполнения УТС.

Задачи многокритериального выбора решаются путем использования свёрток различного рода. Основными недостатками свёрток являются:

– весовые коэффициенты не отражают истинной роли частных показателей в интегральном показателе;

– выравнивание значений частных показателей при расчете интегрального показателя;

– не учитывается влияние показателей друг на друга и на интегральный показатель.

В настоящей работе для преодоления критериальной неопределенности используется комбинированный подход, который позволяет повысить достоверность оценок эффективности УТС при различных вариантах его исполнения. Идея используемого подхода заключается в том, что для решения задачи выбора рационального набора функциональных модулей в структуре УТС, обеспечивающих достижение заданных целей обучения, используется процедура многокритериального принятия решений, базирующаяся на обработке ответов экспертов методами теории нечетких мер [13–15].

Структурно-логическая схема разработанного методического подхода определения рационального состава представлена на рис. 1.

На первом этапе методического подхода осуществляется формирование исходных данных, необходимых для решения задачи, а именно: определения целей подготовки специалистов, перечня функциональных блоков и стоимости реализации этих блоков.



Рис. 1. Структурно-логическая схема методического подхода

На втором этапе происходит формализация требований к уровню сформированности компетенций. Компетенции определены в квалификационных требованиях, однако необходимы оценки экспертом.

На третьем этапе формируется множество вариантов структуры УТС, состоящих из множества функциональных блоков: $X = \{x_m, m = 1,..., M\}$, где $M = \sum_{l=1}^{I} C_I^l$ соответствует количеству возможных вариантов исполнения УТС. Здесь $C_I^l = \frac{I!}{l!(I-l)!}$ является числом сочетаний из I функциональных блоков по l вариантов набора этих блоков.

На четвертом этапе с использованием экспертного опроса и лингвистических переменных на основе введенной лингвистической шкалы осуществляется формирование матрицы $W = \left[w_{mj} \right], m = 1,..., M,\ j = 1,..., J$, характеризующей вклад m-го варианта исполнения УТС в достижение каждой j-й цели обучения.

Пример лингвистической шкалы применительно к частному показателю «Способность осуществлять управление ресурсами наземной, телекоммуникационной сети и администрирование сети связи космических комплексов» представлен в табл. 1.

Таблица 1

Лингвистическая шкала оценок функции УТС

Показатель	Шкала	Терм
1 Способность осуществлять управление ресурсами наземной, телекоммуникационной сети и администрирование сети связи космических комплексов	1.1 Знать особенности построения телекоммуникационной сети космических комплексов и порядок ее администрирования	1. Низкий
	1.2 Знать основы технической эксплуатации инфокоммуникационных систем космических комплексов +1.1	2. Ниже среднего
	1.3 Уметь применять способы управления ресурсами телекоммуникационной сети космических комплексов+1.1+1.2	3. Средний
	1.4 Уметь планировать, организовывать и контролировать мероприятия технической эксплуатации инфокоммуникационных систем космических комплексов+1.1+1.2+1.3	4. Выше среднего
	1.5 Владеть навыками управления ресурсами сети связи космических комплексов +1.1+1.2+1.3+ +1.4	5. Высокий

Формирование термов и лингвистических шкал подробно описано в работе [13]. В представленном примере f_1 = «Способность осуществлять управление ресурсами наземной, телекоммуникационной сети и администрирование сети связи космических комплексов» может принимать значение из множества простых термов $T(f_1)$ = («низкий», «ниже среднего», «средний», «выше среднего», «высокий»).

Результирующий показатель определяется лингвистической переменной $T(f_{\text{рез}})$, которая принимает значения: «низкий», «ниже среднего», «средний», «выше среднего», «высокий». Для этого проводят экспертный опрос, составляются продукционные правила в количестве 2^n, где n – количество частных показателей. Продукционные правила бывают двух видов: простые для простых опорных ситуаций (где все показатели, кроме одного, принимают одинаковое значение лингвистических переменных) и сложные (все остальные). Количество простых правил соответствует количеству частных показателей, значения их результирующих показателей определяются экспертом. Формируется экспертная оценка на основе анализа вклада нескольких опорных ситуаций путем выбора соответствующих значений. Влияние частных показателей на результирующий показатель описывается следующими продукционными правилами:

P_m: «Если $f_1 = w_{1m}$ и $f_2 = w_{2m}$ и … $f_J = w_{Jm}$, то $f_{\text{рез}} = w_{\text{рез}m}$, где $w_{jm} \in T(f_j), w_{\text{рез}} \in T(f_{\text{рез}})$.

Правила для сложных опорных ситуаций формируются из простых продукционных правил, а значение результирующего показателя определяется путем построения конструктив-

ной параметрической λ – нечеткой меры Сугено. Для этого требуется найти корень уравнения λ^* из интервала (-1; ∞), заданного полиномом n-1 порядка [14, 15]. Тогда

$$\left[\prod_{i=1}^{n}(1+\lambda g_i)-1\right]/\lambda=1, \quad -1<\lambda<\infty, \tag{1}$$

где g_i – значение экспертной оценки для простого продукционного правила.

Пример опроса эксперта и результирующего показателя, выраженного лингвистическими переменными, представлен в табл. 2.

Таблица 2

Матрица опроса эксперта с результирующим показателем

Высказывание	Лингвистические значения $T(f_j)$			Результирующий показатель
	f_1	f_2	f_3	$f_{рез}$
1 (простое)	Высокий	Высокий	Высокий	1
2 (сложное)	Высокий	Высокий	Низкий	?
3 (сложное)	Низкий	Высокий	Высокий	?
4 (простое)	Низкий	Низкий	Высокий	0,4
5 (простое)	Низкий	Низкий	Низкий	0
6 (простое)	Низкий	Высокий	Низкий	0,8
7 (простое)	Высокий	Низкий	Низкий	0,2
8 (сложное)	Высокий	Низкий	Высокий	?

Например, высказывание № 4: если показатель $T(f_i)$ имеет значение «низкий», «низкий», «высокий», то результирующий показатель, по мнению эксперта, будет иметь значение 0,4. Далее на основании простых правил рассчитываются сложные 2-я, 3-я, 8-я ситуации. Вычисляем значение параметра меры Сугено: $\frac{(1+0,4\lambda)(1+0,8\lambda)(1+0,2\lambda)-1}{\lambda}=1; \lambda^* \approx -0,785$. Для второй ситуации результирующий показатель $f_{2рез}=\frac{(1+0,2\lambda^*)(1+0,8\lambda^*)-1}{\lambda^*}\approx 0,87$, для третьей – $f_{3рез}\approx 0,95$, для восьмой – $f_{8рез}\approx 0,54$.

Далее необходимо перевести лингвистические показатели в шкалу (-1,1), где «-1» маркируется состояние «низкий», а «1» – состояние «высокий». На основании этого формируется ортогональный план экспертного опроса (табл. 3).

Таблица 3

Ортогональный план экспертного опроса

№ п/п	Численные значения $T(f_j)$							Результирующий показатель
	f_1	f_2	f_3	f_{12}	f_{13}	f_{23}	f_{123}	$f_{рез}$
1	1	1	1	1	1	1	1	1
2	1	1	-1	1	-1	-1	-1	0,87
3	-1	1	1	-1	-1	1	-1	0,95
4	-1	-1	1	1	-1	-1	1	0,4
5	-1	-1	-1	1	1	1	-1	0
6	-1	1	-1	-1	1	-1	1	0,8
7	1	-1	-1	-1	-1	1	1	0,2
8	1	-1	1	-1	1	-1	-1	0,54

Вычисляются скалярные произведения столбцов матрицы на значение вектора результирующего показателя. Результаты вычислений для рассматриваемого примера представлены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты вычислений

№ п/п	Численные значения произведений результирующего показатея и $T(f_j)$							
	$f_0\ f_{рез}$	$f_1\ f_{рез}$	$f_2\ f_{рез}$	$f_3\ f_{рез}$	$f_{12}\ f_{рез}$	$f_{13}\ f_{рез}$	$f_{23}\ f_{рез}$	$f_{123}\ f_{рез}$
1	1	1	1	1	1	1	1	1
2	0,87	0,87	0,87	-0,87	0,87	-0,87	-0,87	-0,87
3	0,95	-0,95	0,95	0,95	-0,95	-0,95	0,95	-0,95
4	0,4	-0,4	-0,4	0,4	0,4	-0,4	-0,4	0,4
5	0	0	0	0	0	0	0	0
6	0,8	-0,8	0,8	-0,8	-0,8	0,8	-0,8	0,8
7	0,2	0,2	-0,2	-0,2	-0,2	-0,2	0,2	0,2
8	0,54	0,54	-0,54	0,54	-0,54	0,54	-0,54	-0,54
	λ_0 0,5950	λ_1 0,0575	λ_2 0,31	λ_3 0,1275	λ_4 -0,0275	λ_5 -0,01	λ_{23} -,0575	λ_{123} 0,005

Результирующий показатель выполнения цели обучения представляется в виде

$$f_{\text{рез}} = \lambda_0 + \sum_{i=1}^{J} \lambda_1 f_{\text{рез}} + \sum_{i=1}^{J} \sum_{j=1}^{J} \lambda_{ij} f_i f_j + \ldots + \lambda_{12\ldots J} f_1 f_2 \ldots f_J . \quad (2)$$

Показатель (2) учитывает влияние как отдельно взятых показателей, так и их совокупностей.

В случае рассмотренного примера будем иметь свёртку показателей вида

$$f_{\text{рез}} = 0,5950 + 0,0575 f_1 + 0,31 f_2 + 0,1275 f_3 - 0,0275 f_{12} - 0,01 f_{13} - 0,0575 f_{23} + 0,005 f_{123}.$$

На пятом этапе осуществляется решение задачи формирования рационального состава функциональных модулей в структуре УТС. Для этого с использованием данных предыдущего этапа рассчитываются значения $f_{\text{рез}}^{m}(x_m), m = 1 \ldots M$ для всех возможных вариантов исполнения УТС из заданного набора функциональных блоков.

В качестве рационального варианта выбирается такой состав функциональных модулей УТС – x^*, который обеспечивает достижение максимальной результативности подготовки специалистов при выполнении ограничений на стоимость УТС:

$$x^* = \arg\max \left\{ f_{\text{рез}}(x_m), S(x_m) \le S^* \right\}, m = 1, \ldots, M \ . \quad (3)$$

ПРИМЕР ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАЗРАБОТАННОГО МЕТОДИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Демонстрация использования разработанного подхода к обоснованию рациональной структуры УТС осуществляется на примере конкретной специальности.

Входными данными являются квалификационные требования к военно-профессиональной подготовке и перечень функциональных блоков будущего УТС. Набор формируемых компетенций (f_1-f_3) и требования к ним представлены в квалификационных требованиях.

Рассматривается УТС, который может быть выполнен из четырех функциональных блоков: компьютерная программа тренинга – b_1, автоматизированная обучающая система – b_2, электронный учебник – b_3, электронная эксплуатационная документация – b_4.

Формирование лингвистических шкал для показателя оценки достижения поставленной цели обучения (освоения определенной компетенции) представлено в табл. 5.

Таблица 5

Лингвистическая шкала оценок функции УТС

Показатель (компетенция)	Шкала	Терм
1. Способен осуществлять монтаж оборудования систем связи f_1	1.1 Знать состав, основные характеристики оборудования систем связи	1. Низкий
	1.2 Знать состав, основные характеристики, а также монтажные и функциональные схемы монтируемого оборудования систем связи+1.1	2. Ниже среднего
	1.3 Знать требования нормативных документов и технологии выполнения работ по монтажу, настройке, регулировке и испытаниям оборудования систем связи+1.1+1.2	3. Средний
	1.4 Уметь пользоваться средствами индивидуальной защиты и приспособлениями для обеспечения безопасного выполнения работ +1.1+1.2+ +1.3	4. Выше среднего
	1.5 Владеть аппаратными и программными средствами монтажа, настройки и регулировки оборудования систем связи+1.1+1.2+1.3+1.4	5. Высокий
2. Способен эксплуатировать оборудование систем связи f_2	2.1 Знать назначение, состав, технические характеристики и схемы обслуживаемого оборудования, трактов и каналов передачи.	1. Низкий
	2.2 Знать правила выполнения планово-профилактических и ремонтно-восстановительных работ и методики технического обслужива-ния+2.1+2.3 2.3 Знать характеристики аппаратных и программных средств проведения проверки технического состояния оборудования, трактов и каналов передачи+2.1+2.2	2. Ниже среднего
	2.4 Уметь осуществлять проверку качества работы оборудования и средств связи, а также соответствия технических параметров оборудования и каналов передачи установленным эксплуатационно-техническим нормам+2.1+2.2+2.3	3. Средний
	2.5 Уметь определять объемы планово-профилактических и ремонтно-восстановительных работ, составлять перспективные, годовые и ежемесячные планы технического обслуживания систем связи. 2.6 Уметь вести документацию по эксплуатации оборудования систем связи +2.1+2.2+2.3+2.4	4. Выше среднего

Окончание табл. 5

Показатель (компетенция)	Шкала	Терм
	2.7 Владеть навыками инструментальных измерений, используемых в области связи +2.1+2.2+ +2.3+2.4+2.5+2.6	5. Высокий
3. Способен организовать эксплуатацию оборудования систем связи f_3	3.1 Знать основы экономики, организации труда и управления коллективом, трудовое законодательство Российской Федерации	1. Низкий
	3.2 Знать требования нормативных документов по планированию и организации эксплуатации оборудования систем специальной связи+3.1	2. Ниже среднего
	3.3 Уметь организовывать и контролировать проведение измерений и проверку качества работы оборудования, проведение планово-профилактических и ремонтно-восстановительных работ +3.1+ +3.2	3. Средний
	3.4 Уметь принимать и реализовывать управленческие решения, оценивать их эффективность, уметь анализировать экономические показатели деятельности, психологическое и моральное состояние коллектива+3.1+3.2+3.3	4. Выше среднего
	3.5 Уметь планировать и контролировать работу подчиненных в сфере профессиональной деятельности+3.1+3.2+3.3+3.4	5. Высокий

Далее формируются матрицы для каждого функционального модуля и их сочетания. Проводится опрос эксперта по простым продукционным правилам (табл. 6). Количество продукционных правил будет зависеть от количества рассматриваемых компетенций, в данном случае – продукционных правил $2^3 = 8$. Выставление значений простых продукционных правил и расчет результирующего показателя в сложных правилах проводится в соответствии с описанием, вышеизложенным в работе.

Эксперт дал оценки в трех простых ситуациях, где только один из частных показателей носит значение лингвистической переменной – «высокий».

Таблица 6

Матрица простых продукционных правил

Высказывание	Компетенции			$f_{рез}$
	f_1	f_2	f_3	
1	высокий	высокий	высокий	1
2	высокий	низкий	низкий	0,3
3	низкий	высокий	низкий	0,7
4	низкий	низкий	высокий	0,4
5	низкий	низкий	низкий	0

Необходимо перевести лингвистические переменные в шкалу [-1;1]. Строится ортогональный план экспертного опроса. Проводится расчет результирующих показателей в сложных ситуациях. Для этого вычисляем значение параметра нечеткой меры Сугено:

$$\frac{(1+0.3\lambda)(1+0.7\lambda)(1+0.4\lambda)-1}{\lambda}=1, \quad -1<\lambda<\infty.$$

Один из корней удовлетворяет условию $\lambda^* \approx -0{,}73$. Вычисляем значения коэффициентов и результирующих показателей для сложных опорных ситуаций. Результаты вычислений и ортогональный план экспертного опроса представлены в табл. 7.

Таблица 7

Ортогональный план экспертного опроса

№ п/п	Численные значения $T(f_j)$							Результирующий показатель
	f_1	f_2	f_3	f_{12}	f_{13}	f_{23}	f_{123}	$f_{рез}$
1	1	1	1	1	1	1	1	1
2	1	-1	-1	-1	-1	1	1	0,3
3	-1	1	-1	-1	1	-1	1	0,7
4	-1	-1	1	1	-1	-1	1	0,4
5	-1	-1	-1	1	1	1	-1	0
6	-1	1	1	-1	-1	1	-1	0,896
7	1	1	-1	1	-1	-1	-1	0,847
8	1	-1	1	-1	1	-1	-1	0,612

Свёртка показателей в итоге примет вид

$$f_{рез} = 0,5943 + 0,0954 f_1 + 0,2663 f_2 + 0,1326 f_3 - 0,0326 f_{12} - 0,0164 f_{13} - 0,0454 f_{23} + 0,0056 f_{123}.$$

УТС предполагает реализацию из четырех функциональных блоков. Поэтому расчет показателей проводится для всех вариантов исполнения УТС из $b_1 - b_4$ (табл. 8).

Таблица 8

Значение показателей реализации функциональных блоков

Вариант исполнения УТС	Компетенции		
	f_1	f_2	f_3
b_1	0,1	0,1	0,2
b_2	0,4	0,2	0,5
b_3	0,6	0,1	0,6
b_4	0,4	0,6	0,2
b_{12}	0,5	0,6	0,8
b_{13}	0,8	0,1	0,2
b_{14}	0,5	0,6	0,5
b_{23}	0,4	0,5	0,7
b_{34}	0,5	0,6	0,4
b_{123}	0,6	0,5	0,4
b_{134}	0,6	0,5	0,5
b_{234}	0,8	0,6	0,8
b_{1234}	0,7	0,8	0,6

Проводится расчет интегрального значения результирующего показателя. Далее рассматривается стоимость реализации функциональных модулей. В зависимости от их эффективности выбирается рациональный вариант. Для этого анализируется сформированный состав УТС и выбирается такой вариант, который позволяет обеспечить максимальный уровень результативности и имеет приемлемую стоимость. Результаты расчетов приведены в табл. 9.

Таблица 9

Результаты вычислений

Варианты исполнения	Вариант структуры из функциональных блоков	Стоимость реализации, у. е.	Эффективность
1	1	50	0,6555
2	2	100	0,7419
3	3	75	0,7474
4	4	80	0,8046
5	**12**	**40**	**0,8712**
6	13	125	0,7178
7	14	130	0,8416
8	23	175	0,8323
9	24	180	0,8317
10	34	155	0,8157
11	124	230	0,8259
12	123	225	0,8908
13	134	205	0,9088
14	234	255	0,5944

Например, условию ограничения стоимости до 100 у. е. и максимальной эффективности соответствует 5-й вариант структуры УТС, состоящий из функциональных блоков 1 и 2 со стоимостью 40 у. е и эффективностью 0,8712.

Таким образом, предложенный подход по выработке рационального состава УТС, в зависимости от целей обучения, позволит сформировать наиболее подходящий состав и определить функции, которыми необходимо наделить разрабатываемый УТС. Реализация функций в составе УТС аппаратно-программными средствами должна быть оптимизирована для получения наилучшего дидактического эффекта при уменьшении затрат.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный методический подход к обоснованию рациональной структуры УТС является развитием научно-методического аппарата обоснования структуры и оценивания эффективности функционирования УТС для подготовки военных специалистов по эксплуатации ТКН.

Основной особенностью методического подхода является учет вклада функциональных блоков и вариантов их сочетаний (в структуре УТС) в достижение целей подготовки посредством применения процедуры многокритериального принятия решений, базирующейся на проведении экспертного опроса с использованием лингвистических переменных и обработке полученных результатов методами теории нечетких мер.

Методический подход целесообразно использовать для обоснования путей модернизации существующих и разработки перспективных УТС, отвечающих потребностям подготовки специалистов, с учетом ограничений на стоимость УТС.

Список использованных источников

1. ГОСТ Р 53394-2009. Интегрированная логистическая поддержка. Основные термины и определения : введ. 06.09.2010. – М. : Стандартинформ, 2010. – 23 с.

2. Учебно-тренировочные средства. – URL: https://encyclopedia.mil.ru/encyclopedia/dictionary/details.htm?id=14070@morfDictionary (дата обращения: 25.03.2025).

3. Концепция развития комплекса учебно-тренировочных средств для освоения вооружения, военной и специальной техники. – URL: https://swsys.ru/index.php?page=article&id=4419 (дата обращения: 25.03.2025).

4. *Маркина М. К., Осипова И. В., Сахно И. В.* Особенности построения, применения и направления развития учебно-тренировочных средств образцов космических войск // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 679. – С. 271–280.

5. ГОСТ Р 57700.21-2020. Компьютерное моделирование в процессах разработки, производств и обеспечения эксплуатации изделий : введ. 18.11.2020. – М. : Стандартинформ, 2020. –7 с.

6. West Point Simulation Center/United States Military Academy West Point : [сайт]. – URL: https://www.westpoint.edu/research/centers-and-institutes/simulation-center (дата обращения: 25.03.2025).

7. CPR News : [сайт]. – URL: https://www.cpr.org/2022/02/07/air-force-academy-cadets-used-to-learn-military-strategy-in-classrooms-now-theyre-using-war-gaming-flight-simulators/ (дата обращения: 25.03.2025).

8. *Богоудинова Р. З.* Основные подходы к оцениванию результатов образовательной деятельности // Вестник Казанского технологического университета. – 2011. – № 22. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/osnovnye-podhody-k-otsenivaniyu-rezultatov-obrazovatelnoy-deyatelnosti (дата обращения: 25.03.2025).

9. Образование для будущего, выбор целей: подходы и инструменты / Ю. Н. Богачков [и др.] // Образовательные технологии и общество. – 2016. – № 2. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/obrazovanie-dlya-buduschego-vybor-tseley-podhody-i-instrumenty (дата обращения: 22.05.2025).

10. *Волченко С. Ю.* Компетентностный подход как принцип формирования содержания образования в современном обществе // Социология. – 2017. – № 3. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/kompetentnostnyy-podhod-kak-printsip-formirovaniya-soderzhaniya-obrazovaniya-v-sovremennom-obschestve (дата обращения: 22.04.2025).

11. *Нечаева С. Н.* Индивидуально-дифференцированный подход как средство повышения эффективности освоения иностранного языка курсантами военных вузов // Мир науки, культуры, образования. – 2021. – № 2 (87). – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/individualno-differentsirovannyy-podhod-kak-sredstvo-povysheniya-effektivnosti-osvoeniya-inostrannogo-yazyka-kursantami-voennyh (дата обращения: 22.04.2025).

12. 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 мая 2022 года № 308 // Гарант.ру : информационно-правовой портал. – URL: https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/404833517/ (дата обращения: 22.04.2025).

13. *Зеленцов В. А., Павлов А. Н.* Многокритериальный анализ влияния отдельных элементов на работоспособность сложной системы // Информационно-управляющие системы. –

2010. – № 6. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/mnogokriterialnyy-analiz-vliyaniya-otdelnyh-elementov-na-rabotosposobnost-slozhnoy-sistemy (дата обращения: 25.03.2025).

14. Методика сопоставления пакетов математических подпрограмм / Ю. И. Рыжиков [и др.] : презентация лекция № 4 / Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения. – 2021. – URL: https://studfile.net/preview/16431015/ page:10/ (дата обращения: 25.03.2025).

15. The technique of multi-criteria decision-making in the study of semi-structured problems / A. N. Pavlov [et al.] // Advances in Intelligent Systems and Computing. – 2017. – Vol. 574. – P. 131–140.

Н. Н. Гусев,
доктор технических наук, профессор;
В. О. Маслов,
кандидат технических наук;
Н. А. Селиверстов;
Д. А. Эльцофон

О ПЕРИОДИЧНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ОБСЛЕДОВАНИЙ ЗДАНИЙ И СООРУЖЕНИЙ ПРИ ДИНАМИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЯХ НА НИХ

Статья посвящена совершенствованию существующего научно-методического аппарата по оцениванию технического состояния зданий и сооружений. Рассмотрен алгоритм оценивания технического состояния зданий и сооружений, а также сроков их очередного обследования. Проанализированы факторы, влияющие на структуру и технические характеристики систем мониторинга, методику проведения работ по мониторингу технического состояния сооружений, подверженных динамическим воздействиям. Проведен анализ подходов к определению сроков очередного обследования зданий и сооружений в нормативной литературе, и предложены пути по их совершенствованию. Доказано, что результат оценки технического состояния несущих конструкций зданий и сооружений будет носить вероятностный характер даже в случае, если эти изменения будут носить монотонный медленный характер, а не скачкообразный как при особых нагрузках и воздействиях. Выявлены особенности определения критериальных значений диагностических показателей состояния несущих конструкций для ряда сооружений. Доказано, что в течение некоторого времени после аварии эксплуатация некоторых конструкций с повреждениями возможна за счет перераспределения нагрузки между остальными элементами каркаса сооружения, при определенных ограничениях.

В статье приведены примеры работы элементов конструкций после аварий на протяжении некоторого времени при стабилизации значений диагностических показателей. Предложен новый подход к определению периодичности очередных обследований зданий и сооружений.

Ключевые слова: обследование технического состояния, критериальные значения, диагностические показатели, мониторинг, напряженно-деформированное состояние, аварийная ситуация.

ВВЕДЕНИЕ

Архитекторы во всем мире и во все времена стремились предать своим творениям запоминающиеся неповторимые облики с уникальными формами и габаритами. Современные архитекторы предлагают проекты сооружений с пролетами и высотами, о которых даже самые талантливые зодчие еще сто лет назад не могли и мечтать. В этой связи непрерывно возрастает сложность инженерных расчетов несущих конструкций современных уникальных зданий и сооружений. Программное обеспечение, позволяющее реализовывать замыслы архитекторов, постоянно совершенствуется в части обеспечения надежности и безопасности конструкций. Однако на несущую способность строительных конструкций зданий и сооружений влияет не только корректность инженерных расчетов, но и неизбежные изменения климатических условий их эксплуатации. Климатические факторы (перепады температуры, сильные порывы ветра, длительные осадки) влияют на характер нагрузок и воздействий на здания и сооружения, что, с учетом трудно прогнозируемой деградации физико-механических свойств строительных материалов, вынуждает непрерывно сокращать сроки между очередными обследованиями технического состояния зданий и сооружений. Для уникальных и технически сложных зданий и сооружений как у нас в стране [1–3], так и за рубежом [4] строительные нормы требуют организации постоянного контроля за их техническим состоянием посредством различных автоматизированных систем непрерывного мониторинга [5–8]. Натурные данные, получаемые с помощью систем мониторинга, существенно сокращают время сбора исходных данных для проведения поверочных расчетов конструкций, а следовательно, сокращают и время обследования объекта, что приобретает особую значи-

мость при обследовании зданий и сооружений после аварийных воздействий природного и техногенного характера.

Однако остается открытым вопрос об интервале времени между этими обследованиями. У специалистов в области обследования и диагностики нет единого мнения по этому поводу [7, 9], что вполне объяснимо различным опытом в данной сфере и различиями в техническом оснащении специализированных организаций, выполняющих обследования. Нет единого подхода в вопросе периодичности проведения обследования зданий и сооружений, подвергавшихся динамическим воздействиям, как в нормативной [10], так и в технической литературе [11]. В научной литературе эта тема затрагивается крайне редко.

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

ГОСТ 31937-2024 (п. 3.16) трактует обследование технического состояния здания (сооружения) как «специальный вид инженерных изысканий, в который входит комплекс мероприятий по *определению и оценке фактических значений контролируемых параметров, характеризующих работоспособность объекта обследования и определяющих возможность его дальнейшей эксплуатации,* реконструкции или необходимость восстановления, усиления, ремонта, демонтажа (сноса) и включающий в себя обследование грунтов основания и строительных конструкций на предмет выявления изменения свойств грунтов, деформационных повреждений, дефектов несущих и ограждающих конструкций и определения их фактической несущей способности» [7].

Критерии оценки технического состояния (по п. 3.10 указанного ГОСТа) – это «*установленное проектом* или *нормативным документом количественное или качественное значение параметра, характеризующего переход в предельное состояние*, и другие нормируемые характеристики строительной конструкции, свойств материалов, грунтов основания и систем инженерно-технического обеспечения».

Другими словами, цель обследования – установление соответствия или несоответствия *фактических значений контролируемых параметров*, характеризующих работоспособность объекта обследования, *установленным проектом* или *нормативным документом количественным или качественным значениям параметров, характеризующих переход в предельное состояние*, и другим нормируемым характеристикам строительной конструкции.

Таким образом, периодичность обследования определяется моментом превышения *фактических значений контролируемых параметров*, характеризующих работоспособность объекта обследования, *установленных проектом* или *нормативным документом*, относительно *количественного или качественного значения параметра, характеризующего переход в предельное состояние.*

Однако п. 4.2 ГОСТа 31937–2024 устанавливает, что первое обследование технического состояния зданий (сооружений) рекомендуется проводить не позднее чем через 2 года после их ввода в эксплуатацию. В дальнейшем обследование технического состояния зданий (сооружений) рекомендуется проводить не реже одного *раза в 10 лет* и не реже *одного раза в 5 лет* для зданий (сооружений) или их отдельных элементов, работающих в неблагоприятных условиях (агрессивные среды, вибрации, повышенная влажность, сейсмичность района 7 баллов и более и др.). Далее в п. 4.3 вносится дополнение о том, что обследование проводят также при *обнаружении дефектов, повреждений и деформаций в процессе эксплуатации здания (сооружения), которые могут повлиять на безопасность объекта*, а также по причинам административного характера. Но *констатировать факты появления дефектов, повреждений и деформаций в процессе эксплуатации здания (сооружения), которые могут повлиять на безопасность объекта*, имеет право только специализированная организация, которая проводит обследование, т. е. ГОСТ отправляет нас к п. 4.2. Так как эксплуатирующая организация имеет право только проводить осмотры (как правило, сезонные), но не обследования [10].

В результате положение п. 4.2 входит в противоречие с положением п. 3.16.

Анализ других источников по указанной тематике показывает, что многие авторы выделяют две группы показателей, влияющих на периодичность обследования: первая группа – это показатели, регламентированные в нормативных документах, и вторая – показатели, обусловленные изменчивостью физико-механических характеристик материалов конструкций. Причем, как правило, все показатели имеют скорее качественные характеристики, чем количественные и имеют вероятностный характер. Такая классификация вносит неопределенность в количественную оценку периодичности обследования, по своей сути отдает ее на откуп субъективной оценке эксперта, проводившего последнее обследование объекта. К сожалению, в современных нормах отсутствуют ограничения на право проведения обследований специалистами с отсутствием опыта производства строительно-монтажных работ (СМР), существовавшие в советское время (такой опыт составлял не менее 10 лет). Без знания и опыта производства СМР практически невозможно обосновать наиболее вероятные причины появления дефектов и повреждений в конструкциях, как этого требует п. 5.1.18 ГОСТа 31937–2024 [7], и дать прогноз их развития, а следовательно, и обосновать срок очередного обследования.

Ограничения на периодичность обследования зданий и сооружений накладывает также легитимность материалов инженерно-геологических испытаний, которые были использованы при проведении поверочных расчетов в процессе предыдущего обследования, а также категория технического состояния здания или сооружения, определенная по результатам этого обследования [11]. Так, согласно табл. 8.1 СП 47.13330.2016 [12], срок очередного обследования зданий и сооружений составляет 1,5–2,0 года, что в 5-6 раз меньше, чем срок, регламентированный по п. 4.2 ГОСТа 31937–2024 [7]. Изменения физико-механических характеристик строительных материалов во времени под воздействием внешних агрессивных сред, а также внутренних коррозионных процессов влияют на образование и скорость развития дефектов и повреждений строительных конструкций (рис. 1), а следовательно, на достоверность определения их несущей способности. Отсюда можно сделать вывод, что ключевым параметром для определения срока очередного обследования является скорость потери несущей способности строительной конструкции, так как ею определяется категория технического состояния.



Рис. 1. Примеры деградации строительных материалов, дефектов и повреждений железобетонных строительных конструкций

Наиболее значимым в формулировках ГОСТа [7] является то, что в процессе обследования происходит сравнение *фактических значений контролируемых параметров*, характеризующих работоспособность объекта обследования и полученных в ходе текущего обследования, со значениями этих параметров, *установленных проектом* или *нормативным документом. Эти параметры еще называются критериальными или допустимыми и предельно допустимыми.* Другими словами, оценка категории технического состояния объекта осуществляется путем сравнения измеренных, в том числе с помощью систем мониторинга, или вычисленных на основе измерений количественных и качественных диагностических показателей с их критериальными значениями первого ($K1_i$) и второго ($K2_i$) уровней, значения которых задают границы между возможными техническими состояниями – работоспособным, ограниченно-работоспособным и аварийным.

Критериальные значения диагностируемых показателей первого ($K1_i$) и второго ($K2_i$) уровней, полученные при проектировании здания или сооружения, т. е. при расчетной схеме, принятой в момент проектирования, при справочных физико-механических характеристиках материала, при отсутствии дефектов и повреждений, при расчетных нагрузках, установленных в нормативных документах, действовавших на момент проектирования и т. д., сравниваются с *фактическими значениями контролируемых параметров*, полученными в ходе текущего обследования. Такой подход представляется неправомерным. Во-первых, за время, прошедшее с момента проектирования здания или сооружения, их расчетная схема в определенной мере изменилась под действием на них как эксплуатационных, так и нештатных нагрузок. Во-вторых, физико-механические характеристики материалов конструкций с момента проектирования неизбежно изменились, а сами материалы в какой-то мере деградировали. В-третьих, сами конструкции подверглись износу, и в них возникли дефекты и повреждения. И наконец, в-четвертых, могли измениться нагрузки, действующие на конструкции. Все перечисленные изменения могут быть обусловлены сроком эксплуатации конструкций, реконструкциями объекта, аварийными ситуациями и т. д.

Очевидно, что сравнивать *фактические значения контролируемых параметров* (*диагностируемых показателей*), характеризующих работоспособность объекта обследования, полученные в ходе текущего обследования, со значениями этих параметров, *установленными в проекте* (критериальными значениями диагностируемых показателей первого ($K1_i$) и второго ($K2_i$) уровней, полученными при проектировании здания или сооружения) некорректно, так как значения этих показателей уже изменились и продолжают изменяться во времени. Причем эти изменения могут происходить скачкообразно, например, в момент природных или технологических аварий, с последующей стабилизацией. Иллюстрацией к приведенным утверждениям является рис. 2.

На рис. 2 приняты следующие обозначения:

$P_{i\ \max}^{ES}$ – максимальные значения диагностических показателей P_i (*фактических значений контролируемых параметров*);

$P_{i\ \min}^{ES}$ – минимальные значения диагностических показателей P_i (*фактических значений контролируемых параметров*);

τ_{form} – период, в течение которого сформировалось напряженно-деформированное состояние конструкции до начала природного или техногенного аварийного воздействия;

τ_{stab} – период стабилизации критериальных значений первого ($K1_i$) и второго ($K2_i$) уровней, а также *фактических значений контролируемых параметров* P_i;

τ_{onv} – период, в течение которого происходит природное или техногенное аварийное воздействие;

$K1_{i\ \max}$, $K1_{i\ \min}$ – максимальные и минимальные критериальные значения показателей первого уровня;

$K2_{i\ \max}$, $K2_{i\ \min}$ – максимальные и минимальные значения критериальных показателей второго уровня.

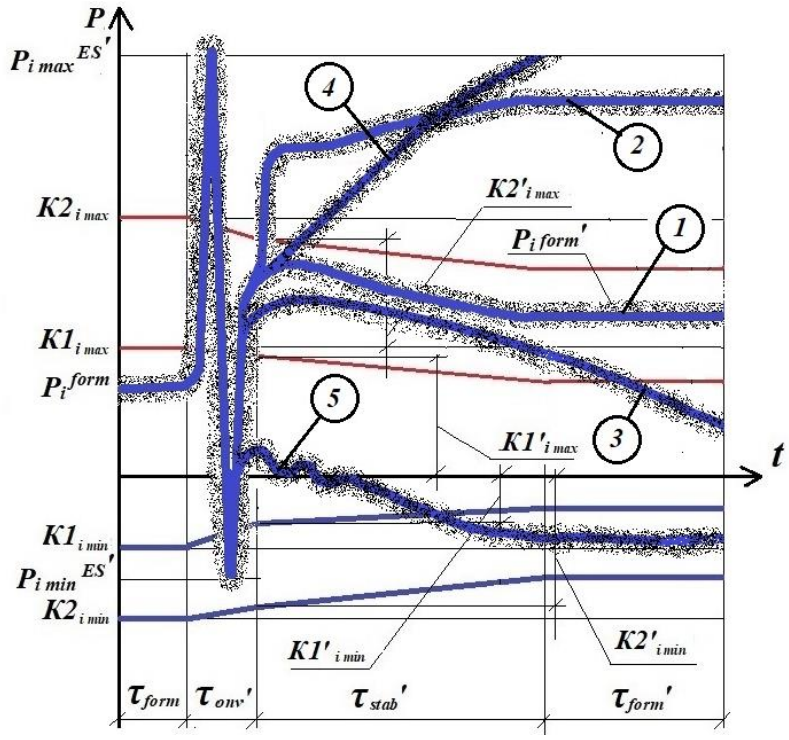
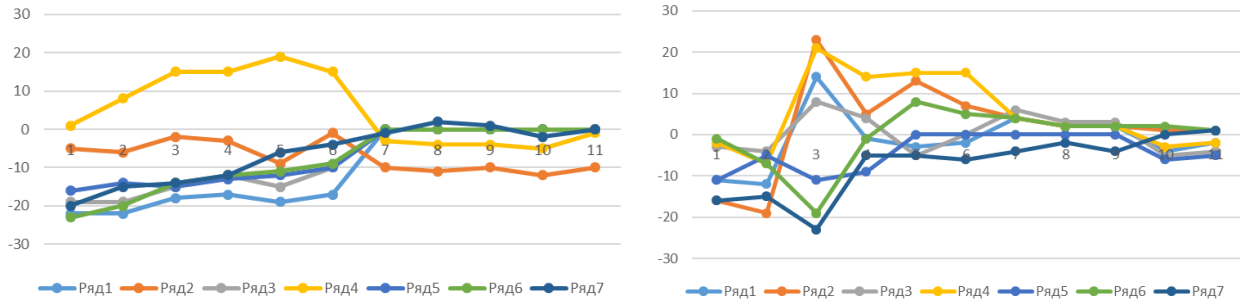


Рис. 2. Диаграммы возможных сценариев изменения диагностируемых показателей и их критериальных значений после природной или техногенной аварии

Пример стабилизации диагностических показателей (прогибов и наклонов ферм в течение двух недель после аварии на одном из предприятий промышленности) представлен на рис. 3.



а) б)

Рис. 3. Графики:
а – прогибов; б – наклонов ферм покрытия в течение двух недель после аварии

Таким образом, при оценке технического состояния зданий и сооружений и оценке сроков их очередного обследования необходимо *учитывать изменение во времени* не только диагностических показателей P_i (фактических значений контролируемых параметров), но и их критериальных показателей первого ($K1_i$) и второго ($K2_i$) уровней, с которыми они сравниваются в процессе обследования.

На основании изложенных в статье положений можно дать следующие рекомендации:

1. Формально, согласно действующим нормам [2, 7, 9, 10] при выполнении условия $P_{i\,max}^{ES} > K2_{i\,max}$ или $P_{i\,min}^{ES} < K2_{i\,min}$ конструкция признается аварийной, и ее эксплуатация запрещается.

2. Однако если в момент аварийного воздействия на конструкцию максимальные значения диагностических показателей $P_{i\,max}^{ES}$ и $P_{i\,min}^{ES}$ отдельных конструкций здания или сооружения превысили свои критериальные значения $K2_{i\,max}$ или $K2_{i\,min}$ (см. рис. 2), то это еще

не означает, что все остальные конструкции находятся в аварийном состоянии и сооружение не может выполнять свои функции на протяжении какого-то времени, так как при аварии, в случае повреждения отдельных элементов сооружения, происходит перераспределение нагрузки между остальными элементами каркаса [13–17]. Как показывает опыт мониторинга несущих конструкций после аварий [17, 18] на протяжении некоторого времени происходит (или может произойти) стабилизация значений диагностических показателей (см. рис. 3).

3. Для реализации предлагаемого подхода необходимо организовать непрерывный мониторинг состояния наиболее ответственных элементов каркаса здания с помощью систем мониторинга [19–21]. Варианты изменения значений диагностических показателей конструкции представлены на рис. 2. В случае изменения диагностического показателя по сценариям 3 и 4, дальнейшая эксплуатация конструкций исключена.

4. В случае изменения диагностического показателя по сценариям 1 и 5, дальнейшая эксплуатация конструкций возможна при непрерывном мониторинге на интервале времени обследования технического состояния. При выявлении начала изменения значения диагностического показателя конструкции ее эксплуатация должна быть прекращена, а обследование конструкций здания или сооружения выполнено в полном объеме в соответствии с документами [7, 9].

5. В случае изменения диагностического показателя по сценарию 2, дальнейшая эксплуатация конструкций возможна при выполнении следующих мероприятий: осуществления непрерывного мониторинга, выполнения дополнительных исследований состояния конструкций, выполнения поверочных расчетов и осуществления мероприятий по усилению конструкций по временной схеме.

6. После проведения обследования в полном объеме в соответствии с ГОСТами [7, 9], следует выполнить комплекс ремонтно-восстановительных работ (при необходимости), по окончании которых скорректировать значения критериальных показателей $K1_{i\ \max}$, $K1_{i\ \min}$ и $K2_{i\ \max}$, $K2_{i\ \min}$.

7. На заключительном этапе по результатам обследования необходимо сформулировать предложения по внесению корректировок в структурную схему системы мониторинга, ее программное обеспечение, состав диагностических показателей и схему расстановки первичных датчиков [21].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследований, приведенных в статье, дают основание при разработке методики по определению периодичности проведении обследований несущих конструкций зданий и сооружений утверждать, что необходимо принимать во внимание ранее игнорировавшиеся факторы:

1. Нормативные показатели, влияющие на определение сроков очередных обследований, целесообразно использовать только для предварительной оценки периодичности очередного обследования зданий и сооружений. Для окончательной оценки должны использоваться показатели, зависящие от степени агрессивности эксплуатационной среды, которые приводят к изменению физико-механических характеристик материалов конструкций и грунтовых оснований, а также зависящие от параметров механических воздействий на них.

2. При оценке срока очередного обследования зданий и сооружений необходимо учитывать возможность резкого (скачкообразного) ускорения размножения бактерий, снижающих срок службы конструкций.

3. Методика должна учитывать тот факт, что образование трещин, вызванных щелочесиликатной реакцией в железобетонных конструкциях, может иметь взрывной характер, а сама коррозия начинает развиваться в толще бетона и может проявиться через десятки лет после возведения обследуемого сооружения.

4. Методика должна учитывать *возможность изменения во времени* как диагностических показателей P_i, так и критериальных показателей первого ($K1_i$) и второго ($K2_i$) уровней, и при этом она должна быть реализована с анализом возможных сценариев этих изменений.

5. При назначении сроков очередного обследования необходимо учитывать категорию технического состояния, присвоенную зданию или сооружению при их последнем обследовании.

6. Окончательное решение по назначению сроков очередного обследования должно приниматься только после оценки остаточного ресурса конструкций здания или сооружения при условии стабилизации диагностических показателей *Pi* с учетом обязательности обследования всех зданий и сооружений в зоне влияния обследуемого здания [22].

7. ГОСТ 31937-2025 (п. 5.1.20) содержит требование о том, что Заключение по обследованию технического состояния здания или сооружения (приложение А) должно содержать срок очередного обследования, однако в самой форме заключения отсутствует такая позиция. Данное требование сохранилось только для экспертизы промышленной безопасности зданий и сооружений на опасных промышленных объектах (п. 7 федеральных норм и правил в области промышленной безопасности «Правила проведения экспертизы промышленной безопасности» [23]), при которой здание или сооружение подлежит очередной экспертизе (выполняемой на основании материалов обследования) «по истечении сроков безопасной эксплуатации, установленных заключениями экспертизы».

На основании вышеизложенного авторы считают необходимым осуществление корректировки нормативных требований [2, 7, 9, 10, 12, 22] по проведению обследований технического состояния зданий и сооружений в части определения сроков очередного обследования.

Список использованных источников

1. ГОСТ Р 22.1.13–2013. Безопасность в чрезвычайных ситуациях. Мероприятия по гражданской обороне, мероприятия по предупреждению чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера. Структурированная система мониторинга и управления инженерными системами зданий и сооружений. Требования к порядку создания и эксплуатации. – М. : Стандартинформ, 2014. – 28 с.

2. ГОСТ 27751-2014. Надежность в строительстве. – Стандартстрой, 2015. – 14 с.

3. *Лысов Д. А.* Разработка автоматизированной системы контроля механической безопасности зданий и сооружений с большепролетными конструкциями при их эксплуатации: специальность : дисс. на соискание ученой степени канд. сельскохозяйственных наук. – М., 2013. – 140 с.

4. *Shodjalilov S., Sharipova M.* Monitoring – effective method for determining the technical condition of bearing elements of buildings and structures // Universum: [технические науки]. – 2021. – № 6-5 (87). – P. 12–15.

5. СТО 70238424.27.140.025-2009. Гидроэлектростанции. Контрольно-измерительные системы и аппаратура гидротехнических сооружений. Метрологическое обеспечение и оценка технического состояния и работоспособности. Нормы и требования // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

6. *Гусев Н. Н., Ковалев Ф. Е., Кучеренко А. О.* Совершенствование долговременного контроля эксплуатационного состояния стартовых сооружений, подверженных особым нагрузкам и воздействиям, на базе интеллектуальных систем // Дефекты зданий и сооружений. Усиление строительных конструкций : сб. науч. ст. XXIV Научно-методической конференции. 19 марта 2020 г. / ВИ (ИТ) ВА МТО. – СПб. : ВИ(ИТ), 2020. – С. 93–96.

7. ГОСТ 31937-2024. Здания и сооружения. Правила обследования и мониторинга технического состояния. – М. : ФА по техническому регулированию и метрологии, 2011. – // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

8. ГОСТ Р 22.1.13-2013. Безопасность в чрезвычайных ситуациях. Мероприятия по гражданской обороне, мероприятия по предупреждению чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера. Структурированная система мониторинга и управления инженерными системами зданий и сооружений. Требования к порядку создания и эксплуатации // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

9. СП 13-102-2003. Правила обследования несущих строительных конструкций зданий и сооружений. – М. : Госстрой РФ, 2004. – 32 с.

10. СП 255.132800.2016. Здания и сооружения. Правила эксплуатации. Основные положения // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https:// meganorm.ru (23.03.2025).

11. *Гусев Н. Н., Соломахин А. С., Старчуков Д. С.* К вопросу определения сроков обследования технического состояния зданий и сооружений // Строительные материалы, оборудование, технологии XXI века. Кровельные и изоляционные материалы. – 2021. – № 2. – С. 35–39.

12. СП 47.13330.2016. Инженерные изыскания для строительства. Основные положения (актуализированная редакция СНиП 11-02-96) // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

13. URL: https:// meganorm.ru (23.03.2025).

14. *Колчунов В. И., Клюева Н. В.* Живучесть зданий и сооружений при запроектных воздействиях. – М. : АСВ, 2014. – 208 с.

15. *Серпик И. Н., Мироненко И. В.* Методика оценки нагруженности конструкций при запроектных воздействиях с учетом нелинейной работы материалов // Строительство и реконструкция. – 2012. – № 4, т. 42. – С. 54–60.

16. *Кудишин Ю. И.* Концептуальные проблемы живучести строительных конструкций // Вестник МГСУ. – 2009. – № 2 (спец.). – С. 28–36.

17. *Кудишин Ю. И.* Живучесть конструкций в аварийных ситуациях // Металлические здания. – 2008. – № 4(8). – С. 20–22.

18. *Гусев Н. Н., Исхаков Ш. Ш., Котович В. Г.* Опыт обследования зданий и сооружений в тектонически активных зонах // Сборник трудов научно-практической конференции ВИ(ИТ) «Специальные сооружения и объекты: актуальные проблемы изысканий, строительства и эксплуатации». – СПб., 2017. – С. 45–73.

19. *Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Особенности оценки технического состояния несущих конструкций специальных сооружений при особых нагрузках и воздействиях // Специальные сооружения и объекты: актуальные проблемы изысканий, строительства и эксплуатации : сб. науч. тр. участников межвузовск. научно-практ. конф. 25 апреля 2019 г. / ВИ(ИТ) ВА МТО имени генерала армии А. В. Хрулёва. – СПб. : ВИ(ИТ) ВА МТО, 2019. – С. 152–156.

20. ГОСТ 32019-2012. Мониторинг технического состояния уникальных зданий и сооружений. Правила проектирования и установки стационарных систем (станций) мониторинга // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

21. ГОСТ 32019-2012. Мониторинг технического состояния уникальных зданий и сооружений. Правила проектирования и установки стационарных систем (станций) мониторинга // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

22. *Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Адаптация систем испытаний и долговременного контроля к условиям аварийных ситуаций на стартовых сооружениях наземной космической инфраструктуры // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 663. – С. 71–75.

23. СП 22.13330.2021. Основания зданий и сооружений // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

24. Правила проведения экспертизы промышленной безопасности [в ред. приказов Ростехнадзора от 03.07.2015 № 266, от 09.03.2016 № 90, от 28.07.2016 № 316] // МЕГАНОРМ : информационная система. – URL: https://meganorm.ru (23.03.2025).

Н. Н. Гусев,
доктор технических наук, профессор;
В. О. Маслов,
кандидат технических наук;
Д. А. Эльцофон

О ВЗАИМОСВЯЗИ АМПЛИТУДЫ КОЛЕБАНИЯ СТРУНЫ СТРУННОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ И АМПЛИТУДЫ НАВЕДЕННОЙ ЭТИМИ КОЛЕБАНИЯМИ ЭЛЕКТРОДВИЖУЩЕЙ СИЛЫ В ЕГО ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ КАТУШКЕ ВОЗБУЖДЕНИЯ

Статья посвящена повышению надежности систем мониторинга технического состояния для отдельных классов уникальных зданий и сооружений на базе струнных преобразователей с импульсным способом возбуждения, обеспечению максимального соотношения «сигнал/шум» на их выходе.

Рассмотрены погрешности струнных преобразователей, возникающие в результате влияния различных групп факторов. Исследованы зависимости погрешности струнного преобразователя от максимальных и минимальных значений амплитуды колебания струны. Показано, что колебания струны и наведенная в электромагнитной катушке датчика электродвижущая сила (ЭДС), по которой можно судить о параметрах колебания струны, сдвинуты по фазе на 90^0.

Сделан вывод, что величина наведенной ЭДС зависит не только от значения амплитуды колебания струны, но и от других параметров струнного преобразователя (индукция магнитного поля; площадь, перекрываемая струной и полюсом электромагнитной катушки возбуждения; величина конструктивного зазора между струной и магнитной системой; количество витков в электромагнитной катушке возбуждения), а главное – от частоты колебания струны.

Ключевые слова: струнные преобразователи, вторичная аппаратура, параметры колебания струны, наведенная ЭДС.

ВВЕДЕНИЕ

Современные архитекторы во всем мире стремятся создать здания и сооружения с запоминающимися архитектурными формами и уникальными габаритами. Сложность инженерных расчетов несущих конструкций современных уникальных сооружений непрырывно возрастает. Постоянные изменения климатических условий, а следовательно, нагрузок, действующих на здания и сооружения, деградация физико-механических свойств строительных материалов вынуждают для отдельных классов уникальных зданий и сооружений как у нас в стране [1–3], так и за рубежом [4, 5] организовывать непрерывный контроль за их техническим состоянием посредством различных технических систем. За рубежом такие системы получили название «систем мониторинга структурного здоровья».

Для наиболее ответственных сооружений (мосты, небоскребы, объекты энергетики, спортивные арены и т. д.) во многих странах существует регламент оценивания технического состояния несущих конструкций посредством создания систем непрерывного мониторинга (СНМ) [6, 7]. Такие системы состоят, как правило, из двух основных компонентов: первичной аппаратуры (ПА) (преобразователей) и вторичной аппаратуры (ВА), преобразующей выходной сигнал первичных преобразователей (ПП) в форму, принятую в той или иной системе мониторинга [8–13]. Иногда ВА выполняет функцию возбудителя колебаний резонаторов ПП, например, в СНМ с частотными ПП, в частности струнными преобразователями (СП). Выбор компонентов ПП и АВ СНМ обусловлен целым рядом факторов, таких как срок службы СНМ, параметры контролируемых объектов, параметры внешних нагрузок, действующих на объект мониторинга и т. д.

Исходя из вышесказанного, классификация систем мониторинга может выполняться по следующим показателям:

– назначению;
– уровню мобильности (мобильные, стационарные, комбинированные);
– степени автономности (автономные, в составе других систем);
– уровню автоматизации (автоматизированные, неавтоматизированные);
– уровню специализации (специализированные, комплексные);
– времени эксплуатации (постоянные, временные);
– статусу (штатные, нештатные, исследовательские, экспериментальные и т. д.);
– типу ПП (частотные, емкостные, индукционные тензометрические и т. д.);
– составу комплектов технических средств мониторинга (тензометрические, геодезические, виброметрические, на основе средств НМК, комбинированные);
– характеру мониторинга процессов (статические, динамические);
– эксплуатационно-техническим параметрам (надежность, безотказность, долговечность, ремонтопригодность, безопасность, отказоустойчивость, метрологические параметры);
– оперативности представления информации (в режиме реального времени, с задержкой, дискретно в соответствии с программой мониторинга);
– унификации первичных ПП (с унифицированными преобразователями с неунифицированными преобразователями);
– степени полноты заключения о безопасности сооружения (не требуется дополнительный анализ, требуется дополнительный анализ).

Приведенный перечень можно дополнять бесконечно. Однако на практике выбор параметров ПП и ВА основан не на перечисленных показателях, а на традициях компании-разработчика СНМ, опыте разработки, монтажа и эксплуатации таких систем, а также на экономических показателях. Из всего многообразия ПП систем мониторинга (емкостных, индуктивных, резисторных, волоконных и т. п.) в последнее время разработчики отдают предпочтение частотным, в частности струнным преобразователям [14]. Наиболее часто применяемые СП в системах СНМ представлены на рис. 1. На их основе во всем мире созданы СНМ на наиболее ответственных инженерных сооружениях: атомных, тепловых и гидроэлектростанциях, высотных зданиях и сооружениях, стартовых комплексах космодромов, уникальных, технически сложных и промышленно опасных объектах [15–17], так как они обладают высокими эксплуатационными характеристиками.



Рис. 1. Струнные преобразователи

Для СП детально разработан математический аппарат [18], исследованы все погрешности [19, 20] и накоплен более чем вековой опыт эксплуатации. Так, некоторые СП, заложенные в тело плотины ДнепроГЭС, еще находятся в работоспособном состоянии.

Ведущие российские компании в области приборостроения, такие как ООО «ЭТМС» и АО «ВНИИГ имени Веденеева», а также ряд зарубежных фирм наладили выпуск широкой линейки струнных преобразователей с достаточно высокими метрологическими характери-

стиками. Это СП таких компаний, как, например, ООО «ЭТМС» (ZETLAB), АО «ВНИИГ имени Веденеева» (ТБ 200-ВНИИГ) и др. Достаточно высокими метрологическими характеристиками обладает и ВА к данным СП.

Однако совместная работа СП и ВА вносит определенный дисбаланс, существенно снижающий характеристики измерительной системы в целом.

Исследованию указанного феномена и посвящено данная статья.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Экспериментально-теоретические исследования разработчиков систем мониторинга на основе струнной тензометрии привели к созданию СП, различающихся как по конструктивному решению [20–21], так и по способам возбуждения [22–25], которые реализуют различные режимы колебаний струны: вынужденные колебания, свободные и автоколебания. Наибольшее распространение получили СП с электромагнитным импульсным способом возбуждения свободных колебаний струнного резонатора.

В таких СП [26–30] реализуется известная зависимость частоты f колебания струны от силы ее натяжения N [20]

$$f_n = \frac{n}{2l}\sqrt{\frac{N \cdot l}{m_s}} = \frac{n}{2}\sqrt{\frac{N}{m_s \cdot l}} = \frac{n}{2l}\sqrt{\frac{\sigma}{\rho_s}}. \quad (1)$$

Из рассмотрения выражения (1) видно, что частота колебания струны зависит не только от силы ее натяжения, но и от целого ряда других параметров струны, таких как длина l, диаметр d, масса m_s, плотность материала струны ρ_s, соотношение l/d, модуль упругости материала струны E, напряжений в струне σ и т. д.

Кроме того, амплитуда колебаний струны зависит от таких параметров импульса возбуждения (ИВ) колебаний, как длительность $\tau_{ив}$, амплитуда F, фаза θ, длительность фронтов $\tau_ф$ (или форма). При этом одним из определяющих факторов, влияющих на частоту f колебания струны, является амплитуда y колебаний.

Струнные преобразователи при всех своих преимуществах обладают, как и все средства измерения, погрешностями. Эти погрешности СП можно разбить на три группы. Первая – погрешности, обусловленные конструктивными особенностями СП (диаметр d и длина l струны, сила ее натяжения N, материал струны и корпуса СП, способ крепления струны, конструктивный зазор $\delta_o^к$ между струной в невозбужденном состоянии и керном электромагнитной катушки возбуждения (ЭКВ), параметры и положение ЭКВ и т. д.). Вторая – погрешности, обусловленные режимами возбуждения колебаний струны (для импульсного способа возбуждения это длительность $\tau_{ив}$ импульса возбуждения (ИВ) и его амплитуда F, длительность фронтов $\tau_ф$ ИВ и фаза θ, период следования T_0 и т. д.). Третья – обусловленная внешними воздействиями (температура, давление, вибрации, акустика и т. д.). Необходимо отметить, что все перечисленные погрешности имеют одну и ту же природу – амплитудную.

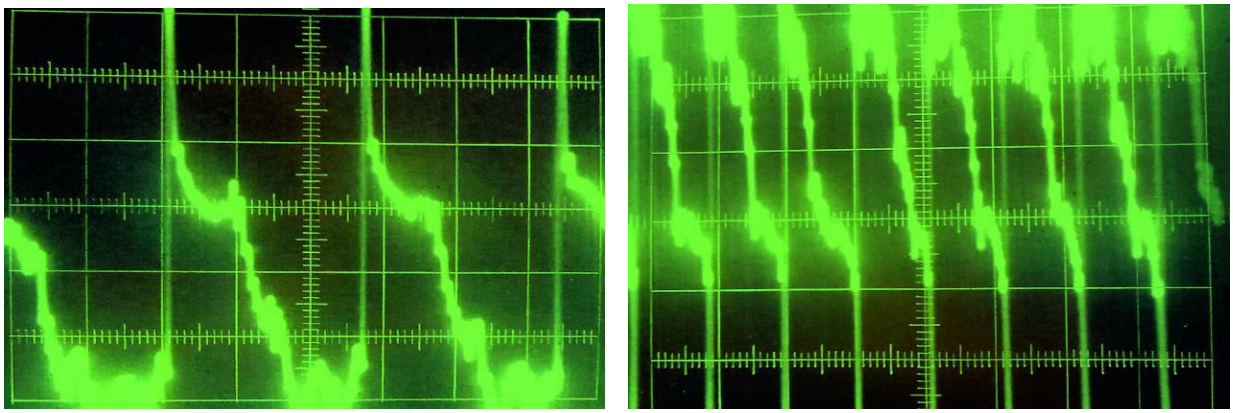
Характер влияния некоторых конструктивных параметров СП на амплитуду колебания струны представлен на рис. 2 и 3, влияние параметров импульсов возбуждения – на рис. 4 и 5, влияние внешних воздействий – на рис. 6.

Динамический отклик струнного резонатора на импульс силы хорошо изучен такими учеными, как А. П. Северов, Е. Л. Осадчий, А. О. Кучеренко, В. О. Маслов [16, 18, 19, 21, 25, 26, 30, 31], которые исследовали процесс затухания во времени амплитуды колебания струны СП.

Исследования закономерностей, описывающих процесс колебания струны, крайне важны, так как известные зависимости колебания струны от силы ее натяжения N (1) справедливы только при допущении бесконечно малой амплитуды колебаний, при которых частота при-

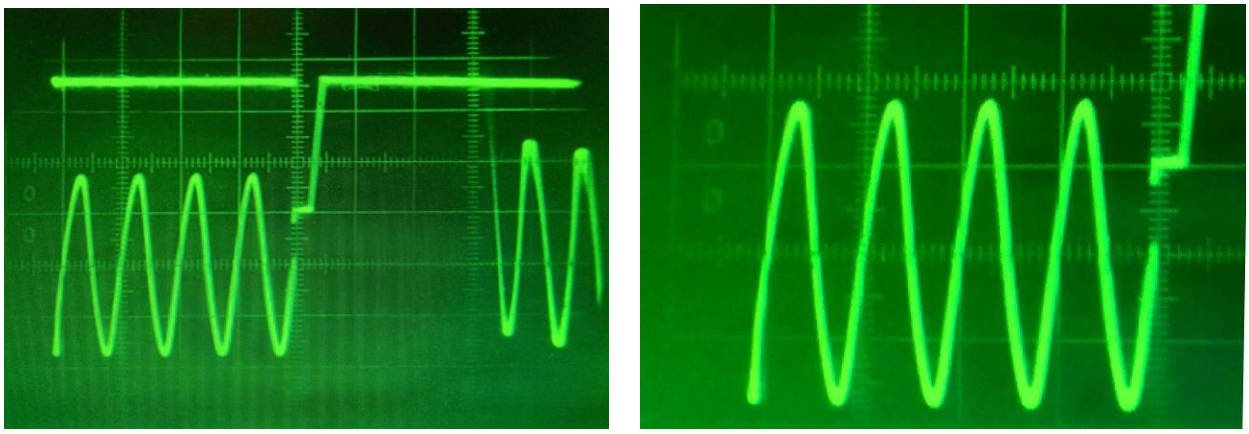
нимает значение f_o', а напряжение – σ_o. Зависимость частоты колебаний от амплитуды описывается следующим выражением [20, 31]:

$$f_y = f_0'\left(1+\frac{3n\cdot\pi\cdot E}{32l^2\cdot\sigma_0}\cdot y_1^2\right). \quad (2)$$



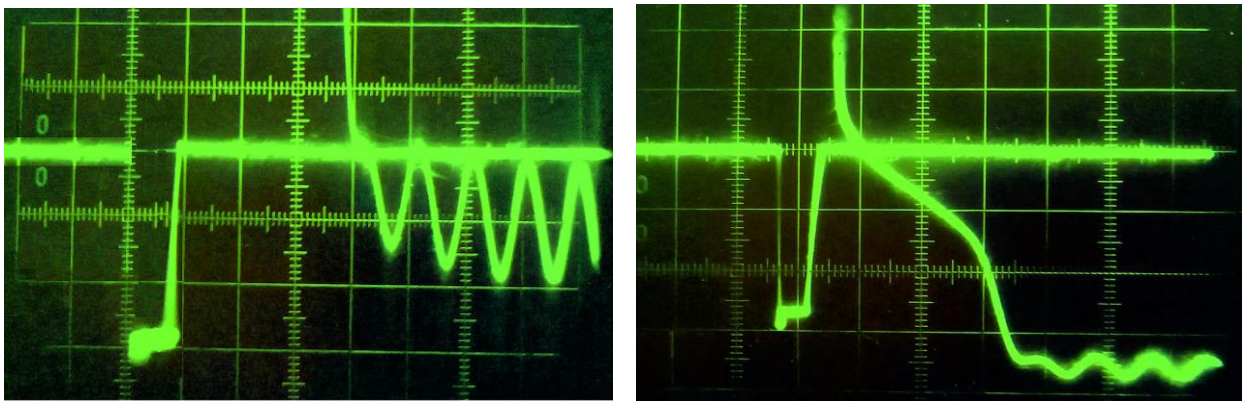
а) б)

Рис. 2. Влияние конструктивного зазора на амплитуду колебаний струны СП



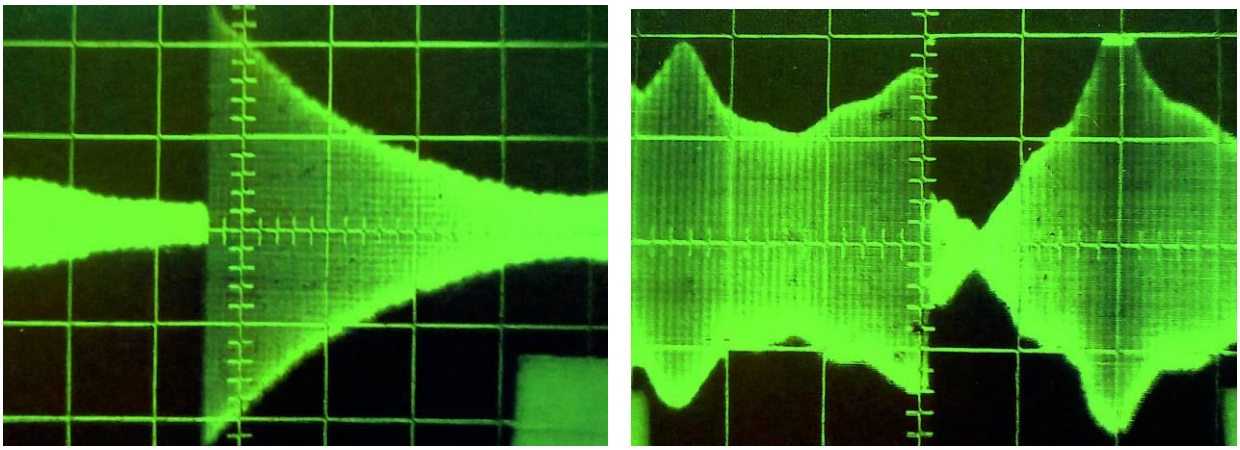
а) б)

Рис. 3. Влияние длины резонатора на амплитуду колебаний струны СП



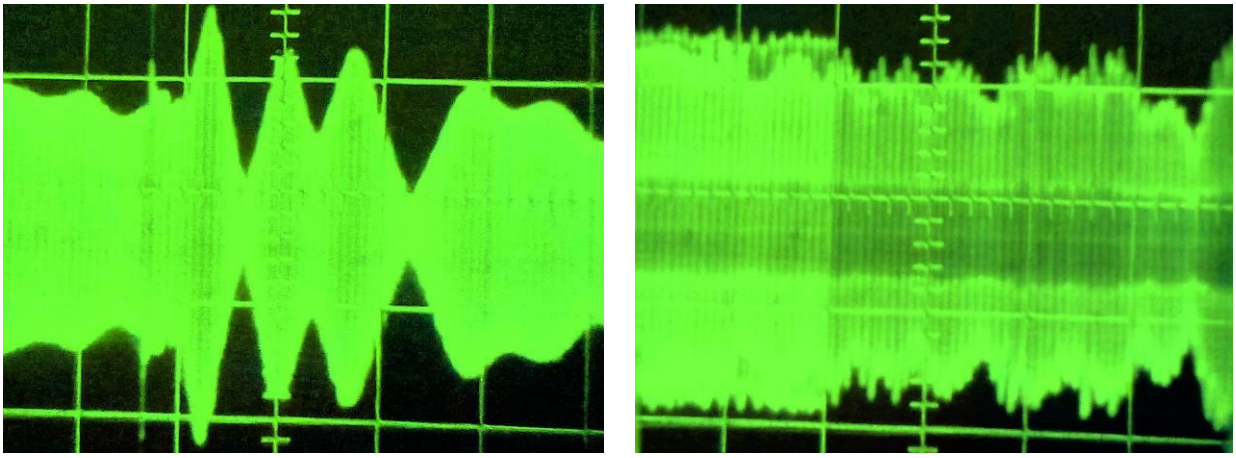
а) б)

Рис. 4. Влияние длительности ИВ на амплитуду колебаний струны



а) б)

Рис. 5. Влияние фазы ИВ на амплитуду колебаний струны



а) б)

Рис. 6. Влияние внешних вибраций на амплитуду колебаний струны СП

Зависимость относительной погрешности определения частоты колебаний струны, вызванной амплитудой ее колебаний, описывается выражением [34]

$$\delta_y = 3n \cdot \pi \cdot E \cdot y_1^2 / 32l^2 \cdot \sigma_0. \quad (3)$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В СП с импульсным способом возбуждения реализуется процесс возбуждения колебаний, предусматривающий следующий алгоритм. На клеммы ЭКВ от ВА подается электрический импульс определенной формы, длительности и амплитуды, который генерирует в ЭКВ импульс силы возбуждения. Данный импульс «щипком» возбуждает затухающие колебания струны y (рис. 7). Колебания струны наводят в ЭКВ ЭДС ($e_{ЭДС}$) с частотой информативного параметра СП f (рис. 8). При этом колебания y и $e_{ЭДС}$ сдвинуты по фазе на 90^0. Измерение производят до некоторого наперед заданного значения амплитуды $e_{ЭДС}$, определяемой уровнем электрических помех. Этот уровень ЭДС соответствует минимально допустимому значению амплитуды колебания струны y_{min}, а максимальное значение амплитуды колебаний струны y_{max} не может превзойти значения $\delta_o^к$ по конструктивным соображениям.

При нарушении указанного условия струна начнет биться о керн ЭКВ и ее колебания утратят гармонический характер (см. рис. 2). Теория струнной тензометрии подразумевает зависимость частоты колебания струны от силы ее натяжения (1) только при условии, что такие колебания имеют гармонический характер, при бесконечно малой амплитуде колебаний, при которых частота принимает значение f_o а ,′напряжения – σ_o. При этом эффектами последействия и прецессией колебания струны можно пренебречь [20, 31].

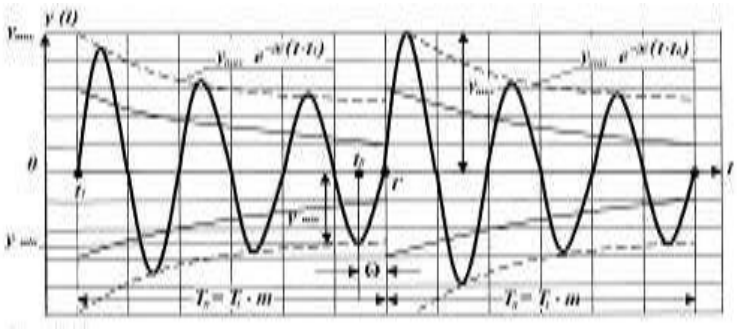


Рис. 7. Затухание колебаний струны СП в пределах от y_{max} до y_{min}

Параметры ИВ генерируемых ВА должны обеспечить изменение значений амплитуды затухающих колебания струны в пределах от y_{max} до y_{min} на всем интервале измерения информативного параметра СП.

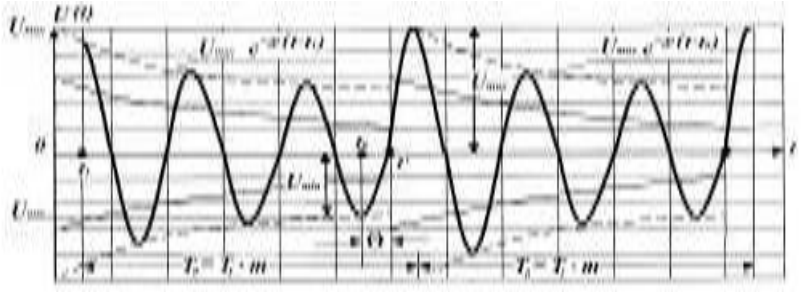


Рис. 8. Затухание колебаний наведенной в ЭКВ ЭДС в пределах от U_{max} до U_{min}

Импульсный способ возбуждения свободных колебаний струны может быть реализован в двух режимах: первый – при котором период следования ИВ T_o превышает время T^* затухания амплитуды колебания струны до значения y_{min} и второй – при котором период следования ИВ T_o не превышает времени T^* затухания амплитуды колебания струны до значения y_{min}. Первый режим применяется при регистрации статических процессов, второй – динамических. Второй режим возбуждения обеспечивает максимальное соотношение «сигнал/шум» на всем интервале регистрации измеряемого процесса.

АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Независимо от выбранного режима возбуждения контролировать и поддерживать амплитуду колебаний струны в СП необходимо в определенных пределах для обеспечения непревышения заданного значения амплитудной погрешности (3). Известно несколько способов обеспечения этого требования [22–25, 30, 31]. Однако все они сводятся к автоматическому регулированию параметров ИВ, обеспечивающих на всем интервале измерения условия $y_{min} < y < y_{max}$ [26–29].

О параметрах колебания струны можно судить только по параметрам ЭДС с выхода СП.

Однако величина ЭДС, наводимой в ЭКВ СП, зависит не только от значения амплитуды колебания струны y, но и от других параметров СП. К числу таких параметров относятся: индукция магнитного поля; площадь, перекрываемая струной и полюсом электромагнита; величина конструктивного зазора между струной и магнитной системой; прогиб (амплитуда колебания) струны; количество витков в ЭКВ; прогиб (амплитуда колебания) струны и др. [32, 33].

В СП струна находится в герметизированном корпусе, следовательно, параметры y_{max} и y_{min} не поддаются визуальному контролю. Поэтому на практике контролируется значение $e_{ЭДС}$, которое в первом приближении описывается выражением (4) [37]

$$e_{ЭДС} = 4N^B \cdot f_y \cdot B_0 \cdot S_m \cdot y / \delta_0^k, \quad (4)$$

где N^B – число витков в ЭКВ;
S_m – площадь, перекрываемая струной и полюсом электромагнита;
y – прогиб струны в точке $x = x_0$ (см. рис. 7);
B_0 – индукция магнитного поля.

Параметры ИВ корректируются посредством ВА (генераторов импульсов возбуждения) по значениям $e_{ЭДС}$, т. е. управляющим сигналом для корректировки таких определяющих амплитуду y колебания струны параметров ИВ, как амплитуда ИВ и момент генерации (или фаза), является $e_{ЭДС}$. Однако значение $e_{ЭДС}$ зависит не только от амплитуды колебаний струны y, но и от частоты информативного параметра – f_y.

Игнорирование учета этого обстоятельства приводит к завышению значения управляющего сигнала коррекции параметров ИВ, и на концевых участках диапазона измерения струна начинает биться о керн ЭКВ, а датчик утрачивает свою работоспособность (см. рис. 2).

На рис. 9 и 10 показана зависимость $e_{ЭДС}$ от напряжений в струне σ [зависимость f от σ (см. выражение (1)] при постоянном значении амплитуды колебаний струны y.

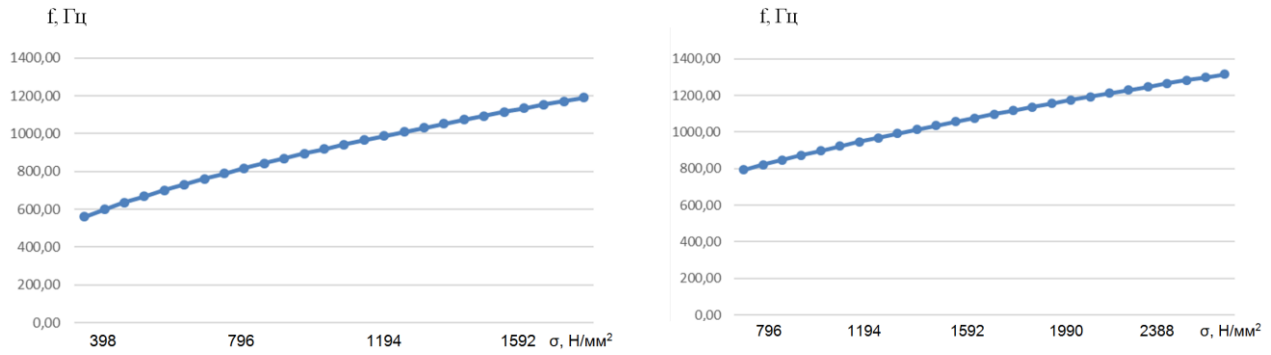


Рис. 9. Зависимости частоты колебания струны от силы напряжения в струне σ

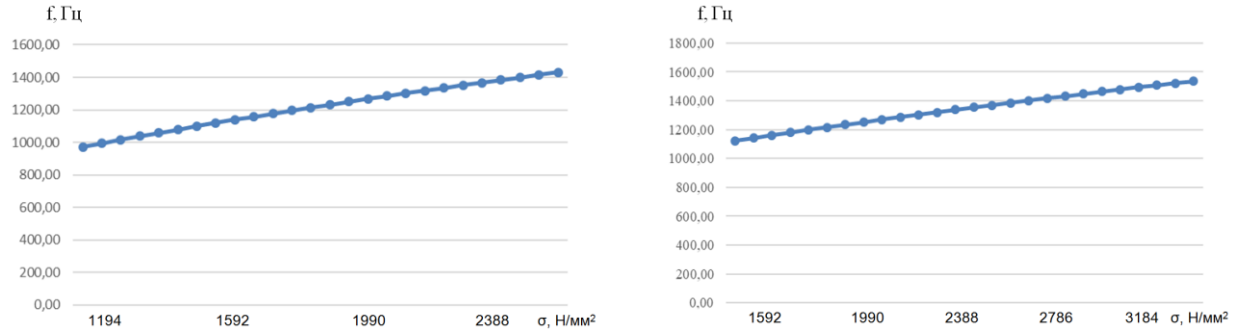


Рис. 10. Зависимость частоты колебания струны от силы напряжения в струне σ

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Как отмечалось выше, импульсный способ возбуждения свободных колебаний струны может быть реализован в двух режимах. При первом период следования ИВ T_o превышает время T^* затухания амплитуды колебания струны до значения y_{min}, т. е. когда амплитуда колебаний пренебрежимо мала. При втором (см. рис. 7) период следования ИВ T_o не превышает времени T^* затухания амплитуды колебания струны до значения y_{min}. Приведенные в статье зависимости справедливы для свободных колебаний струны СП, возбужденных импульсным способом в первом режиме.

Первый режим целесообразно применять при регистрации статических процессов. При втором режиме возбуждения необходимо, чтобы ИВ колебаний были строго синхронизированы с фазой колебания струны в момент, предшествующий генерации очередного ИВ. При этом центр ИВ должен совпадать с моментом времени t', когда значение амплитуды колебания струны $y = 0$. Этим обеспечивается минимальный состав гармоник в колебательном процессе, а следовательно, и минимальная погрешность измерения значения информативного параметра СП. Однако синхронизация ИВ в известных СНМ, как отмечалось выше, происходит не по фазе колебаний струны, а по фазе наведенной ЭДС в ЭКВ (со сдвигом 90^o по отношению к амплитуде колебания струны, см. рис. 6 и 7). Это не обеспечивает «мягкого возбуждения», что снижает амплитуду колебания сруны и даже может привести к срыву колебаний (см. рис. 5). В некоторых образцах ВА для определения периода следования ИВ T_o используют принцип пересчета периодов колебания струны T_1, т. е. принимают $T_o = m \cdot T_1$ (см. рис. 6 и 7) [24]. Однако при таком подходе начинает сказываться эффект резонанса, определяемый резонансным множителем R_n. Численные значения R_n для наиболее распространенного СП (ПСАС-40) при различных значениях m от 200 до 800 приведены на рис. 11, где $\alpha_n = \omega_n \cdot T_o$.

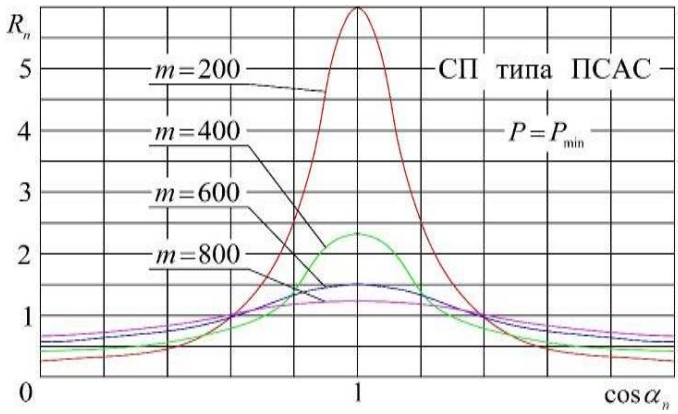


Рис. 11. Зависимость амплитуды колебания струны ***y*** *от силы напряжения в струне* σ

Исходя из анализа представленных графиков, становится ясно, что амплитуда колебаний струны возрастает более чем в 4,2 раза при уменьшении параметра m с 800 до 200.

Второй режим возбуждения обеспечивает максимальное соотношение «сигнал/шум» на всем интервале регистрации измеряемого процесса.

Как отмечалось выше, параметры ИВ корректируются по значениям $e_{ЭДС}$, однако $e_{ЭДС}$ зависит не только от амплитуды колебаний струны y, но и от частоты информативного параметра – f_y, величина которой имеет существенные отличия между минимальным и максимальным значениями измеряемого параметра физической величины у типовых СП (см. рис. 9 и 10). Из графиков видно, что при изменении напряжений (на нижней и верхней гра-

нице рабочего диапазона СП) σ в материале струны от 398 до 1592 Н/мм^2 частота струны возрастает почти в 2 раза, а это означает, что значение управляющего сигнала в генераторе ИВ определяется с погрешностью порядка 50%.

Вышеизложенное означает следующее. Если амплитуду ИВ принять максимальной при σ = 398 Н/мм^2 (значение измеряемого параметра составит $P = 0$), то при σ = 1592 Н/мм^2 (значение измеряемого параметра – $P = P_{max}$) струна будет биться о керн. Если амплитуду ИВ принять максимальной при σ = 1592 Н/мм^2 (значение измеряемого параметра составит $P = P_{max}$), то при σ = 398 Н/мм^2 (значение измеряемого параметра – $P = 0$) амплитуда колебаний струны снизится в 2 раза и может приблизиться к значению y_{min} , при котором измерение невозможно, а СП также утрачивает свою работоспособность

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Возбуждение колебаний струн СП с одной электромагнитной катушкой возможно в трех режимах: вынужденных колебаний, автоколебаний и свободных колебаний. Наибольшее распространение получил режим свободных колебаний, в котором колебания струны возбуждаются импульсами «запроса», поступающими от генератора импульсов. К недостаткам импульсного способа возбуждения колебаний относится то, что он предполагает в процессе измерения постоянное изменение амплитуды колебания струны: скачкообразное увеличение после ИВ и плавное снижение в силу затухания свободных колебаний на интервале времени T^* или $T_{o.}$ При этом должно обеспечиваться условие $y_{min} < y < y_{max}$ на всем интервале измерения. Для обеспечения этого условия в известных образцах ВА амплитуда ИВ корректируется по значениям ЭДС, наведенной в ЭКВ. Такой подход приводит к утрате работоспособности СП на нижнем или верхнем пределах измерения, так как амплитуда колебания струны в этом случае или достигает значения $\delta_o^к$ и начинает биться о керн ЭКВ, или приближается к значению y_{min} (уровню шумов) и делает измерение невозможным. Происходит это в силу того, что параметры ИВ во ВА корректируются по значениям $e_{эдс}$, наводимой в ЭКВ. Однако $e_{эдс}$ зависит не только от амплитуды колебаний струны y, но и от частоты информативного параметра $f_{y,}$ которая на граничных значениях измеряемого параметра физической величины может отличаться в два и более раз. Компромиссный вариант предусматривает поддержание амплитуды колебаний струны в интервале $0{,}5y_{max} < y > 2{,}0y_{min}$. Такой вариант сужает диапазон и частоту измерения контролируемого параметра, так как уменьшает значение T_o – периода следования ИВ.

В итоге для повышения точности измерения (снижения амплитудной погрешности), повышения помехоустойчивости и работоспособности, для расширения диапазона измерения необходимо корректировать управляющие сигналы ВА пропорционально значению информативного параметра $f_{y.}$

Список использованных источников

1. ГОСТ Р 22.1.01–2023. Безопасность в чрезвычайных ситуациях. Мониторинг и прогнозирование. Основные положения. – М. : Стандартинформ, 2024. – 9 с.

2. ГОСТ Р 22.1.13–2013. Безопасность в чрезвычайных ситуациях. Мероприятия по гражданской обороне, мероприятия по предупреждению чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера. Структурированная система мониторинга и управления инженерными системами зданий и сооружений. Требования к порядку создания и эксплуатации. – М. : Стандартинформ, 2014. – 28 с.

3. ГОСТ 31937-2024. Здания и сооружения. Правила обследования и мониторинга технического состояния : введ. 2014-06-01. – М. : Стандартинформ, 2024. – 64 с.

4. Data Set from Long-Term Wind and Acceleration Monitoring of the Hardanger Bridge/ A. Fenerci Kvåle [et al.] // J. Struct. Eng. – 2021. – № 147. – 04721003.

5. *Zhanxiong M., Jaemook C., Hoon S.* Structural displacement sensing techniques for civil infrastructure: A review // Journal of Infrastructure Intelligence and Resilience. – 2023. – Vol. 2, is. 3. – DOI: 10.1016/j.iintel.2023. – 100041.

6. A data-based structural health monitoring approach for damage detection in steel bridges using experimental data / B.T. Svendsen [et al.] // Journal of Civil Structural Health Monitoring. – 2021. – DOI: 10.1007/s13349-021-00530-8.

7. A Guide for Structural Health Monitoring of Buildings in Sri Lanka / R.C. Loganathan [et al.] Lecture Notes in Civil Engineering. – 2021. – № 94. – P. 121–128. – DOI: 10.1007/978- 981-15-7222-7_11.

8. *Гусев Н. Н., Маслов В. О.* Метод регистрации максимальных значений параметров напряженно-деформированного состояния строительных конструкций объектов наземной космической инфраструктуры // Вопросы оборонной техники. Сер. 16. – СПб., 2023. – С. 20–26.

9. Design and validation of ascalable, reconfigurable and low-cost structural health monitoring system / J.J. Villacorta [et al.] // Sensors(Switzerland). – 2021. – Vol. 21 (2), № 648. – P. 1–16. – DOI: 10.3390/s21020648.

10. *Erduran E., Ulla F.K., Næss L.* A framework for long-term vibration-based monitoring of bridges // Sensors. – 2021. – Vol. 21 (14), № 473.

11. Structural health monitoring of South America's first 6-Story experimental light-frame timber-build ing by using a low-cost Raspberry Shake seismic- instrumentation / M. Alarcon [et al.] // Engineering Structures. – 2023. – Vol. 275, № B. – Art. 115278. – DOI: 10.1016/ j.engstruct.2022.115278.

12. Long-term analysis of the environmental effects on the global dynamic properties of a hybrid timber-concrete build-ing / C. Larsson [et al.] // Engineering Structures. – 2022 – Vol. 268. – Art. 114726. – DOI: 10.1016/j.engstruct.2022.114726.

13. *Sun M., Li Q., Han X.* Investigation of long-term modal properties of a supertall building under environmental and operational variations // Journal of Building Engineering. – 2022. – Vol. 62. – Art. 105439. – DOI:10.1016/j.jobe.2022.105439.

14. On statistical MultiObjective optimization of sensor networks and optimal detector derivation for structural health monitoring / L. Colombo [et al.] // Mechanical Systems and Signal Processing. 2022. – Vol. 167, part A. – DOI: 10.1016/j.ymssp.2021.108528.

15. *Емельянов М. В.* Информационная технология разработки систем мониторинга несущих конструкций зданий и сооружений: автореф. дисс. … канд. техн. наук. – М., 2023. – 155 с.

16. *Маслов В. О., Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Совершенствование струнных преобразователей для контроля напряженно-деформированного состояния несущих конструкций объектов наземной космической инфраструктуры // Актуальные проблемы защиты и безопасности : тр. XXV Всерос. научно-практ. конф. РАРАН. – 2022. – С. 41–46.

17. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2023680797. Программа для моделирования колебания струны первичного преобразователя параметров напряженно-деформированного состояния строительных конструкций / В. О. Маслов. – № 2023665645 от 24.07.2023; гос. регистрация в Реестре программ для ЭВМ 05.10.2023.

18. *Маслов В. О., Гусев Н. Н., Бурлуцкий С. Г.* Экспериментальные исследования амплитуды колебания струны в частотных преобразователях // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – Вып. 4. – С. 9–15.

19. Экспериментальное исследование влияния параметров импульсов возбуждения вторичной аппаратуры систем мониторинга на подавление высших гармоник колебаний резона-

торов струнных преобразователей / В. О. Маслов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – С. 284–297.

20. Проектирование датчиков для измерения механических величин / под ред. Е. П. Осадчего. – М. : Машиностроение, 1979. – 480 с.

21. *Маслов В. О., Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Обоснование параметров информационно-избыточного струнного датчика интеллектуальной системы мониторинга // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – № 7-8 (169-170). – М. : Информтехника, 2022. – С. 45–51.

22. Пат. 2782678 РФ, МПК G01B 7/00, G01L 1/10. Устройство для возбуждения непрерывных колебаний струны импульсом полусинусоидальной формы / Гусев Н. Н. [и др.]. – № 2021138023; заявл. 21.02.2022; опубл. 20.12.2022, Бюл. № 33. – 12 с.

23. А. с. 1154561 СССР, МКИ4 G01L 1/10. Устройство для возбуждения непрерывных колебаний струны / Н. Н. Гусев, А. И. Пудов; заявитель и патентообладатель ВКА имени А. Ф. Можайского. – № 3698858/24-10; заявл. 24.11.1983; опубл. 07.05.1985, Бюл. № 17. – 8 с.

24. Пат. 2689283 РФ, МПК G01L 1/10. Устройство для возбуждения непрерывных колебаний струны / Гусев Н. Н. и Кучеренко А. О.; заявители и патентообладатели: Гусев Н. Н., Кучеренко А. О. – № 2018105219/28; заявл. 12.02.2018; опубл. 24.05.2019, Бюл. № 15. – 3 с.

25. *Гусев Н. Н*. Совершенствование импульсного способа возбуждения колебаний струнных преобразователей путем применения возбуждающего импульса в форме полусинусоиды // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 672. – С. 376–381.

26. *Гусев Н. Н*. Экспериментальные исследования амплитуды колебаний струны в частотных преобразователях // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – Вып. 4. – С. 9–15.

27. *Емельянов М. В*. Определение рационального состава измерительного оборудования систем мониторинга инженерных конструкций (СМИК) // Научно-технический вестник Поволжья. – 2022. – № 1. – С. 19–22.

28. *Емельянов М. В.* Теоретические основы разработки и возможности автоматизации проектирования систем мониторинга несущих конструкций // Управление жизненным циклом здания. Информационные системы и технологии. – М. : Springer Charm, 2022. – С. 33–40.

29. Пат. 2794285 РФ, МПК G01L/ 1/10 (2006.01). Струнный преобразователь перемещения / Маслов В. О., Кучеренко А. О., Добрышкин Е. О., Куницин Я. О., Осмоловский С. Л.; заявители и патентообладатели: Маслов В. О., Кучеренко А. О., Добрышкин Е. О., Куницин Я. О., Осмоловский С. Л. – № 2022119522/28(041167), заявл. 15.07.2022; опубл. 14.04.2023, Бюл. № 11. – 11 с.

30. *Эткин Л. Г.* Виброчастотные датчики. Теория и практика. – М. : Изд-во МВТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. – 12 с.

31. *Новицкий П. В., Кнорринг В. Г., Гутников В. С.* Цифровые приборы с частотными датчиками. – Л. : Энергия, 1970. – 424 с.

32. Резонансный электромагнитный вибровозбудитель колебаний с обратной связью / М. И. Ибадуллаев [и др.] // Вестник Московского энергетического института. – 2020. – № 1. – С. 62–66. – DOI: 10.24160/1993-6982-2020-1-62−66.

33. Проектирование электрических машин с постоянными магнитами : учеб. пособие / А. Ф. Шевченко [и др.]; под общ. ред. А. Ф. Шевченко. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2021. – 152 с.

34. *Сачков И. Н*. Электромагнетизм: эффекты, история, парадигма : учеб. пособие. – 2-е изд. – М. : Красанд, 2014. – 208 с.

А. В. Глебов,
кандидат военных наук, доцент;
Б. Д. Казахов,
доктор военных наук, профессор;
Б. А. Летучев,
кандидат военных наук

ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ ПОНЯТИЙНОГО АППАРАТА ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЙСКАМИ (СИЛАМИ)

Работа направлена на решение научной задачи, связанной с корректировкой понятийного аппарата теории управления войсками (силами), которая обеспечивает более адекватное описание (характеристику) сущности и содержания управленческой деятельности, свойств и функционального предназначения организационных и технических элементов, представленных в системе управления Вооруженными силами (УВС).

Ключевые слова: общая теория управления, система управления, войска (силы), организационно-техническая система военного назначения.

ВВЕДЕНИЕ

Наличие стройной системы научных категорий и понятий является обязательным признаком любой научной теории. В полной мере данное утверждение относится и к теории УВС, занимающей свое достойное место в военной науке. Вместе с тем в ходе детального анализа подходов к трактовке (интерпретации) наиболее значимых категорий рассматриваемой теории, авторы статьи пришли к мнению, что присущий ей понятийный аппарат далек от совершенства и нуждается в дополнительном изучении и уточнении. Прежде всего, это мнение относится к принятому в настоящее время пониманию категорий «управление войсками (силами)» и «система управления войсками (силами)», которое нельзя считать четким, полным, однозначным и самое главное – в полной мере соответствующим практике применения войск (сил).

РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА НАПРАВЛЕНИЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЙСКАМИ (СИЛАМИ)

Итоги войн и вооруженных конфликтов свидетельствуют о том, что достижение успеха в ходе боевых действий (боев, битв, сражений, операций) во многом обусловливалось талантливым руководством командирами (командующими) подчиненными войсками (силами). Военная история изобилует примерами, когда эффективно управляемые воинские формирования побеждали противника большей численности и (или) лучше укомплектованного вооружением, но менее организованного в своих действиях.

Существенная зависимость результатов действий войск (сил) от уровня эффективности управления ими предопределила то обстоятельство, что в структуре военной науки особо выделена такая область знаний, как «теория военного управления», представляющая собой совокупность научных положений, в которых отражены основные категории и понятия, закономерности и принципы управления, обобщен теоретический и практический опыт функционирования военной организации и ее отдельных элементов, изложены рекомендации по осуществлению эффективной управленческой деятельности, созданию и совершенствованию систем военного управления [1].

Структурно в теории военного управления (ТВУ) в качестве самостоятельных разделов можно выделить (рис. 1): основы ТВУ; теорию управления Вооруженными Силами Российской Федерации; теорию управления видами и родами Вооруженных Сил Российской Федерации; теорию управления войсками (силами); теорию управления другими элементами военной организации [1].

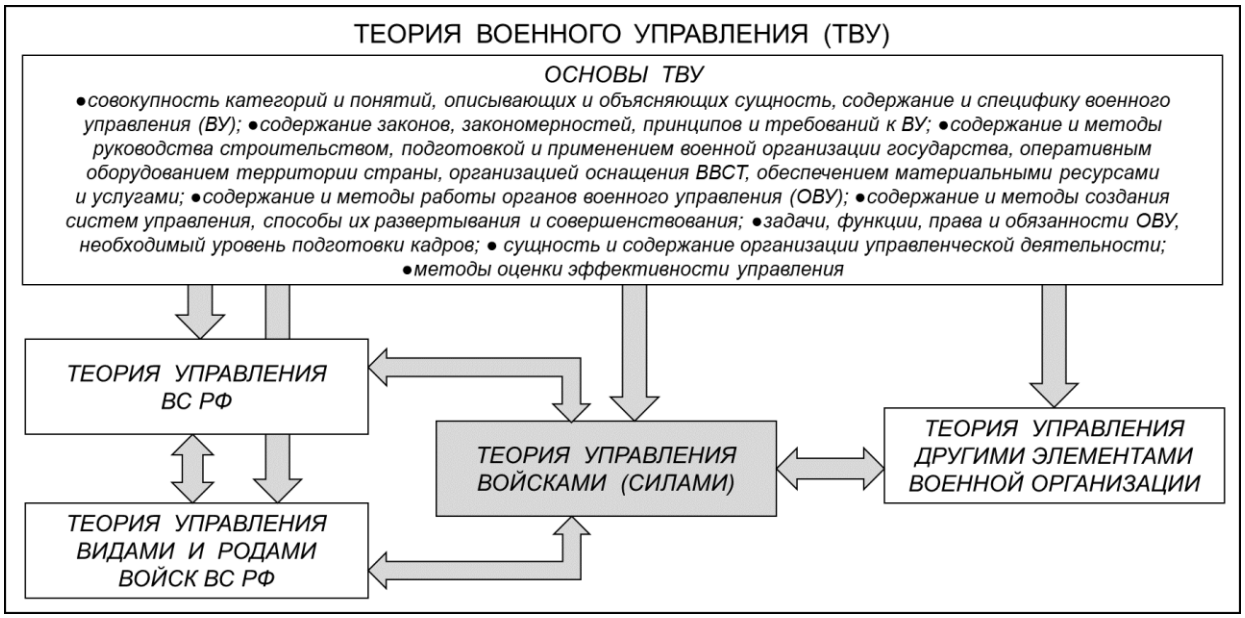


Рис. 1. Структура теории военного управления

Сосредоточим свое внимание на анализе теории управления войсками (силами) – УВС. Этот повышенный интерес обусловлен тем, что теория УВС играет «связующую» роль между другими частными теориями в составе ТВУ, ее положения в первоочередном порядке «реагируют» на организационные и технические новации в военном деле и в последующем влияют на трансформацию содержания всех элементов, представленных на рис. 1.

Значимость проблематики вопросов теории УВС обуславливает их широкое рассмотрение в рамках теорий стратегии, оперативного искусства и тактики, т. е. применительно ко всем иерархическим «этажам» теории военного искусства, занимающей центральное место в военной науке.

Основываясь на общепринятых подходах к научному познанию той или иной предметной области, можно заключить, что должную самостоятельность теории УВС, как специфической совокупности знаний, придает система категорий и понятий, которая позволяет объективно отражать (описывать, пояснять) общие и существенные явления, связи и отношения, воспроизводимые в ходе управленческой деятельности отдельных должностных лиц и органов управления войсками (силами).

На сегодняшний день, благодаря труду военных ученых в области отечественной теории УВС, сформулирован перечень дефиниций, который в целом удовлетворяет потребности военных специалистов при решении теоретических и прикладных задач, связанных с выявлением и раскрытием сущности и содержания процедур управления, выражением имеющихся противоречий и путей их разрешения, объяснением направлений совершенствования функционирования управленческих структур.

Вместе с тем авторы настоящей статьи осмелятся констатировать, что в полной мере проблемы, связанные с разработкой целостной и непротиворечивой системы научных категорий и понятий в предметной области управления войсками (силами), пока не решены.

Значительные трансформационные процессы, затронувшие сферу вооруженной борьбы, а также обусловленные ими изменения в подходах к управлению воинскими формированиями, позволяют заявить, что первостепенную проблему составляет переосмысление (пересмотр) сущности и содержания как понятий и категорий рассматриваемой предметной области, так и закономерных взаимосвязей между ними.

К ряду уточняемых понятий относятся прежде всего «управление войсками (силами)» и «система управления войсками (силами)» (СУВС). Считаем, что обновление сущности и содержания каждого из них, их соотношения и, что важно, определение места, которое они занимают среди других понятий и категорий, – всё это явится важным шагом в деле совершенствования интересующей нас системы знаний.

Согласно положениям нормативно-правовых документов, энциклопедическим источникам, военным словарям и справочникам, под УВС чаще всего понимают «целенаправленную деятельность командующих (командиров, начальников), органов управления по поддержанию постоянной боевой и мобилизационной готовности подчиненных объединений (соединений, воинских частей и подразделений), подготовке операций (**боевых действий**), руководству объединениями (соединениями, воинскими частями и подразделениями) при выполнении **ими** поставленных задач, **в соответствии с предназначением»** [2].

В содержании формулировки, раскрывающей сущность управления, привлекает внимание словосочетание «целенаправленная деятельность», в котором, на наш взгляд, кроется тавтология. Такой вывод мы делаем на основании анализа содержания академических словарей, в которых понятия «целенаправленность» и «деятельность» трактуется следующим образом:

– целенаправленный – прилагательное, указывающее, что описываемый с его помощью процесс (процедура, действие, работа) реализуется для достижения определенной цели [3];

– деятельность – активное взаимодействие субъекта (разумного существа) с окружающим миром, в ходе которого оно ***целенаправленно*** воздействует на объект и за счет чего удовлетворяет какие-либо свои потребности [4];

– деятельность – специфическая форма отношения человека к окружающему миру, содержание которой составляет его ***целесообразное*** изменение в своих интересах. Деятельность включает в себя цель, средства, результат и сам процесс [5].

Таким образом, проводя лексический анализ словосочетания «целенаправленная деятельность», можно прийти к выводу, что оно выражается как «преследующее определенную цель воздействие человека (коллектива людей) на какой-либо объект для достижения некоторой (необходимой) цели». Полученный результат подтверждает наши выводы о тавтологическом характере рассматриваемого словосочетания.

Проводя дальнейший анализ понятия УВС, авторы статьи исходили из того, что теория управления войсками (силами) в своем развитии неразрывно связана с общей теорией (наукой) управления, и, опираясь на ее знания и достижения, она конкретизирует и обогащает свое содержание. Поэтому термины, понятия и категории, применяемые в теории УВС, должны коррелироваться с аналогичными элементами общей теории управления (ОТУ).

Следует отметить, что с позиций ОТУ – управление как процесс предполагает наличие объекта управления (управляемой системы), субъекта управления (управляющей системы) и цели управления. Кроме того, в ОТУ представлено множество подходов к трактовке содержания такого сложного и многогранного явления, как управление. Однако во всех этих определениях имеется общая идея, заключающаяся в том, что в основе рассматриваемого процесса лежит ***воздействие*** субъекта управления на объект управления с определенной целью. Термин «воздействие» указывает на главное в управлении – влияние на сознание, поведение и деятельность людей [5].

Проведенный анализ позволяет заключить, что принятое в нормативных документах и военно-энциклопедических словарях пояснение сути УВС не в полной мере соответствует положениям ОТУ. В чем проявляется это несоответствие в существующей трактовке?

Во-первых, воздействие субъекта управления на объект управления в форме «руководства» просматривается только применительно к периоду, когда подчиненные воинские коллективы выполняют поставленные задачи согласно предназначению. Управляющий аспект (воздействие) должностных лиц и органов управления в отношении таких составляющих, как поддержание необходимого уровня боевой и мобилизационной готовности, а также подготовка войск (сил) к операции (боевым действиям), – не отражен.

Во-вторых, не указана цель, которая должна быть достигнута в ходе управления.

В-третьих, необоснованно ограничены периоды, по отношению к которым предусмотрена реализация управленческих функций командованием и органами управления. Несмотря на важность составных частей деятельности воинских формирований, содержащихся в принятой трактовке, спектр задач, которые надлежит им решать и которые, соответственно, должны быть охвачены управляющим воздействием, – намного шире.

Наряду с вышесказанным комплекс мероприятий по поддержанию боевой и мобилизационной готовности (БМГ) не является отдельным направлением деятельности воинского формирования, он распространяется за пределы комплекса мероприятий (вневременных и функциональных рамок) подготовки войск (сил) к предстоящим действиям и непосредственно в ходе выполнения ими задач по предназначению [6].

СУЩНОСТЬ И СОДЕРЖАНИЕ УТОЧНЕННЫХ КАТЕГОРИЙ ТЕОРИИ УПРАВЛЕНИЯ ВОЙСКАМИ (СИЛАМИ)

Результаты проведенного критического анализа позволяют авторам статьи вынести на суждение военно-научной общественности следующий вариант трактовки сущности УВС – «управление войсками (силами) – организующее и регулирующее воздействие командующих (командиров, начальников) и (или) штатных и временно создаваемых органов управления (органов военного управления) на подчиненное(ые) воинское(ие) формирование(ия), в целях осуществления его (их) эффективных действий при подготовке и выполнении поставленных задач (задач по предназначению)».

Детализируем сущность понятия «управление войсками (силами)» в предлагаемой трактовке следующими пояснениями:

– под воинским формированием понимается: объединение, соединение, воинская часть, организация, подразделение, имеющее структуру и состав согласно штату; временно создаваемая группировка; элемент оперативного построения или боевого порядка и т. д. Понятие «воинское формирование» надлежит использовать в случае, когда необходимо обозначить какую-либо организационно-техническую систему (структурную единицу) военного назначения без указания ее видовой (родовой, функциональной) принадлежности и иерархического уровня;

– эффективными действия войск (сил) считаются в случаях, когда при их реализации поставленная задача выполнена своевременно, полученный результат соответствует нормативным требованиям или установленным критериям, имеющиеся ресурсы израсходованы (потрачены) в рациональном объеме.

Следующим понятием, которое мы предлагаем подвергнуть анализу, является «система управления войсками (силами)» – СУВС. Согласно принятым сейчас подходам [2], под этой системой понимается совокупность органов управления, средств управления и пунктов управления (рис. 2).

Проводя детальное рассмотрение составляющих, представленных на рис. 2, и формирующих СУВС, уточним, что статус «элемент системы» присваивается тем ее структурообразующим частям, которые относительно автономны и выполняют строго определенную функцию [7]. Можно ли считать, что элементам СУВС, представленным на рис. 2, присущи такие свойства в полной мере? Считаем, что нет.

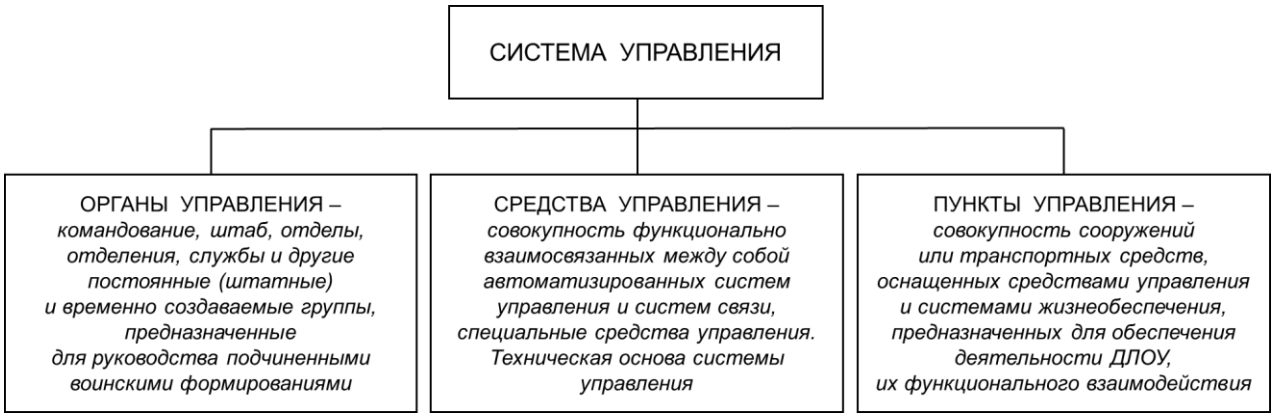


Рис. 2. Действующий подход к структурированию системы управления войсками (силами)

В меньшей степени проблематика необходимой (должной) самостоятельности и функциональности затрагивает органы управления. Ведь этот элемент системы управления может автономно выполнять управленческие задачи в следующих случаях: объекты управления находятся относительно близко (имеется возможность управлять голосом, отсутствует необходимость задействования технических средств для передачи управленческих команд и получения обратно отчетной информации от подчиненных); процесс управления скоротечен (отсутствует необходимость выделения и оборудования места, обеспечивающего условия работы должностных лиц в течение длительного времени). Если перечисленные обстоятельства не соблюдаются, то органы управления теряют свойства, позволяющие их характеризовать как элемент системы управления, способный самостоятельно выполнять возложенные на него функции.

В полной мере заявленные проблемные вопросы затрагивают элементы СУВС как «средства управления» и «пункты управления». Обоснуем данное утверждение.

Если делать акцент на технической составляющей (рис. 2), то согласно энциклопедической литературе, под термином «средство» понимается орудие (предмет, совокупность приспособлений), используемое для осуществления какой-либо деятельности [8]. Руководствуясь этой трактовкой можно заключить, что сами по себе «средства управления» не являются самостоятельным субъектом процесса управления. В управленческие процедуры они интегрируются (реализуют необходимые функции) только в том случае, когда они эксплуатируются (применяются) человеком (коллективом людей). Причем это замечание также касается и «средств управления», работающих в автоматическом режиме, так как даже они не могут в полной мере функционировать без участия человека. Кроме того, в рамках действующего подхода к пониманию структуры системы управления отмечается нарушение «терминологической субординации», когда в состав средств управления включены целые системы – автоматизированные системы управления и система связи (рис. 2).

Если говорить о «пунктах управления», то при принятых взглядах на структурное разделение СУВС данные составные части рассматриваемой системы способны выполнять возложенные на них задачи только в том случае, если они оснащены средствами управления и на них находятся органы управления. Без выполнения этих условий пункты управления (ПУ) не могут характеризоваться как автономные элементы системы управления, реализующие определенную функцию.

Исходя из вышесказанного, считаем использование подхода, при котором элементы системы управления определяются ответами на вопросы «кто управляет?», «с помощью чего управляет?», «откуда управляет?», не совсем правильным. Обратим внимание на то обстоятельство, что такой способ структурирования организационно-технических систем военного назначения (ОТС ВН) применяется довольно редко. При описании ОТС ВН соответствующими специалистами, как правило, применяются подходы, согласно которым в составе ана-

лизируемых систем структурные части (элементы) выделяются по признакам, характеризующим их функциональное предназначение. Примером структурного описания является схема построения системы ПВО (рис. 3), системы непосредственного прикрытия и наземной обороны объектов, системы комплексной безопасности и др. При таком варианте структурирования в составе ОТС ВН выделяются элементы (подсистемы), которые имеют свою, строго определенную «функциональную нагрузку» (ведут разведку воздушного противника, поражают воздушные цели огнем наземных или авиационных комплексов, подавляют радиоэлектронные средства летательных аппаратов и т. д.). Автономность функционала данных элементов не препятствует тому, чтобы все подсистемы и решаемые ими задачи были тесно взаимосвязаны (взаимоувязаны) между собой и применялись (выполнялись) по единому плану для достижения единой цели. В ряде случаев к функциональным признакам могут «добавляться» отличительные свойства, связанные с размещением элементов ОТС ВН на местности, – пространственные параметры.



Рис. 3. «Функциональный» подход к структурированию ОТС ВН (на примере системы ПВО)

Определяя предложения по устранению сформулированных замечаний и противоречий, авторы статьи пришли к мнению, что наиболее предпочтительным в качестве структурообразующих (функционально-самостоятельных) элементов СУВС надлежит рассматривать именно пункты управления (ПУ). При этом трактовка термина, поясняющего сущность ПУ, должна осуществляться следующим образом: ***«Пункт управления*** – совокупность организованно размещенных на местности стационарных зданий (сооружений, помещений, специально оборудованных мест) и (или) подвижных средств, занятых органами управления, личным составом подразделений обеспечения и оборудованных (оснащенных) комплексами (техническими системами, средствами) управления и связи».

В качестве примера систем, структурированных с использованием функционально-пространственных признаков, можно привести «систему инженерных заграждений» (рис. 4), «систему огня», «систему оборонительных рубежей и позиций» и т. д.

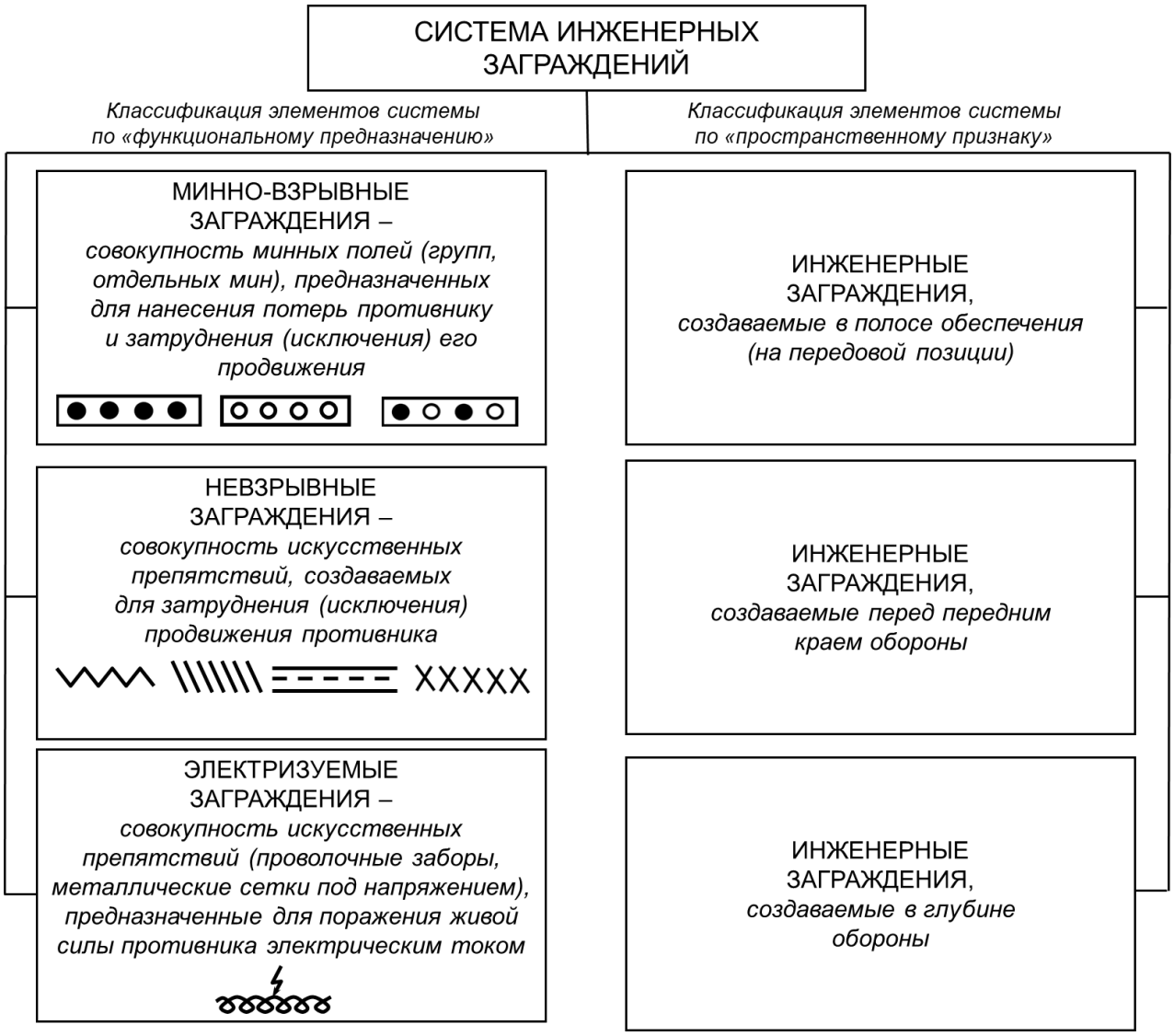


Рис. 4. «Функционально-пространственный» подход к структурированию ОТС ВН (на примере системы инженерных заграждений в обороне)

Учитывая условия, в которых приходится функционировать системе управления в ходе ведения современных боевых действий, важнейшее значение при развертывании ПУ приобретают обязательность и полнота выполнения комплекса мер, обеспечивающих их устойчивую деятельность. Данные меры (организационного и технического характера) довольно подробно описаны в статье [9], посвященной проблеме достижения превосходства в управлении во время военных конфликтов, выявлению и обоснованию подходов к их решению. Детализируя эти подходы, обратим внимание на положения ряда статей авторов И. Л. Макарчука и К. А. Троценко [10–12]. Рассматривая содержащиеся в них материалы через призму анализируемой предметной области, можно сформулировать следующие предложения, направленные на повышение устойчивости процесса управления:

– во-первых, элементы, входящие в состав пунктов управления, надлежит распределять на местности с качеством, не допускающим их идентификацию современными средствами разведки и организованного огневого поражения, что не позволит противнику комплексно применять для уничтожения ПУ новейшие образцы ВВСТ (в том числе высокоточное оружие);

– во-вторых, подвижность и автономность по реализации управленческих функций мобильных средств (комплексов) пунктов управления (особенно ПУ крупных воинских формирований), а также порядок их размещения должны обеспечивать свободу маневра, особенно при угрозе воздействия по ним со стороны противника.

Восприятие пунктов управления как единственного самостоятельного функционального элемента СУВС позволяет нам под системой управления понимать «совокупность развёрнутых в установленных районах (местах) пунктов управления, соединенных линиями (сетями) связи, с установленным порядком подчиненности и взаимодействия между ними». Напомним, что «самостоятельную функциональность» ПУ приобретает лишь в том случае, когда входящие в него сооружения (места) и средства подвижности заняты органами управления и личным составом подразделений обеспечения, а также оборудованы комплексами (техническими системами, средствами) управления и связи.

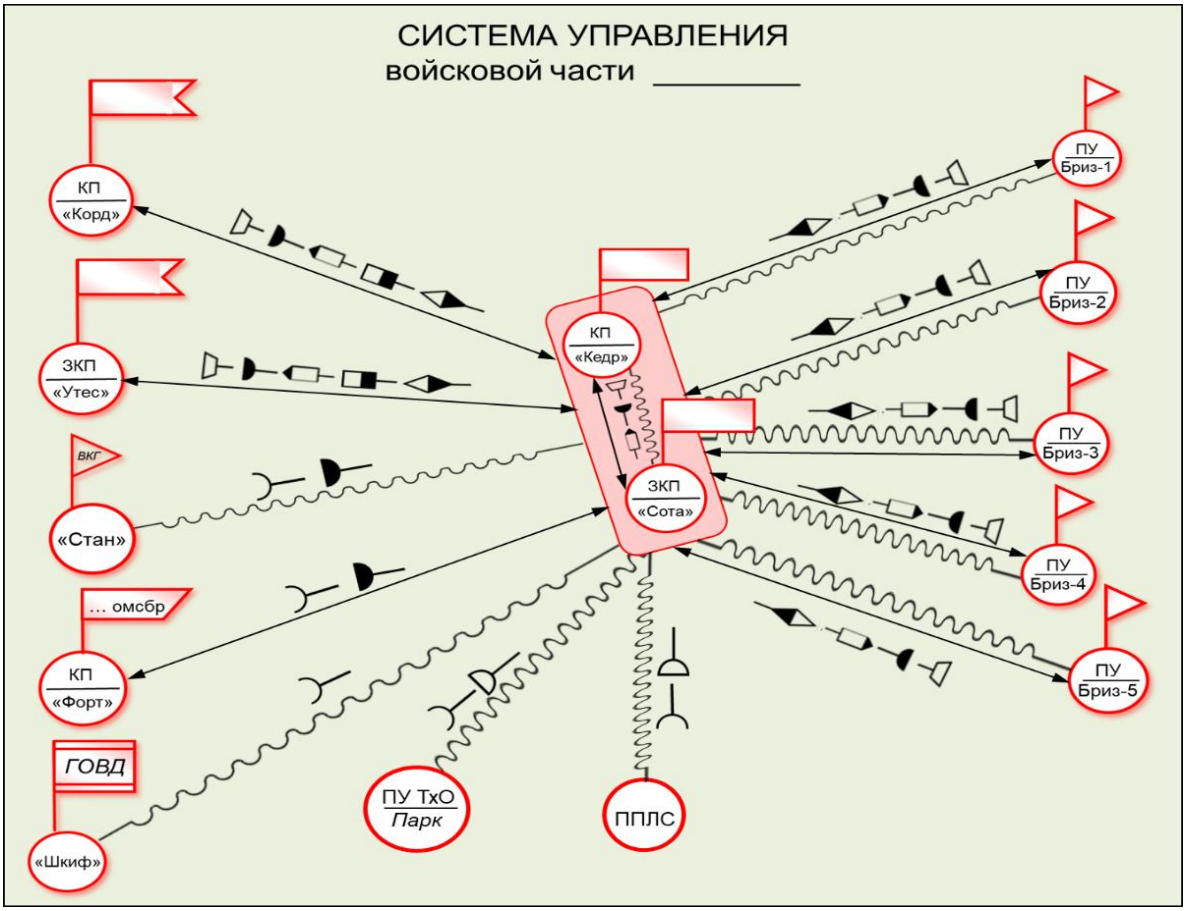


Рис. 5. Вариант представления структуры системы управления ОТС ВН (на примере системы управления воинской части)

Обоснованность выдвинутого предложения подкрепляется практикой управленческой деятельности должностных лиц органов управления. Данная практика свидетельствует, что при разработке документов, отражающих структурное построение создаваемой или действующей системы управления, офицерами штабов (управлений, отделов) оформляются схемы, основное внимание в которых уделяется именно составу развертываемых пунктов управления, их иерархическому распределению и совокупности связей между ними (рис. 5).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Высказанные в статье подходы к трактовке основных, наиболее важных, понятий теории управления войсками (силами) обеспечивают более адекватное описание и пояснение процессов, связанных с организацией и реализацией управленческой деятельности на различных уровнях войсковой иерархии.

Несмотря на кажущуюся незначительность («косметический уровень») трансформации содержания действующих интерпретаций анализируемых понятий, считаем, что представленные в настоящей работе предложения необходимо было внести, так как они существенно повышают уровень стройности теории УВС и обеспечивают соответствие ее положений положениям общей теории управления. Обоснованные в результате глубокого анализа связей, зависимостей и взаимообусловленностей, присущих руководству войсками (силами), подходы к формулированию сущности УВС и СУВС позволяют соответствующим специалистам гораздо четче, яснее и уместнее, а в конечном счете – более системно осознавать и отображать строго определенное содержание процесса управления.

Список использованных источников

1. *Черных В. А., Арсланов Р. Ф.* Основные проблемы теории военного управления и пути их решения // Военная мысль. – 2006. – № 5. – С. 46–53.

2. Военно-энциклопедический словарь. – URL: https://encyclopedia.mil.ru/ (дата обращения: 20.02.2025).

3. Словарь русского языка : в 4 т. / РАН, Ин-т лингвистических исследований; под ред. А. П. Евгеньевой. – 4-е изд. – М. : Рус. яз. Полиграфресурсы, 1999.

4. *Карпенко Л. А., Петровский А. В., Ярошевский М. Г.* Краткий психологический словарь. – Ростов-на-Дону : Феникс, 1998. – 505 с.

5. Философский энциклопедический словарь / под ред. Л. Ф. Ильичева, П. Н. Федосеева, С. М. Ковалева. – М. : изд-во «Советская энциклопедия», 1983. – 840 с.

6. *Казахов Б. Д., Иконников О. В., Коченов Н. В.* О категориях «боевая готовность» и «боевая способность» // Вестник Академии военных наук. – 2017. – № 4 (61). – С. 52–58.

7. *Косьмин А. Д., Иванкин Н. К.* Менеджмент. Теория и практика. – Омск : ОГТУ, 2006. 572 с.

8. *Ожегов С. И.* Толковый словарь русского языка. – М. : ОНИКС 21 век, 2003. – С. 816.

9. *Зарудницкий В. Б.* Проблемы достижения превосходства в управлении в современных конфликтах и основные подходы к их решению // Военная Мысль. – 2025. – № 2. – С. 8–18.

10. *Марчук И. Л., Троценко К. А.* Характер операций современных армий. Уроки и выводы по итогам войны в Афганистане // Военная Мысль. – 2022. – № 10. – С. 25–40.

11. *Марчук И. Л., Троценко К. А.* Характер операций современных армий. Мультиразумные сетевые военные системы и тактика их действий // Военная Мысль. – 2022. – № 11. – С. 13–31.

12. *Марчук И. Л., Троценко К. А.* Характер операций современных армий – назревшие изменения // Военная Мысль. – 2022. – № 12. – С. 12–26.

В. В. Карпов,
кандидат военных наук, доцент;
Н. В. Коченов,
кандидат военных наук, доцент;
Д. Г. Майбуров,
доктор военных наук, профессор

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ РАЦИОНАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ОБОРУДОВАНИЯ АСТЕРНАЛЬНЫХ ПОЗИЦИЙ НА ОСНОВЕ ТАКСОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА РАЗНОРОДНЫХ ПРИЗНАКОВ

Рассматривается методика определения рациональных вариантов оборудования астернальных позиций на основе таксономического анализа разнородных признаков. Метод таксономического анализа позволяет произвести учет разнородных характеристик и требований к оборудованию астернальных позиций и на основе сравнительного анализа определить наиболее рациональный (реалистичный). Выбор осуществляется по критерию минимума показателя, характеризующего расстояние между координатами рассматриваемого и эталонного варианта позиции, в *n*-мерном пространстве признаков.

Ключевые слова: астернальные позиции, рациональный вариант оборудования, разнородные характеристики, таксономический анализ, эталон развития, уровень развития.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ опыта военных конфликтов последнего десятилетия показал, что для получения информации о действиях подразделений противоборствующей стороны, развитые в военно-техническом плане государства применяют единую систему мониторинга территории и воздушного пространства. В результате рассмотрения технических характеристик средств единой системы мониторинга можно сделать вывод, что такая система способна получать и передавать информацию в масштабе реального времени на всю глубину тактического и оперативного построения войск (сил).

Наличие информации о действиях подразделений на местности позволяет противнику планировать и осуществлять мероприятия деструктивного воздействия по нему. В таких условиях наиболее актуальным вопросом становится выполнение мероприятий по обеспечению живучести подразделений в условиях деструктивного воздействия. Один из подходов решения указанной задачи предусматривает оборудование астернальных позиций, т. е. позиций фиктивных или фальшивых, близких по своим признакам к действительным, что позволяет ввести противника в заблуждение относительно реального расположения подразделений на местности и тем самым частично снизить либо исключить деструктивное воздействие по нему.

Анализ подходов к определению рационального варианта оборудования астернальных позиций, способных реалистично воспроизвести признаки действия подразделений на местности, показал, что за последние несколько лет они получили значительное развитие. Но в то же время необходимо отметить тот факт, что они, как правило, не учитывают весь объем разнородных характеристик и требований при формировании обобщенных признаков таких позиций и в результате не в полной мере обеспечивают необходимое качество их воспроизведения.

Данные обстоятельства обусловливают наличие объективно существующего противоречия между необходимостью определения рационального варианта оборудования астерналь-

ной позиции и дальнейшим совершенствованием научно-методического аппарата, учитывающего комплексный подход к формированию обобщенных признаков. Предлагаемая методика дает возможность решения указанной выше задачи на основе использования метода таксономического анализа, который позволяет произвести сравнительный анализ всех разнородных признаков и требований к оборудованию астернальной позиции и определить наиболее рациональный (реалистичный).

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЦИОНАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ОБОРУДОВАНИЯ АСТЕРНАЛЬНЫХ ПОЗИЦИЙ НА ОСНОВЕ ТАКСОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА РАЗНОРОДНЫХ ПРИЗНАКОВ

Воспроизведение признаков действия подразделений на местности осуществляется оборудованием и содержанием астернальных позиций с использованием макетов вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ), имитаторов и с устройством сооружений. При этом должны выполняться следующие требования: оборудуемые астернальные позиции обязаны достоверно воспроизводить основные признаки действий подразделений, а их расположение должно быть тактически обосновано; в ходе их оборудования должны использоваться аналогичные образцы ВВСТ, что и при оборудовании действительных позиций, соблюдая при этом необходимую продолжительность их оборудования; в астернальных позициях организуются воспроизведение характерных признаков действий подразделений, радиоэлектронной обстановки, в том числе работы средств связи с тактическими формированиями различного уровня, инженерного оборудования местности и другие мероприятия.

Из вышесказанного следует, что обоснование рациональных вариантов оборудования астернальных позиций, близких к действительным, предусматривает решение ряда задач:

– определения множества факторов, оказывающих влияние на условия применения подразделений;

– прогнозирования действий противника по объектам подразделений;

– определения предполагаемого ущерба, наносимого противником;

– определения варианта расположения на местности подразделений;

– обоснования рационального состава и варианта оборудования астернальных позиций;

– выбора макетов и материалов для оборудования элементов астернальных позиций;

– выбора рациональных вариантов оборудования астернальных позиций.

Определение облика астернальных позиций, а также выбор макетов и материалов для изготовления элементов таких позиций представляют значительные трудности. Это обусловлено тем, что необходимо принять обоснованное решение на основе сопоставления большого количества разнородных характеристик и требований, оказывающих влияние на конечный результат. Методика определения рациональных вариантов оборудования астернальных позиций позволяет найти обоснованное решение. Структурная схема предлагаемой методики изображена на рис. 1. Она включает три этапа.

На первом этапе предусматривается формирование исходных данных:

– определение факторов, определяющих условия действия подразделений;

– распределение факторов по группам: состав группировки противника; состав единой системы мониторинга территории и воздушного пространства противника; вариант расположения подразделений на местности, для которых оборудуются астернальные позиции; физико-географические условия района действия подразделений; материалы и образцы макетов;

– определение набора характеристик астернальных позиций и их значений;

– выбор модели действия подразделений, использование которой позволяет получить численные значения результатов выполнения поставленной задачи.

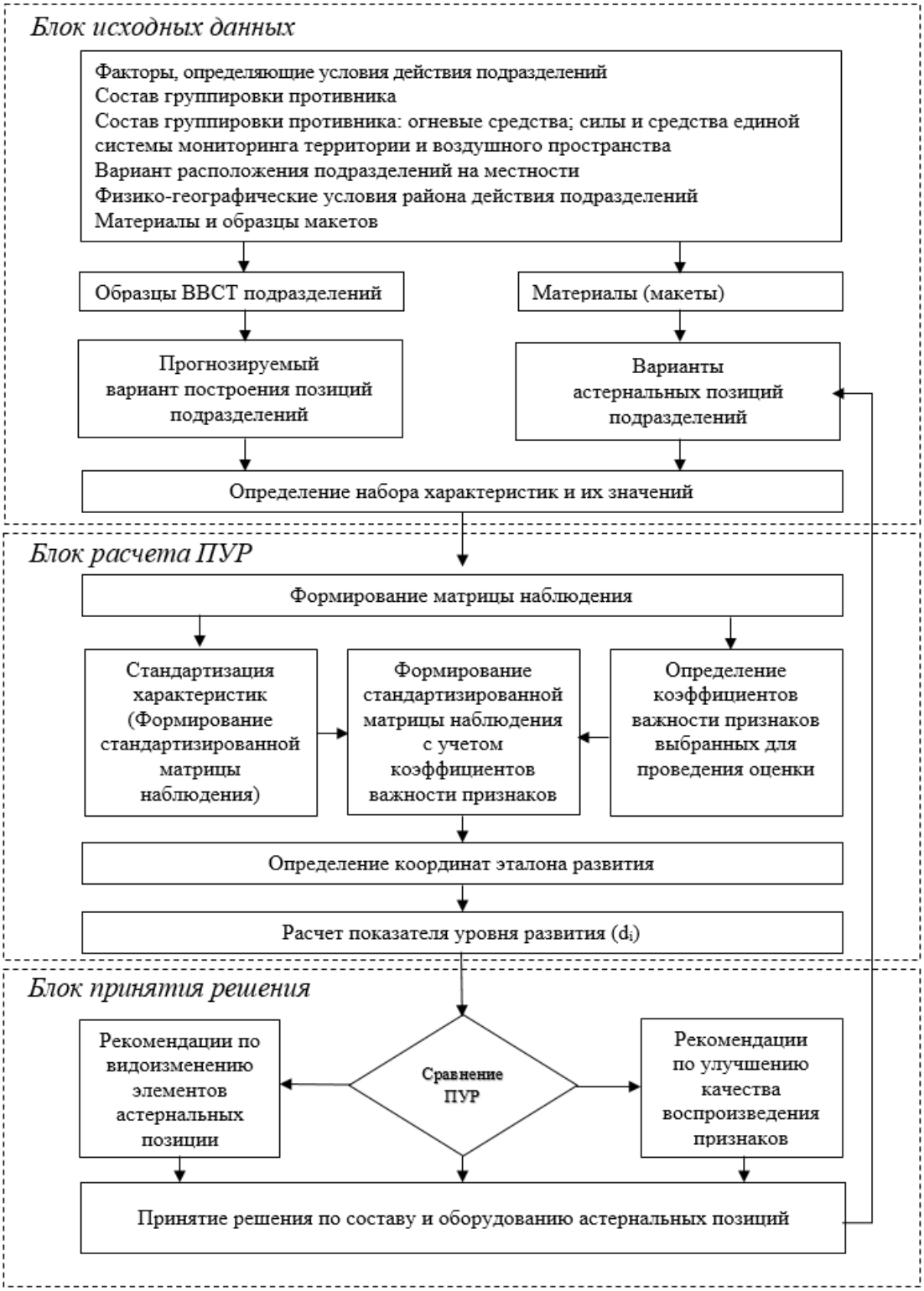


Рис. 1. Методика определения рациональных вариантов оборудования астернальных позиций

На втором этапе осуществляются следующие действия:
- формируется матрица наблюдения;
- формируется стандартизированная матрица наблюдения;
- определяются коэффициенты важности признаков выбранных для проведения оценки;

– формируется стандартизированная матрица наблюдений с учетом коэффициентов важности признаков;

– определяются координаты эталона развития;

– рассчитываются показатели уровня развития.

На третьем этапе необходимо:

– рассчитать степень соответствия создаваемой астернальной позиции подразделения варианту построения действительной позиции;

– сформировать рекомендации по составу и оборудованию астернальных позиций подразделений.

Решение задачи поиска рационального варианта астернальной позиции базируется на применении метода таксономического анализа.

ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА ОБОРУДОВАНИЯ АСТЕРНАЛЬНОЙ ПОЗИЦИИ НА ОСНОВЕ ТАКСОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА РАЗНОРОДНЫХ ПРИЗНАКОВ

Результатом проведения мероприятий по воспроизведению признаков действия подразделений на местности с использованием макетов на астернальных позициях должно быть формирование совокупности разнородных характеристик и требований, способных с высокой степенью вероятности ввести противника в заблуждение относительно истинного расположения позиций.

Для достижения наилучшего результата проводимых мероприятий необходимо использование таких макетов (материалов), которые наиболее соответствуют своим аналогам, а также следует размещать их на позиции в соответствии с требованиями к расположению на местности. В конечном итоге построенная астернальная позиция в максимальной степени должна соответствовать прогнозируемому варианту построения действительной позиции применительно к конкретному участку местности.

Астернальная позиция является многомерным объектом и описывается набором большого количества характеристик, поэтому решение задачи поиска приемлемого варианта ее построения существенно усложняется. Поэтому предлагается использовать многомерный сравнительный анализ сложных систем, под которым понимается совокупность разнородных методов, служащих для выявления закономерностей в статистических совокупностях [1].

Одним из таких является метод определения таксономического показателя *уровня развития* (коэффициента соизмеримости). Данный показатель представляет собой некоторую величину, «равнодействующую» всех параметров, которыми характеризуется создаваемая астернальная позиция. Это позволяет получить линейное упорядочение совокупности характеристик различных вариантов астернальной позиции до некоторой заданной точки, называемой эталоном развития [1, 2].

Под *эталоном развития* понимается точка в многомерном пространстве с координатами, соответствующими значениям множества характеристик, описывающих вариант построения действительной позиции подразделения в конкретных условиях обстановки. Упорядочив множество характеристик рассматриваемых вариантов астернальной позиции относительно координат эталона развития и определив показатель уровня развития каждой из них, можно из имеющихся вариантов выбрать наиболее приемлемый.

Показатель *уровня развития* может быть представлен в виде функциональной зависимости

$$d_i = f(C_{io}, C_o, P_o), \qquad (1)$$

где d_i – показатель уровня развития i-го варианта астернальной позиции, $0 \le d_i \le 1$;

C_{oi} – расстояние между сравниваемыми совокупностями характеристик и точкой P_o;

C_o – среднее арифметическое значение расстояний между сравниваемыми совокупностями характеристик и точкой P_o;

P_o – эталон развития (вариант построения действительной позиции подразделения).

Выбранный вариант астернальной позиции имеет более высокое качество, если значение ее показателя уровня развития максимально приближено к значению показателя эталона развития. В результате, изменяя исходные параметры создаваемой астернальной позиции, можно добиться повышения ее показателя уровня развития.

Соответствие варианта астернальной позиции действительной позиции подразделения определяется согласно правилу

$$K = \min (d_{П} - d_{АП}), \quad (2)$$

где K – коэффициент соответствия создаваемой астернальной позиции варианту построения действительной позиции;

$d_{П}$ – показатель уровня развития прогнозируемого варианта построения действительной позиции;

$d_{АП}$ – показатель уровня развития создаваемой астернальной позиции.

Сравнительная характеристика значений показателей уровней развития позволяет рассуждать о соответствии варианта астернальной позиции действительной позиции подразделения. В качестве исходных данных обоснования варианта оборудования астернальной позиции используются следующие признаки:

– признаки вооружения, военной и специальной техники;

– признаки прогнозируемого варианта построения позиции для конкретного участка местности;

– признаки средств воспроизведения действий подразделения на местности;

– признаки, описывающие ресурсные возможности подразделения по оборудованию астернальной позиции.

Указанные признаки определяют формируемую матрицу наблюдений (3), содержащую наиболее полное множество признаков. Рассматривая множество W сложных систем, описываемых n признаками, каждую систему можно интерпретировать, как точку n-мерного пространства с координатами, равными значениям n признаков для каждой системы. Причем множество W включает в себя прогнозируемый вариант построения действительной позиции (эталон развития) и различные варианты построения астернальной позиции. Тогда

$$X = \begin{pmatrix} x_{11} & \cdots & x_{1k} & \cdots & x_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{i1} & \cdots & x_{ik} & \cdots & x_{in} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{w1} & \cdots & x_{wk} & \cdots & x_{wn} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где w – число оцениваемых вариантов астернальной позиции;

n – число признаков оцениваемых вариантов астернальной позиции;

x_{ik} – значение признака k для i-го варианта астернальной позиции.

Признаки, включенные в матрицу наблюдений, неоднородны, поскольку описывают разные свойства оцениваемых вариантов астернальной позиции. Следует произвести предварительное преобразование, которое заключается в нормировании признаков:

$$Z_{ik} = \frac{\left(X_{ik} - \overline{X}_k\right)}{S_k}, \quad (4)$$

где k – номер признака, изменяющийся по n;

Z_{ik} – стандартизированное значение k-го признака для i-го варианта астернальной позиции;

X_{ik} – значение k-го признака для i-го варианта астернальной позиции;

$\bar{X}_k$ – среднее арифметическое значение k-го признака;

S_k – стандартное отклонение k-го признака.

Среднее арифметическое значение конкретного признака определяется по формуле

$$\bar{X}_k = \frac{1}{w}\sum_{i=1}^{w} X_{ik},\ k = \overline{1,n}. \tag{5}$$

Тогда стандартное отклонение признака можно рассчитать по следующей формуле:

$$S_k = \sqrt{\frac{1}{w}\sum_{i=1}^{w}\left(X_{ik} - \bar{X}_k\right)^2},\ k = \overline{1,n}. \tag{6}$$

Стандартизация переменных позволяет провести расчет элементов матрицы и найти расстояние между точками n-мерного пространства, т. е. определить таксономическое расстояние. Стандартизованная матрица примет вид

$$Z = \left\| z_{ik} \right\|_{w,n}, \quad i = \overline{1,w},\ k = \overline{1,n}\ . \tag{7}$$

Для исключения отрицательного последствия, заключающегося в равнозначном влиянии стандартизированных признаков при оценивании вариантов астернальной позиции, необходимо отразить важность каждого признака относительно остальных. С этой целью для каждого признака, выбранного для формирования матрицы наблюдения, рассчитываются коэффициенты важности, которые можно определить на основе метода экспертных оценок (в данном случае метода Дельфи). Для начала необходимо построить матрицу отношения признаков:

	k_1	…	k_i	…	k_n
k_1	b_{11}	…	b_{1i}	…	b_{1n}
…	…	…	…	…	…
k_i	b_{i1}	…	b_{ii}	…	b_{in}
…	…	…	…	…	…
k_n	b_{n1}	…	b_{ni}	…	b_{nn}

, (8)

где k_i – i-й сравниваемый признак;

b_{in} – показатель отношения важности между i-м и n-м признаками;

n – количество сравниваемых признаков.

При заполнении матрицы отношений признаков необходимо соблюдать следующие правила:

– если $k_i > k_j$ (k_i более важен, чем k_j), то $b_{ij} = 2$;

– если $k_i < k_j$, то $b_{ij} = 0$;

– если $k_i = k_j$, то $b_{ij} = 1$.

Далее определяется вес i-го признака a_i и его коэффициент важности L_i:

$$a_i = \sum_{j=1}^{n} b_{ij}\ ,\ \ L_i = \frac{a_i}{n^2}. \tag{9}$$

Матрица отношений признаков обладает следующими свойствами:

$$b_{ij} = 1 \text{ (при } i = j);\ \sum_{i=1}^{n} a_i = n^2\ ;\ \sum_{i=1}^{n} L_i = 1\ . \tag{10}$$

В соответствии с полученными значениями коэффициентов важности признаков, матрица Z умножается на вектор-столбец коэффициентов важности:

$$Z' = \bar{L} \times Z. \tag{11}$$

В результате действий получается стандартизованная матрица наблюдений с учетом коэффициентов важности каждого признака:

$$Z' = \left\| z'_{ik} \right\|_{w,n}, \quad i = \overline{1,w}, k = \overline{1,n}, \tag{12}$$

где z'_{ik} – стандартизированное значение k-го признака для i-го варианта астернальной позиции.

В полученной матрице содержится информация об оцениваемых вариантах астернальной позиции, а также о прогнозируемом варианте действительной позиции, которая соотносится с эталоном развития и отображаемой точкой утопии.

Вариант действительной позиции подразделения будет отображаться одной из вершин n-мерного гиперкуба с единичными координатами (k_i = 1). Очевидно, что любой вариант построения астернальной позиции будет отображен n-мерной точкой в том же пространстве, которая будет находиться внутри построенного гиперкуба. Эталон развития определяется точкой P_o с координатами:

$$P_o = (z_{o1}, z_{o2}, \ldots, z_{os}, \ldots, z_{on}), \; z_{os} = z'_{js}, \tag{13}$$

где z'_{js} – значение признака s для выбранного нами j-го варианта построения действительной позиции.

По величине таксономического расстояния между прогнозируемым вариантом действительной позиции подразделения и оцениваемыми вариантами построения астернальной позиции можно судить о ее качестве. То есть по расстоянию между отдельными точками и точкой P_o. Это расстояние обозначается C_{io} (рис. 1) и определяется формулой

$$C_{io} = \sqrt{\sum_{s=1}^{n} \left(Z_{os} - Z'_{is} \right)^2}, \; i = \overline{1,w}. \tag{14}$$

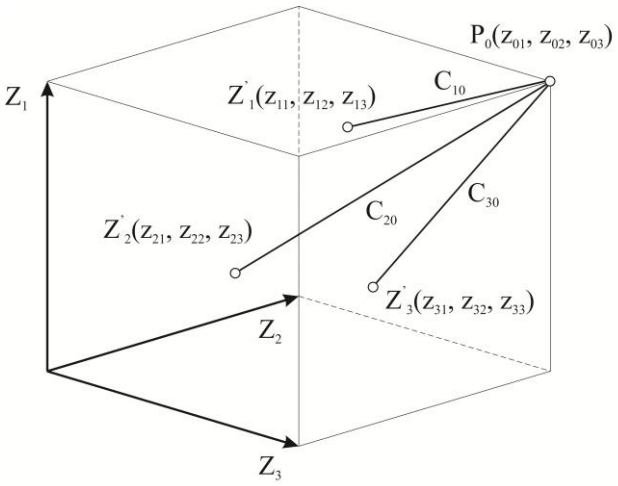


Рис. 1. Графическое представление таксономического расстояния в трехмерном пространстве признаков

Полученные расстояния служат исходными величинами при расчете показателя уровня развития (d_i) (рис. 2):

$$d_i = 1 - \frac{C_{io}}{C_o}, \tag{15}$$

$$C_o = \bar{C}_o + 2S_o, \tag{16}$$

$$\bar{C}_o = \frac{1}{w}\sum_{i=1}^{w} C_{io}, \tag{17}$$

$$S_o = \sqrt{\frac{1}{w}\sum_{i=1}^{w}\left(C_{io} - \bar{C}_o\right)^2}\ . \tag{18}$$

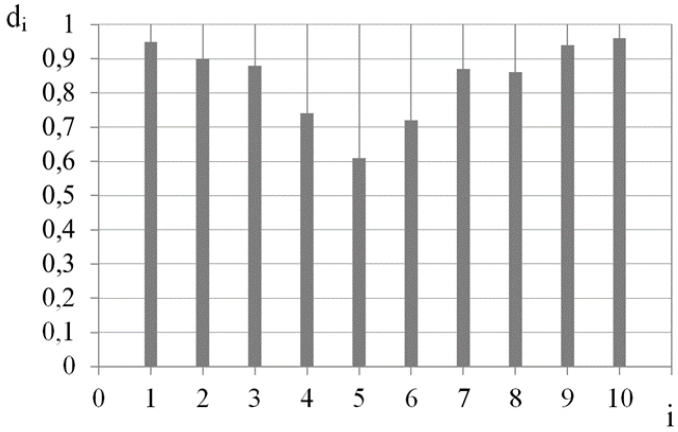


Рис. 2. Показатель уровня развития для 10 рассматриваемых вариантов оборудования позиции

В результате сравнения всех вариантов с эталоном получается множество показателей уровня развития, каждый из которых принимает значение от 0 до 1 и по которым можно судить о степени соответствия эталону развития. Сравнивая же значения признаков со значениями признаков эталона развития (с учетом коэффициентов важности), можно определить те признаки *y*, которые в наибольшей степени влияют на снижение показателя уровня развития и изменение которых приведет к достижению оптимального результата:

$$y = \max y_{is},\ y_{is} = \left|z_{os} - z'_{is}\right|, \tag{19}$$

где y_{is} – величина отклонения *S*-го признака *i*-й астернальной позиции от *S*-го признака эталона;

z_{os} – значение признака *S* для выбранного нами эталона;

z'_{is} – значение признака *S* для *i*-й астернальной позиции.

Возможности подразделения (наличие соответствующих сил и средств) накладывают ограничения по изменению выявленных признаков. Поэтому определяются наиболее существенные признаки, которые необходимо изменить для достижения наилучшего результата, при ограничениях на ресурсы и время.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, численные значения показателей уровня развития, полученные с использованием рассмотренной методики, позволяют определить степень соответствия астернальной позиции прогнозируемому варианту построения действительной позиции подразделения. Количественный и качественный анализ рассчитанных показателей дает возможность обосновать вариант оборудования астернальной позиции, близкий к действительному, а так-

же разработать предложения по ее видоизменению, в том числе отдельных элементов и образцов вооружения и военной техники. Разработанные рекомендации по определению рационального варианта астернальных позиций используются непосредственно исполнителями при практическом выполнении мероприятий по воспроизведению признаков состояния подразделений на местности.

Список использованных источников

1. *Плюта В.* Сравнительный многомерный анализ в экономических исследованиях: Методы таксономии и факторного анализа. – М. : Статистика, 1980. – 151 с.

2. *Елкина В. Н., Загоруйко Н. Г.* Количественные критерии качества таксономии и их использование в процессе принятия решений // Вычислительные системы. – 1969. – № 36. – С. 29–46.

Р. Г. Хильченко,
кандидат военных наук
ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского
и Ю. А. Гагарина», г. Воронеж.

О НАПРАВЛЕНИЯХ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СПОСОБОВ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ УДАРНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГРУПП АРМЕЙСКОЙ АВИАЦИИ В УСЛОВИЯХ КОМПЛЕКСНОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ СО СТОРОНЫ ПРОТИВНИКА

В настоящей статье является детализация основных направлений совершенствования способов боевого применения ударных авиационных групп (УАГ) армейской авиации (АА) в условиях комплексного (огневого и радиоэлектронного) противодействия со стороны противника.

Ключевые слова: совершенствование способов, применение УАГ АА, вывод, противодействие.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ локальных войн и вооруженных конфликтов XXI века показывает, что в современном бою ударные вертолетные комплексы продолжают демонстрировать высокую эффективность, занимая характерную для армейской авиации (АА) нишу боевых задач, перечень которых постоянно растет. Оснащенные внушающим комплексом вооружения, а также комплексами индивидуальной и индивидуально-взаимной защиты, при рациональном их распределении в составе ударных авиационных групп (УАГ), современные боевые вертолеты далеко не исчерпали потенциальные возможности эффективного выполнения традиционных и вновь появляющихся огневых задач в различных условиях тактической обстановки [1].

Непревзойденным преимуществом обладают УАГ АА при выполнении задач огневого поражения противника в условиях наличия информационной неопределенности о типе, составе, координатах и степени защиты целей, разрешение которой может быть возложено на экипажи вертолетов. Незаменимыми их действия считаются при выполнении задач в горных и городских (в заселенных районах) условиях, а также в условиях пониженной освещенности. Наличие у противоборствующей стороны эффективных комплексов радиоэлектронной борьбы (РЭБ) также выводит УАГ АА на передовые позиции приоритетного применения в связи с имеющейся возможностью ведения стрельбы из авиационного артиллерийского оружия.

Однако, несмотря на возрастающую роль вертолетов на поле боя как в обороне, так и в наступлении, борьбу с ними сегодня способны вести практически все рода войск и специальные войска, а применяемое вооружение, в совокупности с комплексами обороны объектов противника, позволяет характеризовать большую часть традиционных целей УАГ АА как объекты с повышенной степенью защиты.

Требуемая степень защиты объектов поражения может обеспечиваться различными вариантами сочетания способов активной и пассивной защиты от средств воздушно-космического нападения (СВКН) и применяемых высокоточных авиационных средств поражения (АСП). В обобщенном виде вариант классификации основных способов повышения степени защиты объектов противника, а также направления их совершенствования представлены на рис. 1.

К активным способам защиты относится применение комплексов и средств, приводящих к физическому разрушению (уничтожению) высокоточных АСП и их носителей (вертолетов), а также отдельных узлов и агрегатов системы управления (СУ) оружием. Примерами таких способов являются применение зенитных и авиационных систем огневого поражения (зенитные ракетные комплексы (ЗРК) и зенитные артиллерийские комплексы (ЗАК), пилотируемые

и беспилотные авиационные комплексы перехвата (АКП) [2, 3]). К этой группе способов следует отнести комплексы функционального поражения (мощные лазеры, взрывомагнитные генераторы [4]), а также средства дистанционного воздействия на взрыватель АСП путем формирования помеховых образований с повышенной отражательной способностью [5, 6].

Пассивные способы защиты способствуют повышению скрытности функционирования объектов, увеличению промаха атакующих АСП, а также сохранению функциональных возможностей в случае попадания боеприпаса в цель. Для пояснения данной группы способов могут быть приведены следующие примеры.

Повышение скрытности функционирования объектов технически и организационно реализуется в рамках противодействия разведке противника и достигается изменением формы и цвета, применением радиопоглощающих материалов и покрытий, снижением интенсивности и регламентацией времени излучения радиоэлектронных средств (РЭС), а также выбором и оборудованием позиций [7, 8].



Рис. 1. Классификация основных способов повышения степени защиты объектов противника и направления их совершенствования (вариант)

Величина промаха атакующих АСП существенно зависит от фоноцелевой обстановки, которая может быть преднамеренно осложнена комплексами групповой защиты объектов путем формирования различного рода помех, имитацией истинных целей ложными и воздей-

ствием на среду распространения электромагнитных волн (аэрозольные завесы различного наполнения) [9].

Сохранение функциональных возможностей (снижение физической уязвимости) объектов основано на бронировании наиболее важных элементов, оснащении их динамической защитой, установкой противоосколочных экранов, противодронных сеток и других средств.

Анализ представленных на рис. 1 способов повышения степени защиты объектов и предполагаемая возможность их частично совместной реализации позволяют исключить большинство применяемых боевыми вертолетами авиационных средств поражения из категории «высокоточного оружия», а сами вертолеты – из категории «носители высокоточного оружия».

В этих условиях перечень эффективных способов боевого применения УАГ АА существенно сужается, ограничиваясь лишь залповыми пусками неуправляемых авиационных ракет с кабрирования на малых и сверхмалых высотах. Такой способ стрельбы вносит дополнительные ошибки, суммарно определяющие величину конечного промаха каждой ракеты, что в итоге отражается на снижении эффективности авиационного удара в целом. Немаловажным фактором является повышенный расход боевого комплекта (БК) ракет, ввиду их недостаточной точности при стрельбе с кабрирования, что последовательно влечет за собой увеличение числа вертолето-вылетов, преждевременную выработку ресурса авиационной техники и повышенные риски безвозвратных потерь экипажей и вертолетов.

Целью настоящей публикации является детализация основных направлений совершенствования способов боевого применения ударных авиационных групп армейской авиации в условиях комплексного (огневого и радиоэлектронного) противодействия со стороны противника.

ПРИНЦИП ФОРМИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПОСОБОВ ПРИМЕНЕНИЯ УАГ АА

Опыт проведения Специальной военной операции выявил совокупность причин недостаточной эффективности боевого применения УАГ АА, к которым относятся следующие:

– недостаточная осведомленность экипажей и групп планирования о возможностях (наличие, количество, характеристики) сил и средств противника по ведению противовертолетной борьбы на маршруте и в районе объекта удара;

– снижение точности применения управляемых АСП в условиях радиоэлектронного противодействия со стороны противника;

– недостаточная эффективность защиты вертолетов группы при одновременной атаке несколькими средствами маловысотной ПВО с различных ракурсов.

Наиболее остро стоит вопрос качества (точность, оперативность и достоверность) информационного обеспечения ударных групп в целом (при наведении), а также в ситуациях активных действий экипажей по поражению и обеспечению собственной живучести вертолетов.

При этом разрешение проблемы недостаточной эффективности действий УАГ АА, из-за существенных массогабаритных и энергетических ограничений на наращивание номенклатуры вертолетных средств радиоэлектронного и огневого поражения, должно быть построено на разработке перспективных способов их боевого применения, с учетом комплексного подхода противника к обеспечению защиты своих объектов.

На рис. 2 структурно показан предлагаемый принцип формирования (разработки) перспективных способов применения УАГ АА как взаимосвязанной совокупности действий по повышению эффективности:

1) поражения вновь выявленных объектов (объектов-угроз) при обеспечении живучести носителей средств поражения (вертолетов УАГ АА);

2) поражения заранее заданных объектов (объектов-целей) противника при нанесении авиационного удара, включая обеспечение живучести средств поражения;

3) информационное обеспечение УАГ в целом, а также бортовых комплексов обороны и управления огнем вертолетов.

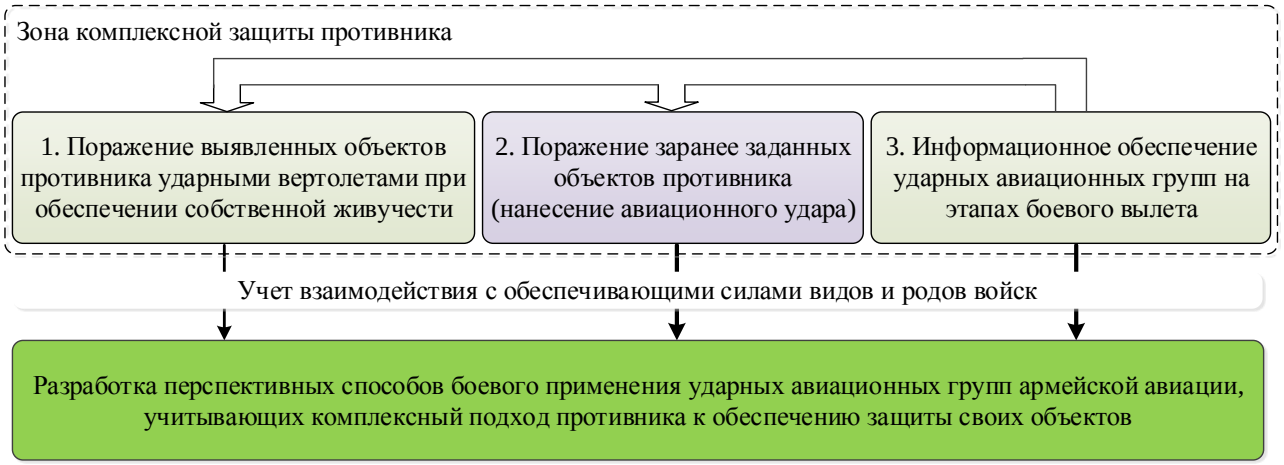


Рис. 2. Принцип формирования (разработки) рациональных способов применения УАГ АА

Детализация основных направлений совершенствования способов боевого применения УАГ АА.

Раскроем содержание каждого из трех направлений повышения эффективности применения УАГ АА в зонах комплексной защиты противника.

1. В рамках направления повышения эффективности поражения вновь выявленных объектов (объектов-угроз) ударными авиационными группами в зонах комплексной защиты противника следует выделить угрозы, возникающие в процессе выхода на заданную цель. В первую очередь речь идет об огневых средствах противовертолетной борьбы класса «земля-воздух» и «воздух-воздух». К первой группе относятся зенитные средства и стрелково-пушечное вооружение, ко второй – пилотируемые и беспилотные АКП противника.

Отдельного внимания заслуживают боевые беспилотные летательные аппараты (БЛА) как интенсивно развивающийся вид вооружения, военной и специальной техники. К настоящему времени они получили свою собственную классификацию по многочисленным признакам, включая назначение, звено управления, тип силовой установки и др. При этом наиболее дорогостоящие экземпляры оснащены средствами индивидуальной защиты, сочетая в себе не только угрозу вертолетам УАГ, но и трудно уязвимую высокоманевренную воздушную цель.

Для повышения эффективности поражения таких угроз и обеспечения собственной живучести вертолетов группы автором выделены следующие пути.

1.1. Увеличение дальности действия АСП, допускающее их эффективное применение, не входя в зону поражения наземных средств ПВО.

В настоящее время в этом направлении ведется ряд НИОКР, по некоторым получены опытные образцы, а часть из них проходит испытания, в том числе в боевых условиях. Основной трудностью разработки таких АСП является достижение заданной точности попадания боеприпаса в требуемую цель путем комплексирования методов его наведения и формирования целеуказания на конечном участке полета. Вместе с тем должны быть учтены ограничения на массогабаритные характеристики, а также требуемый показатель военно-экономической целесообразности.

1.2. Расширение возможностей бортовых комплексов обороны (БКО), способных обеспечить надежную защиту вертолетов как со стороны нижней, так и со стороны верхней полусферы. Перспективным представляется возможность организации многозональной (по даль-

ности) всеракурсной защиты вертолетов от атакующих ракет, представляющей собой совокупность последовательно реализуемых частных способов воздействия, основанных на различных физических принципах. Под способом защиты вертолета следует понимать рациональное сочетание применения БКО, исходя из сложившейся радиоэлектронной обстановки, боевого маневрирования применительно к выбранному способу помехового воздействия и выбора предпочтительного средства огневого поражения, исходя из тактической и фонопомеховой обстановок.

1.3. Управление характеристиками подрыва боевой части боеприпаса, позволяющее повысить вероятность поражения преимущественно воздушной цели, имеющей малые габариты и (или) применяющей средства индивидуальной защиты [10].

2. Направление повышения эффективности поражения заранее заданных объектов (объектов-целей) при нанесении авиационного удара в зонах комплексной защиты противника следует разделить на две составляющие: преодоление комплексов индивидуальной (КИЗ) и групповой (КГЗ) защиты объектов действий УАГ и обеспечение живучести применяемых АСП в рамках преодоления противоракетной обороны.

2.1. Пути преодоление КИЗ и КГЗ объектов действий УАГ, применение которых влечет за собой увеличение промаха атакующих авиационных боеприпасов:

– рациональный выбор (или комбинация) АСП, связанный с тем, что применяемые комплексы защиты ориентированы на управляемые боеприпасы с конкретными системами наведения (командное, спутниковое, самонаведение, комбинированное);

– повышение помехоустойчивости канала управления высокоточных АСП посредством применения специальных сигналов, дублирования каналов, адаптивной подстройки бортовых приемопередающих устройств и других способов и средств;

– обеспечение возможности наведения на маркированную (посредством внешнего заблаговременного или в режиме реального времени целеуказания) цель;

– обеспечение возможности оценки собственных координат атакующими АСП относительно наземных навигационных ориентиров и коррекции текущей траектории полета относительно заданной;

– обеспечение возможности залпового пуска управляемых (корректируемых) АСП по групповой распределенной наземной цели;

– обеспечение возможности предстартового программирования дистанционного срабатывания взрывателя боеприпаса, а также задержку срабатывания контактного взрывателя при поражении подповерхностных объектов, размещенных на известной глубине.

2.2. Необходимость обеспечения живучести применяемых АСП вызвана прежде всего тем, что современные комплексы ПВО малой дальности способны перехватывать реактивные боеприпасы систем залпового огня, а с учетом повышенного внимания к увеличению дальности действия применяемых ударными вертолетами ракет этим вопросом следует заняться уже сейчас. К этому направлению можно отнести:

– обеспечение возможности выполнения атакующими боеприпасами маневра по скорости и направлению;

– включение в состав боеприпаса двух и более суббоеприпасов, наводимых (каждого из них) на свою цель;

– обеспечение возможности формировать ложные цели (ЛЦ) в виде отработанных ступеней боеприпаса, характеристики которых некоторое время сохраняют идентичность с истинной целью, и др.

3. Первостепенным направлением повышения эффективности действия УАГ АА, несмотря на его третью позицию, является совершенствование информационного обеспечения (ИО) авиационного наведения ударных групп и их действий при поражении объектов-целей и объектов-угроз в зонах комплексной защиты противника. Данное направление также требует частичного разделения на ИО передового авиационного наведения УАГ, ИО бортовых СУО и ИО БКО ударных вертолетов.

3.1. ИО передового авиационного наведения УАГ ориентировано прежде всего на обеспечивающие действия вышестоящего командования, в рамках боевого управления авиацией, и включает в себя следующие перспективные (по мнению автора) пути совершенствования:

– разведку и прицельную координатометрию объектов и подразделений противника на основе комплексирования средств радио- и оптико-электронной разведки, размещенных на БЛА [11];

– разведку и прицельную координатометрию подповерхностного размещения объектов и подразделений противника на основе применения сейсмических средств обнаружения;

– разведку и прицельную координатометрию носителей источников радиоизлучения (ИРИ) на основе применения средств радиотехнической разведки и применения электронных карт местности на портативных ЭВМ;

– разведку и прицельную координатометрию носителей ИРИ на основе применения забрасываемой пространственно-распределенной системы пеленгования и др.

3.2. Качество ИО бортовых СУО ударных вертолетов может быть повышено за счет следующего:

– формирования целеуказания атакующим АСП посредством применения БЛА для маркирования цели лазерным лучом или сбросом специальных радиомаяков;

– формирования целеуказания атакующим АСП посредством забрасываемой пространственно-распределенной системы навигационных ориентиров [12, 13];

– обеспечения предстартового целераспределения БК АСП между элементами групповой цели, с учетом типа боевой части и расчетного значения полигонного наряда на заданный элемент цели;

– оценки оптимальной точки подрыва боевой части АСП с учетом ракурса атаки, а также задержки срабатывания контактного взрывателя и др.

3.3. ИО БКО ударных вертолетов будет определяться:

– внедрением новых бортовых средств заблаговременного всеракурсного предупреждения об атаке, способных достоверно и точно оценивать направление, удаление и тип приближающихся угроз для рационального выбора способа (последовательности способов) противодействия;

– наличием возможности бортового старта дозорного БЛА, управления им и получения целеуказаний до вхождения в зону поражения огневых средств противника.

Для достижения максимальной эффективности боевых вылетов УАГ АА и нанесения противнику требуемого ущерба, разрабатываемые способы применения вертолетных комплексов и систем могут быть объединены в метод поражения противника. В соответствии с военно-научной терминологией понятие «метод» подразумевает совокупность обоснованных способов (подходов) решения частных задач формы боевого применения воинского формирования, объединенных единым алгоритмом реализации в интересах достижения цели формы.

На основании введенного определения в рамках исследуемой проблемы будем оперировать следующим понятием метода поражения.

Метод поражения – совокупность обоснованных способов решения информационной, защитной и огневой задач при нанесении авиационного удара авиационной группой армейской авиации, объединенных единым алгоритмом реализации в интересах достижения цели удара.

Пример метода поражения противника.

С учетом содержания основных направлений совершенствования способов боевого применения УАГ АА в условиях комплексного противодействия со стороны противника, приведем пример предложенного автором ранее метода поражения противника – «метод нанесения авиационных ударов в зоне комплексной защиты противника на основе дистанционного формирования наземной автономной навигационной системы и применения перспективных ракет с навигационной подсистемой коррекции».

Вариант реализации указанного метода нанесения авиационных ударов при поражении одиночной наземной цели противника представлен на рис. 3. Его суть заключается в следующем.

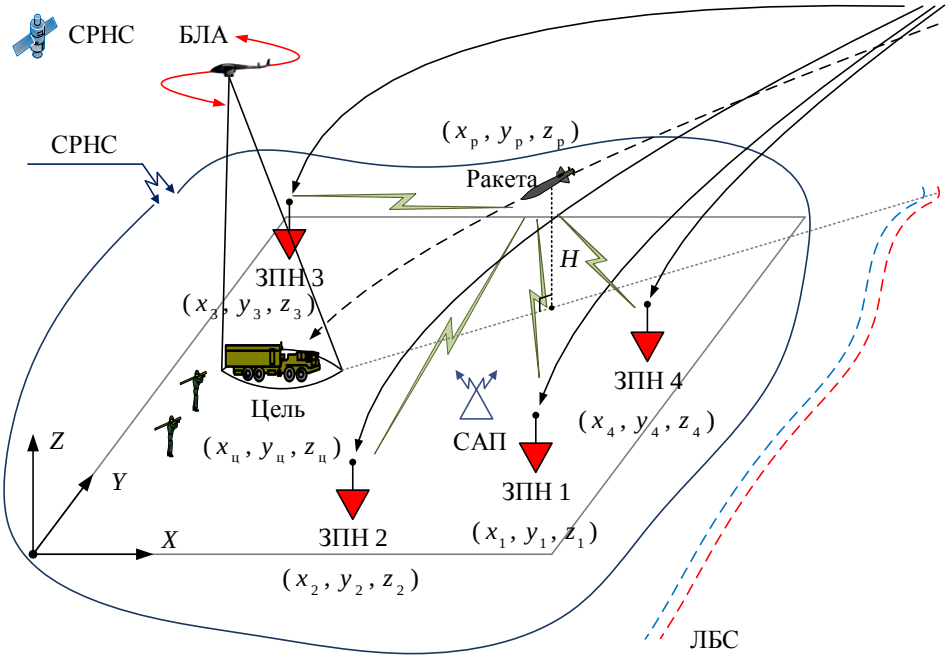


Рис. 3. Вариант нанесения авиационного удара на основе дистанционного формирования наземной локальной автономной навигационной системы наведения ракет в зоне комплексной защиты при поражении одиночной цели противника

В качестве исходных данных реализации метода выступает предварительная разведывательная информации о районе нахождения объекта, подлежащего поражению, и организации противником зоны комплексной защиты в виде средств маловысотной ПВО и средств подавления приемников спутниковой радионавигационной системы (СРНС).

Для поражения указанного объекта методом предусмотрено применение перспективных АСП повышенной дальности действия. Одним из способов повышения точности попадания таких АСП можно считать их высокоточное наведение по сигналам СРНС, а в условиях ограниченного доступа к глобальной навигационной сети данная задача решается путем формирования наземной локальной помехоустойчивой автономной навигационной системы (АНС) наведении (коррекции) атакующих АСП.

Для формирования АНС наведения АСП используют забрасываемые передатчики навигационного сигнала (ЗПН), представляющие собой автономный источник кодированного (шумоподобного) навигационного сигнала, в состав которого включены средства радионавигационного определения координат и приемопередачи радиосигналов для дистанционной подстройки излучаемого сигнала [14]. Доставка ЗПН осуществляется заблаговременно авиационным или иным способом, а сам процесс формирования информационно-устойчивой зоны применения ракет класса «воздух-поверхность» включает в себя: проверку функционирования по мощности и структуре сигналов; оценку состояния защищенности и самоликвидации ЗПН; оценку качества формирования навигационных сигналов; определение (оценку) собственных координат ЗПН; анализ взаимного расположения ЗПН; синхронизацию работы ЗПН по времени (для случая отсутствия системы единого времени).

Посредством бортовой аппаратуры разведки беспилотной авиации осуществляется привязка объекта поражения к созданной автономной системе координат с последующей передачей информации на борт носителя авиационных ракет. Данный этап подразумевает: вхож-

дение БЛА в наземную систему навигации; поиск и обнаружение объекта поражения; оценку координат цели в АНС и передачу координат на наземный либо воздушный пункт управления БЛА.

В соответствии с полученным целеуказанием осуществляются пуск авиационных ракет с навигационной подсистемой коррекции, вхождение в зону действия АНС, оценка собственных координат и координат цели относительно ЗПН, прием уточняющей информации о координатах цели и коррекция траектории полета [13].

Контроль эффективности поражения цели выполняется средствами разведки БЛА.

Частные задачи метода и способы их решения.

Процесс поиска и обнаружения объекта, подлежащего поражению, с большой долей вероятности будет происходить в условиях предпринятых противником мер маскировки и имитации ложных целей. При этом все современные образцы вооружения и военной техники, выступающие объектами авиационного удара, имеют в своем составе излучающие радиоэлектронные средства (РЭС), постоянное функционирование которых считается необходимым условием эффективного их применения.

Вскрытие объектов удара на дальностях в несколько десятков километров возможно только с использованием средств радио- и радиотехнической разведки, а повышенную точность определения текущего положения цели могут обеспечить средства оптико-электрон-ной разведки (ОЭР) видимого и инфракрасного диапазонов.

Для повышения эффективности и сокращения времени поиска этих объектов и выдачи целеуказаний носителям перспективных ракет необходимо комплексирование разнотипных средств разведки, а также других вспомогательных средств информационного обеспечения в составе единой системы передового авиационного наведения.

К реализации предлагается трехэтапная процедура разведки: обнаружение, распознавание и идентификация. Первый этап реализуется средствами РР БЛА, существенно сужая «поисковые усилия» [11], второй и третий – на средства ОЭР БЛА, осуществляющих допоиск и распознавание истинной цели на фоне возможных ложных целей (второй этап), а также идентификацию цели (третий этап) в интересах оценки ее уязвимости и обоснования выбора типа и полигонного наряда АБП. Такая процедура позволяет использовать сильные стороны применяемых средств разведки и нивелировать слабые. Применение разнотипных средств разведки, размещенных на одном или нескольких БЛА, приводит к повышению оперативности и точности выданных целеуказаний, а также повышает их достоверность в условиях принятия противником мер имитации и маскировки.

В достаточно распространенной ситуации, когда в зоне комплексного противодействия противника размещена групповая рассредоточенная неоднородная цель, перспективным представляется залповый пуск корректируемых авиационных ракет (КАР), тип и наряд которых определяются степенью защиты отдельных элементов групповой цели. Суть такого способа поражения заключается в выполнении определенной последовательности задач.

1. Выделение и оценка координат одиночных целей, определяющих состав (элементы) групповой цели.

2. Формирование в информационном поле СУО вертолета изображения местности, в пределах которого размещены элементы групповой цели, с расчетом рационального ракурса атаки.

3. Оценка степени индивидуальной защиты уязвимых элементов цели с определением полигонного наряда КАР на каждый элемент.

4. Ввод полученных координат в подсистему наведения (коррекции) в пусковом контейнере ракеты.

5. Залповый пуск КАР в несколько этапов с промежуточной оценкой эффективности.

6. Контроль эффективности поражения групповой цели.

Для пояснения способа огневого поражения групповой цели на рис. 4 и 5 представлен вариант его реализации для четырех уязвимых элементов (одиночных целей) по решаемым задачам.

Выполнение **задачи 1** реализуется с применением БЛА, управление которым может осуществляться как с борта вертолета УАГ, так и передовым наводчиком [16] в рамках обеспечивающих действий, спланированных вышестоящим штабом.

Формирование изображения местности расположения групповой цели, а также выделение и локализация уязвимых элементов с последующей их координатометрией (**задача 2**) осуществляются в информационном поле СУО вертолета. С учетом баллистики применения КАР и конфигурации размещения на местности одиночных целей (в составе групповой) рассчитывается рациональный ракурс атаки (рис. 4).

Определение полигонного наряда КАР (**задача 3**) производится, исходя из оценки степени защиты уязвимых элементов групповой цели, выполняемой оператором БЛА или автоматически (на основе применения искусственного интеллекта). В рамках приведенного выше варианта реализации предложенного способа огневого поражения цели использовалась трехстепенная градация степеней защиты, соответствующая, например, бронированной, легкобронированной и легкоуязвимой цели.

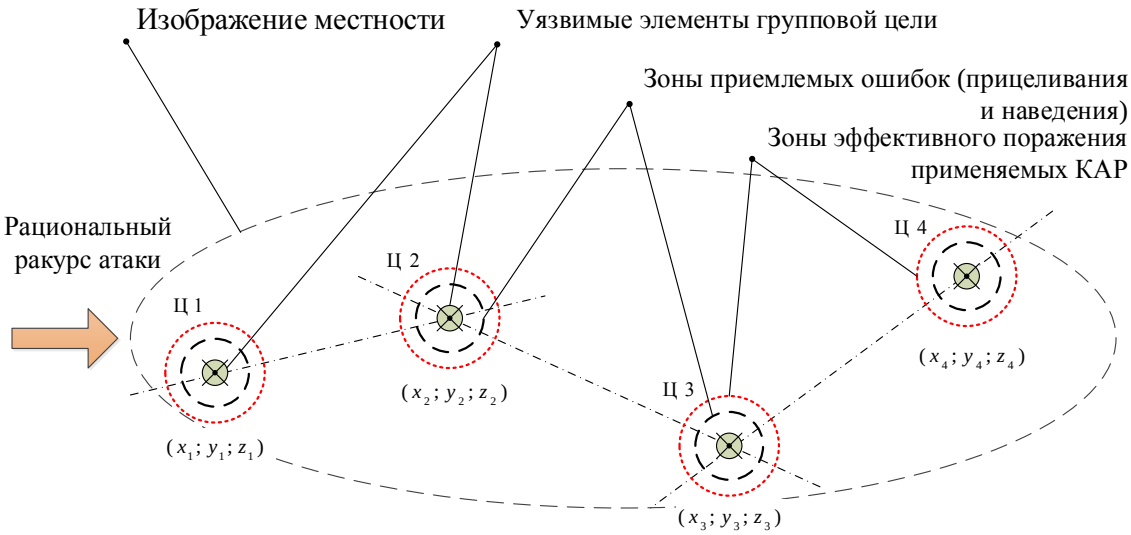


Рис. 4. Пояснение реализации способа огневого поражения неоднородной групповой цели, состоящей из четырех уязвимых элементов, залповым пуском КАР (задачи 1, 2)

Задача целераспределения БК КАР между уязвимыми элементами групповой цели (**задача 4**) осуществляется посредством введения полученных координат в подсистему наведения (коррекции) в пусковом контейнере ракеты с учетом полигонного наряда для одиночных целей заданной степени защиты.

По каждой группе целей с учетом характеристик их уязвимости целесообразно применять ракеты, обладающие соответствующим видом поражающего действия. Так, для упомянутых бронированных целей (степень защиты 1) назначаются ракеты с боевыми частями кумулятивного действия, легкобронированные цели (степень защиты 2) могут быть поражены ракетами с боевыми частями кумулятивного и кумулятивно-осколочного действия, а легкоуязвимые цели (степень защиты 3) – осколочного, осколочно-фугасного и зажигательного действия.

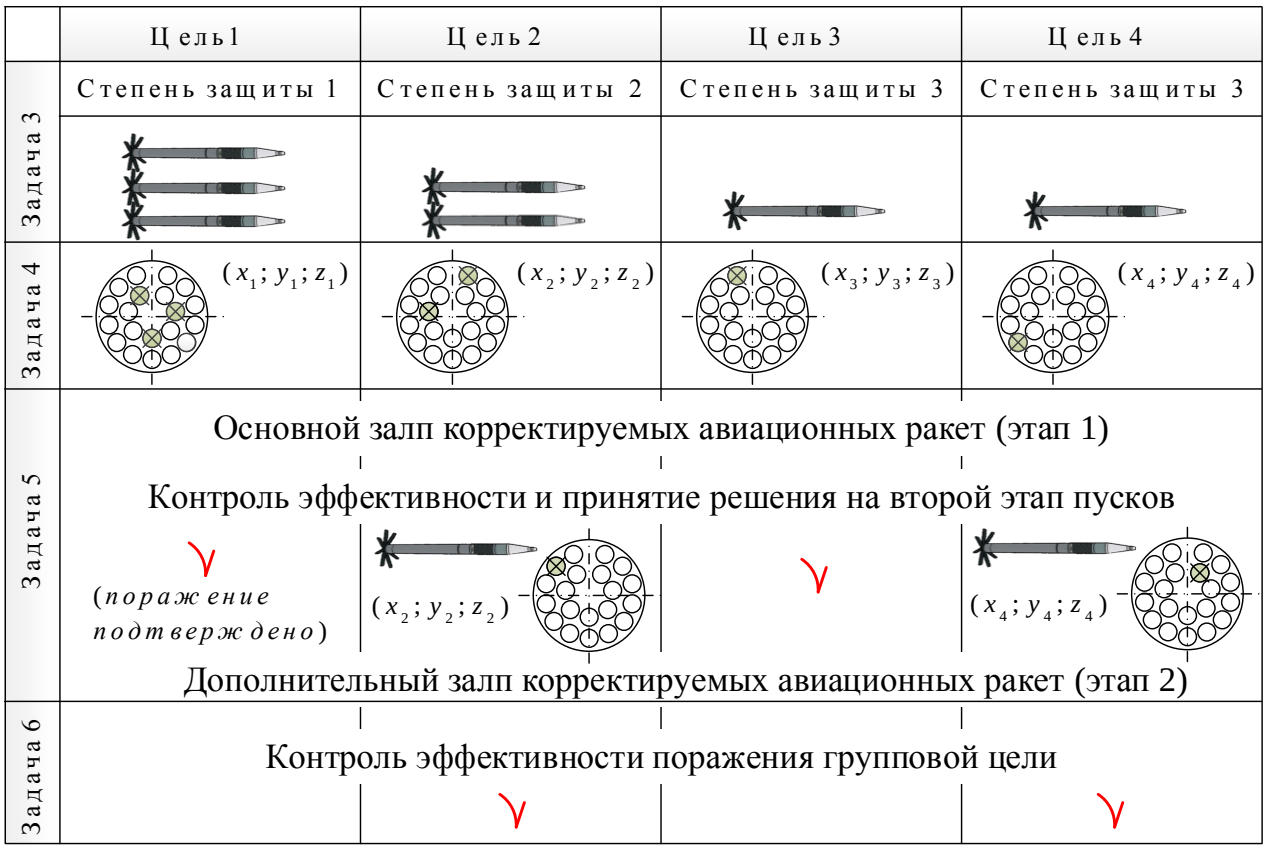


Рис. 5. Пояснение реализации способа огневого поражения неоднородной групповой цели, состоящей из четырех уязвимых элементов, залповым пуском КАР в два этапа (задачи 3–6)

Применение АСП, доработанных в интересах обеспечения возможности самонаведения в расчетную точку на основе определения собственных координат с использованием бортовых радионавигационных приемников и введенных координат цели на этапе целераспределения (**задача 5**), осуществляется залпом, ввиду ограниченного времени нахождения вертолета в верхней точке кабрирования. Решение задачи 5 завершается контролем эффективности первого (основного) залпового пуска КАР, который также может быть возложен на оператора БЛА или искусственный интеллект на основе анализа изображения, получаемых от средств ОЭР БЛА.

В случае принятия решения на повторный залп, что может явиться следствием ошибок целеуказания или оценки степени защиты, бортовой СУО вертолетов назначается новый наряд КАР (второй этап) с учетом введенных поправок или приобретенной (в результате основного залпового пуска КАР) потери степени защиты цели. При невозможности реализации нескольких этапов залпового пуска КАР бортовым вооружением одного вертолета, они могут быть выполнены двумя (тремя) вертолетами, при условии их совместного действия в едином информационном поле.

Задача контроля эффективности поражения групповой цели **(задача 6)**, как и на промежуточных этапах, возложена оператора разведывательного БЛА.

Таким образом, предложенный способ огневого поражения является завершающим этапом реализации метода нанесения авиационных ударов, который на основании описанный выше предложений по его наполнению, может быть представлен структурной, показанной на рис. 6.

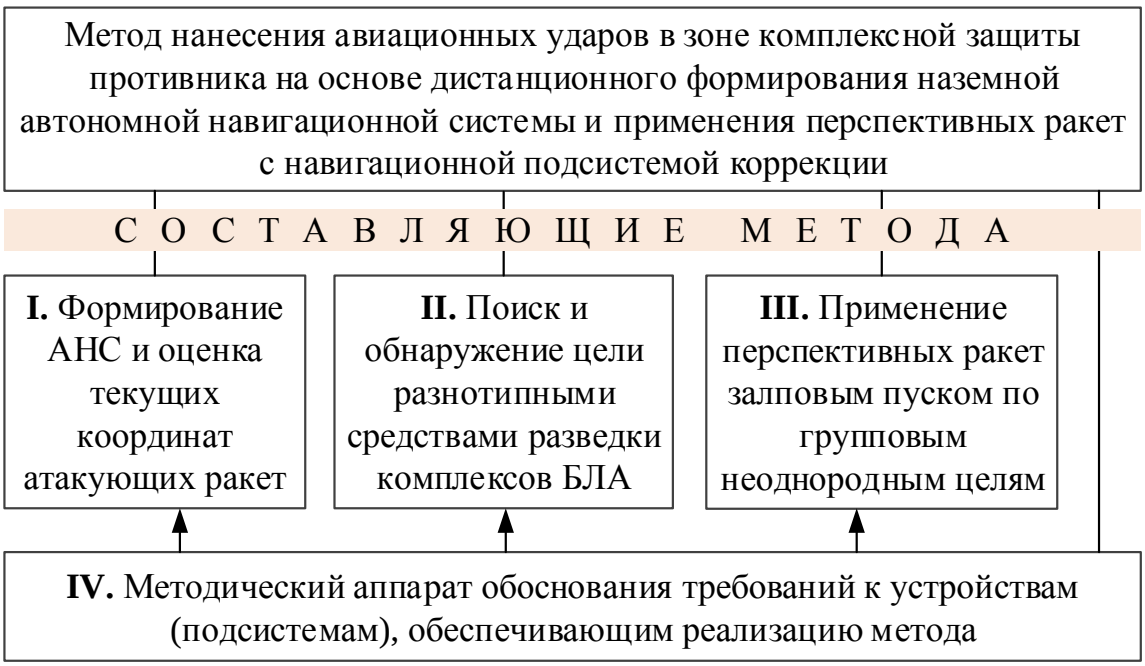


Рис. 6. Составляющие метода нанесения авиационных ударов в зоне комплексной защиты противника

Четвертый компонент представленной на рис. 6 структуры (IV), состоящий в разработке методического аппарата обоснования требований к устройствам (подсистемам), обеспечивающим реализацию метода, достаточно хорошо представлен автором в работах [12, 13, 16].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в настоящей статье приведена детализация основных направлений совершенствования способов боевого применения ударных авиационных групп армейской авиации в условиях комплексного противодействия со стороны противника. В качестве основных направлений рассмотрены способы поражения объектов-угроз ударными авиационными группами в зонах комплексной защиты, поражения объектов-целей противника при нанесении авиационного удара в зонах комплексной защиты, а также способы информационного обеспечения авиационного наведения УАГ и их действий при поражении объектов-целей и объектов-угроз в зонах комплексной защиты противника.

Для достижения максимальной эффективности боевых вылетов УАГ АА и нанесения противнику требуемого ущерба, разрабатываемые способы применения вертолетных комплексов и систем предложено объединять в методы поражения противника.

С учетом детализации основных направлений совершенствования способов боевого применения УАГ АА в условиях комплексного противодействия со стороны противника рассмотрен пример и вариант реализации предложенного и обоснованного ранее метода поражения противника.

Список использованных источников

1. *Козирацкий Ю. Л., Бутузов В. В., Хильченко Р. Г.* Живучесть вертолетов армейской авиации как один из основных факторов повышения боевых возможностей ударных вертолетных групп // Военная мысль. – 2017. – № 4. – С. 19–25.

2. Военно-системный анализ возможностей защиты подразделений армейской авиации от системы воздушного перехвата противника / Ю. Л. Козирацкий [и др.] // Современная радиоэлектронная борьба: этапы, методология, направления развития : материалы Всероссийской научно-практ. конф. Воронеж, 22-23 декабря 2015 года. – Воронеж : ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. – С. 231–237.

3. *Козирацкий Ю. Л., Хильченко Р. Г., Сирота А. А*. Исследование влияния информационного обеспечения средств вооружения на исход дуэли «самолет-перехватчик – вертолет» // Информатика: проблемы, методология, технологии : материалы XV Международ. научно-метод. конф. Воронеж, 12-13 февраля 2015 года. – Воронеж : ВГУ, 2015. – С. 284–289.

4. Зарубежные радиоэлектронные средства : в 4 кн. / под ред. Ю. М. Перунова. – М. : Радиотехника, 2010. – Кн. 2 : Системы радиоэлектронной борьбы. – 358 с.

5. *Козирацкий Ю. Л., Хильченко Р. Г., Шутько Е. М*. Вероятностная модель защиты летательного аппарата от управляемых ракет на основе пространственных образований из микростеклосфер // Информатика: проблемы, методология, технологии : материалы XIX Международ. научно-метод. конф. Воронеж, 14-15 февраля 2019 года. – Воронеж : ВГУ, 2019. – С. 379–385.

6. *Козирацкий Ю. Л., Хильченко Р. Г., Шутько Е. М*. Модель процесса обратного рассеяния зондирующего лазерного излучения от облака микростеклосфер // Системы управления, связи и безопасности. – 2019. – № 2. – С. 100–109.

7. *Козирацкий Ю. Л., Иванцов А. В., Антонович П. И*. Аспекты развития понятийного аппарата в области маскировки и противодействия техническим средствам разведки // Военная мысль. – 2015. – № 2. – С. 60–71.

8. *Козирацкий Ю. Л., Иванцов В. В*. Сущность и составные части оперативной маскировки и противодействия техническим разведкам // Современные проблемы и перспективные направления развития авиационных комплексов и систем военного назначения, форм и способов их боевого применения : материалы Всерос. научно-практ. конф. Воронеж, 22-23 ноября 2011 года. – Воронеж : ВАИУ, 2011. – С. 124–132.

9. Заявка на пат. RU 2594306 C1. Способ защиты объектов от поражения огневыми комплексами / Козирацкий Ю. Л., Нагалин А. В., Кулешов П. Е., Кущев С. С., Кучерявый Р. П., Ганин А. В., Анохин Ю. В. – № 2015107474/11; заявл. 03.03.2015; опубл. 10.08.2016.

10. Оценка эффективности лазерной системы управления направлением разлета поражающих элементов снаряда при поражении воздушных целей / В. В. Бутузов [и др.] // Журнал Сибирского федерального университета. Техника и технологии. – 2019. – Т. 12, № 3. – С. 266–274.

11. Методика определения размеров зоны поиска оптико-электронными средствами разведки беспилотных летательных аппаратов по результатам координатометрии источников радиоизлучения / А. А. Донцов [и др.] // Воздушно-космические силы. Теория и практика. – 2020. – № 13. – С. 252–258.

12. *Козирацкий Ю. Л., Хильченко Р. Г*. Методика оценки суммарной ошибки определения точки приземления планирующего воздушного объекта на размерную площадку при использовании локальной автономной навигационной системы // Информатика: проблемы, методы, технологии : материалы XXIV Международ. научно-практ. конф. им. Э. К. Алгазинова. Воронеж, 14-15 февраля 2024 года. – Воронеж : ВГУ, 2024. – С. 336–345.

13. *Хильченко Р. Г*. Способ координатометрии планирующего воздушного объекта в рамках автономной навигационной системы и основные пути его реализации // Информатика: проблемы, методы, технологии : материалы XXIV Международ. научно-практ. конф. им. Э. К. Алгазинова. Воронеж, 14-15 февраля 2024 года. – Воронеж : ВГУ, 2024. – С. 553-565.

14. Заявка на пат. RU 2755567 C1. Способ радиопротиводействия зенитно-ракетным комплексам / Козирацкий Ю. Л., Кулешов П. Е., Бутузов В. В., Хильченко Р. Г. – № 2020143020; заявл. 24.12.2020; опубл. 17.09.2021.

15. Основные направления совершенствования систем вооружения передовых авиационных комплексов наведения ударных авиационных групп / Ю. Л. Козирацкий [и др.] // Радиоэлектронная борьба в современном мире : сб. тез. докладов II Всерос. научно-практ. конференции. Воронеж, 9-10 ноября 2021 года. – Воронеж : ВУНЦ ВВС «ВВА», 2021. – С. 58–59.

16. *Козирацкий Ю. Л., Хильченко Р. Г., Шутько Е. М.* Оценка влияния ошибок позиционирования элементов автономной навигационной системы на точность координатометрии управляемых воздушных объектов // Радиолокация, навигация, связь : материалы XXX Международной научно-техн. конф. Воронеж, 16–18 апреля 2024 года. – Воронеж : ВГУ, 2024. – Т. 3. – С. 213–222.

В. П. Огородников,
доктор философских наук, профессор

ФИЛОСОФСКАЯ ТРАКТОВКА ПРОСТРАНСТВА И ВРЕМЕНИ И ПРОБЛЕМЫ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ПАРАДОКСОВ КВАНТОВОЙ МЕХАНИКИ

В статье раскрывается связь метафизической (антидиалектической) и идеалистической трактовки пространства и времени и парадоксов квантовой механики. Показано, что эти парадоксы базируются на неразличении перцептуального, концептуального и объективно-реального, а также развернутого на этом основании гипостазирования, на провозглашении логичности критерием истинности суждений и теорий, концептуальном редуцировании мегауровня и макроуровня к микроуровню.

Ключевые слова: пространство, время, парадоксы квантовой механики, перцептуальное, концептуальное, гипостазирование, истина, квантовая теория, теория всего.

ВВЕДЕНИЕ

Стержневой проблемой всего естествознания, в особенности физики, на протяжении уже двух тысячелетий являются вопросы о сущности пространства и времени, их связи друг с другом и с материей. Обладая высшей степенью значимости, эта проблема всегда была и остается прерогативой философии.

Та или иная трактовка понятий пространства и времени не только формировала философские и научные концепции в древности, но и продолжает оказывать влияние на современное мышление.

Наиболее зрелая и теоретически оформленная трактовка пространства была выдвинута античным мыслителем Демокритом (V–IV века до н. э.). В соответствии с развернутой им атомистической концепцией, Демокрит понимает пространство как абсолютное пустое вместилище, в котором столь же абсолютные и неизменные по формам и величине атомы группируются и объединяются по взаиморасположению. Конкретные свойства тел определяются формой и пространственной структурой атомов, из которых они составлены. По Демокриту нет ни холодного, ни теплого, ни сладкого, ни соленого, а есть только атомы и пустота. Это учение оказалось столь эвристически ценным, что не только вошло в качестве одного из наиболее важных постулатов в главной книге И. Ньютона «Математические начала натуральной философии» (1687), но и продолжает использоваться даже в современной постнеклассической науке как субстанциальная концепция пространства.

Справедливости ради отметим, что один из самых универсальных мыслителей античности Аристотель (384–322 до н. э.) подверг сомнению такой метафизический разрыв материи и ее атрибута. Он заявил, что ничем не отличается тело и его место, перемещая тело мы с ним перемещаем и его место. Отдельной от вещей пустоты не существует [1, с.142].

Однако такая диалектическая идея не соответствовала ни «здравому смыслу», ни опытной науке вплоть до конца XIX века и потому не закрепилась в научном мировоззрении и методологии.

Абсолютизация пространства в античной философии была подкреплена в философии Платона (428–347 до н. э.) такой же субстанциальной трактовкой времени. Время у него подобно реке Стикс, протекающей в подземном царстве Аида, некое движущееся подобие вечности. Время не зависит ни от каких событий в объективном мире, скорее, эти события определяются временем. И, несмотря на выступления его ученика Аристотеля против субстанциальной концепции времени [1, с. 197–199], концепция Платона прочно утвердилась в европейской философии и науке с XVII века и до наших дней.

Важно подчеркнуть, что субстанциальная трактовка пространства и времени с античности и до сих пор является весьма распространенной формой гипостазирования – придания статуса объективно-реального существования абстрактным понятиям, математическим конструктам, концептуальным схемам и терминам. В европейском средневековье гипостазирование было основанием «реализма», в котором утверждалось, что абстрактно-общее существует не только независимо от конкретно-единичного, но и творит последнее. По существу, это было неоплатонизмом, возобновлением учения Платона о мире идей, который творит мир вещей.

Вместе с тем гипостазирование в виде субстанциальной трактовки пространства и времени стало фундаментальным положением всей классической науки. И. Ньютон специально указывал, что представление об абсолютных и «истинных» пространстве, времени и движении – фундамент его физики [2, с. 30].

Но уже в XIX веке Н. И. Лобачевский (1792–1856) и Б. Риман (1826–1866), рассматривая не идеальные плоскости, а поверхности с отрицательной и положительной кривизной, разрабатывают неэвклидову геометрию, показавшую неправомерность использования в науке субстанциальной концепции пространства.

Теоретически строго и доказательно относительность пространства-времени была продемонстрирована в специальной теории относительности (СТО) А. Эйнштейна (1879–1955), сформулированной в его работе «К электродинамике движущихся тел» (1905). Главные выводы А. Эйнштейна по поводу произведенного в этой работе исследования носят фундаментально философский характер. Ученый утверждает, что указание на время и пространство имеет смысл лишь тогда, когда определено конкретное тело отсчета и его система координат. Пространство и время не могут существовать самостоятельно, ибо характеристики не существуют помимо того, что они характеризуют [3, с. 6–14].

Через 10 лет, в 1915 году появляются работы А. Эйнштейна по общей теории относительности (ОТО), претендующей на статус общей теории гравитации, в которой последняя объясняется как деформация пространства-времени [4]. В ОТО пространство и время не только объединяются в пространство-временное единство, но в противоречии с СТО это единство обретает статус самостоятельной сущности, имеющей собственные физические свойства. ОТО исподволь возвращается к субстанциальной концепции пространства-времени.

Такая трактовка пространства-времени привела к образованию парадоксов еще более глубоких, чем известные парадоксы СТО и менее объяснимых. В пользу истинности основных выводов ОТО обычно приводят факты отклонения светового луча в гравитационном поле Солнца и гравитационное красное смещение (как замедление времени в гравитационном поле). Однако одни и те же факты можно объяснить диаметрально противоположными теоретическими построениями. Если речь идет об отклонениях в гравитационном поле, а не в искривленном пространстве, то при чем тут искривление пространства как такового? Последователь А. Эйнштейна, американский физик-теоретик Джон Уиллер (1911–2008) создал геометродинамику – концепцию, полностью вписывающуюся в общую теорию относительности. В этой концепции все взаимодействия материальных систем детерминируются искривлением общего для них пространства. Развивая эту концепцию, Уиллер предложил идею «кротовой норы», в соответствии с которой в каждый момент времени может возникать некий «тоннель» в пространстве. В дальнейшем Уиллер идею «кротовой норы» преобразует в представление о «черной дыре». Последняя идея нашла свое теоретическое развитие и даже практическое подтверждение в астрофизике и космологии. За счет коллапса вещества массивной угасшей звезды возникает столь мощное локальное гравитационное притяжение, что ему не могут противодействовать даже кванты света. Из-за этого возникает «черная дыра», которая только поглощает вещество, массу, энергию, электромагнитное поле … но ничего не выделяет вовне, почему и становится невидимой, черной.

Ирландский физик Джон Лайтон Синг (1897–1995) предложил противоположную геометродинамике интерпретацию некоторых положений ОТО. В его «хронометрии» время яв-

ляется абсолютным субстратом и детерминантом всех изменений материальных систем, которые сами являются «искривленным временем» [5, с. 99–105].

Нам представляется, что подобные интерпретации связаны с отождествлением концептуальной математической схемы-модели с объективной реальностью. Такое отождествление встречается в работах А. Эйнштейна по ОТО, где он утверждает следующее: «Весь предшествующий опыт убеждает нас в том, что природа представляет собой реализацию простейших математически мыслимых элементов» [6, с. 184.]. Подобным (явно субъективно-идеалистическим) суждениям противостоит совершенно материалистическое заявление того же Эйнштейна: «Вера в существование внешнего мира, независимого от воспринимающего субъекта, лежит в основе всего естествознания» [7, с. 136].

Отмеченное противоречие свидетельствует о философских метаниях и сомнениях великого физика, что провоцировало на такие же метания его последователей, включая и специалистов в области квантовой механики, широко использующих понимание гравитации как искривленного пространства и идею обращения времени «самого по себе».

Именно с этими двумя постулатами связаны все пространственно-временные парадоксы квантовой механики.

ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫЕ ПАРАДОКСЫ КВАНТОВОЙ МЕХАНИКИ

Для общей теории относительности важнейшим постулатом является положение о том, что гравитация – не что иное, как искривление абсолютного пространства-времени. В соответствии с этим утверждением строятся все остальные гипотетические концепции – от расширяющейся Вселенной до теории «черных дыр», «черной материи», «черной энергии», «струн» и т. п. В этих построениях логическая стройность и непротиворечивость выдаются за критерий объективной истины. Если же удается при помощи этих концептуальных схем объяснить некоторые до сих пор необъяснимые факты (например, «смещение» орбиты Меркурия), то гипотезу спешат объявить теорией, оправданной практикой.

Такого рода доказательства часто использовались и используются естественной и общественной науками. Наиболее ярким примером выступают построения Клавдия Птолемея (около 100 – около 170) , который примирил свою геоцентрическую концепцию с фактами странного движения видимых светил «вокруг» Земли тем, что ввел представление об «эпициклах» и «деферентах». Согласно этому представлению, любое светило движется по некоторому малому кругу – эпициклу, а центр этого круга, в свою очередь, движется по большому кругу – деференту уже вокруг Земли. Очень сложные движения планет объяснялись двойными и даже тройными эпициклами. Тройной эпицикл предполагал, что планета движется по одному малому кругу, центр которого движется по второму малому кругу, центр которого движется по третьему малому кругу и только центр последнего обращается вокруг Земли по деференту. Подбор радиусов и скорости обращения позволял объяснить самые замысловатые и «попятные» движения светил по небосклону. Нам представляется, что такое согласование гипотезы с данными практических наблюдений не может быть признано практическим доказательством истинности гипотезы. К сожалению, подобную ошибку совершают многие современные исследователи.

В дальнейшем из «доказанной» таким способом теории ее сторонники начинают выводить самые фантастические следствия, типа возможности путешествия во времени, проникновения в другие миры через «горловину» черной дыры и тому подобные, приводящие к парадоксам как в квантовой механике, так и в космологии и космогонии. При этом пространство и время (или пространство-время) вместо атрибутов изменения материального мира становятся абсолютами, порождающими и объективный мир, и все его эволюционные процессы.

Любопытно, что в начале XX века специалисты в квантовой механике, углубившись в конкретно-единичное микромира, абсолютизировали роль чувственного познания и на этой основе пришли к корпускулярно-волновому парадоксу. Но уже к середине XX века физики, на основе становления постулатов общей теории относительности, абсолютизировали уже абстрактно-общее в виде пространства-времени, интерпретированного как основной детерминант всех космологических процессов. Возникли новые концептуальные парадоксы, связанные с представлениями о возможности перемещения «в пространстве-времени» – в прошлые и будущие состояния Метагалактики и конкретных объектов.

К концу XX века произведено множество попыток разрешить эти и другие парадоксы на основе новых достижений квантовой механики.

Проблему частичного возвращения ОТО к субстанциальной концепции пространства подняла видный американский ученый профессор физики Гарвардского университета Лиза Рэндалл (г. р. 1962). В книге «Достучаться до небес. Научный взгляд на устройство Вселенной» [8] она заявляет, что рассмотрение пространственно-временных характеристик должно производиться в контексте того масштаба взаимодействий, к которым эти характеристики относятся.

Л. Рэндалл совершенно справедливо говорит о недопустимости экстраполяции некоторых положений, относящихся к микроуровню на макроуровень и наоборот. Такая экстраполяция неправомерна и в переносе микро- или макроуровня на мегауровень [8, с. 36–37]. И дело вовсе не в том, что каждый уровень детерминируется «особым» пространство-временем. Всё как раз наоборот – разные уровни взаимодействия материальных объектов детерминируют разные пространственно-временные характеристики.

Поэтому классические физические законы позволяют весьма точно рассчитать падение тела, полет ракеты, не достигающей субсветовых скоростей. Классическая биология вкупе с медициной позволяют нам определить как состояние живого тела, так и в целом тенденции эволюции популяций животных и растений. Законы генетики не нуждаются в дополнении квантово-механическими законами для расчета характера передачи и наследования генетической информации.

Для расчета взаимодействий на макроуровне можно пренебречь не только взаимодействиями микроуровня, но и взаимодействиями на мегауровне. В связи с этим Л. Рэндалл приводит пример термодинамики, которая является практически эффективной теорией, несмотря на то, что использует только макросвойства – температуру, давление и объем, абстрагируясь от атомного и субатомного уровней этих показателей [8, с. 55–56]. Но, с другой стороны, связь микромира и макромира проявляется в случаях, когда из одних и тех же атомов, в зависимости от их организации в структуре, получаются макрообразования с противоположными свойствами – уголь и алмаз и тому подобные варианты. Эти примеры свидетельствуют о том, что в научных исследованиях надо руководствоваться диалектическим методом. В данном случае требуется, с одной стороны, не абсолютизировать ни микро-, ни макроуровни объективной реальности как изолированные и независимые друг от друга, а с другой – не пытаться редуцировать их друг к другу.

С примерами такой редукции мы встречаемся в небольшой, но фундаментальной работе всемирно известного английского физика-теоретика, космолога и астрофизика Стивена Хокинга (1942–2018) «Теория всего. От сингулярности до бесконечности. Происхождение и судьба Вселенной. История Вселенной от Большого взрыва до образования черных дыр» [9]. В этом труде автор попытался объединить современные космологические и космогонические концепции с последними достижениями квантово-механической теории.

Основанием для такого объединения выступает, по мнению С. Хокинга, термодинамика. Ученый применил принципы термодинамики для описания «чёрных дыр», исследованию которых он посвятил большинство своих трудов. С. Хокинг буквально «топит» объективную реальность в море теоретических построений и концептуальных схем.

Рассуждая о проблеме однонаправленности времени из прошлого в будущее – «стреле времени» – ученый объясняет этот эффект действием второго начала термодинамики – возрастаем энтропии в замкнутой системе. Приводя простой пример – разбиение упавший со стола чашки, С. Хокинг говорит, что противоположный процесс – восстановление чашки и ее «запрыгивание» обратно на стол запрещается именно вторым законом термодинамики, который гласит, что молекулярная неупорядоченность, или энтропия замкнутой системы, возрастает с течением времени.

Ученый утверждает, что существуют три различные «стрелы времени»:

1) термодинамическая – возрастание энтропии;

2) психологическая – направление времени, в котором мы помним прошлое, но не помним будущее;

3) космологическая – Вселенная расширяется, а не сжимается.

Хокинг приходит к выводу, что психологическая «стрела времени» определяется термодинамической и что обе эти стрелы всегда указывают одно направление. Мало того, термодинамическая и психологическая стрелы связаны с космологической вторым законом термодинамики, и эта связь определяет, по мнению ученого, появление разумных существ [9, с. 72–73].

Возражая С. Хокингу, заметим, что возрастание энтропии вовсе не детерминируется течением времени «самого по себе», то есть «полетом» одной и той же «стрелы времени». В разных закрытых и не связанных друг с другом системах возрастание энтропии происходит с разной скоростью, характеризуется разными временными показателями, разными «стрелами времени». С другой стороны, во многих открытых системах и, прежде всего, в живых организмах постоянно происходят негэнтропийные процессы – развитие, регенерация раненых тканей и целых органов. Нет никаких научных и философских оснований интерпретировать эти процессы как «обращение времени» или как «поворот стрелы времени». Тем более что с позиций СТО таких «стрел времени» во Вселенной столько же, сколько материальных систем.

Порождающее множество парадоксов предположение о возможности путешествия во времени не учитывает того обстоятельства, что прошлых состояний Вселенной или отдельного объекта УЖЕ нет, а будущих их состояний ЕЩЕ нет. Поэтому путешествие во времени молчаливо полагает, что все прошлые состояния и все будущие состояния Вселенной и отдельных объектов сосуществуют со всеми «нынешними» их состояниями. Возникает вопрос: где они существуют? Таким образом, диалектическая логика подводит нас к выводу о неразрывном единстве временных и пространственных характеристик и их относительности к состоянию конкретных материальных систем, атрибутами которых они являются и которые они характеризуют.

Метафизический разрыв пространства, времени и материи не учитывает еще и единство количественных и качественных характеристик. «Чистые» пространство и время являются абстракциями чистого количества без качества, то есть без указания на то, к каким конкретным материальным объектам в их конкретных состояниях они относятся. В контексте сказанного рассуждение об «искривленном» пространстве-времени и его воздействии на состояние материальных систем и всей Вселенной можно характеризовать как рассуждение о том, как абстрактное количество детерминирует конкретное качество. При этом измерение представляется генетически первичным по отношению к тому, ЧТО измеряется. Иначе говоря, утверждается, что характеристика существует до того, что она характеризует.

В конце своей книги «Теория всего» С. Хокинг отмечает, что эта теория всего еще не создана. «Однако если мы действительно построим полную теорию, со временем ее общие принципы станут понятны всем, а не только нескольким ученым. Тогда все мы сможем принять участие в обсуждении вопроса о том, почему существует Вселенная. Если мы найдем ответ, это будет величайшей победой человеческого разума, поскольку тогда мы, возможно, постигнем замысел Бога» [9, с. 287]. В общем, без гипотезы о Боге никак не обойтись…

Указание же на то, что связь «стрел времени» определяет появление во Вселенной разумных существ, очень напоминает антропный принцип, являющийся смесью телеологии и антропоцентризма. Критика антропного принципа осуществляется автором этой статьи в работе “On the Perceptual, the Conceptual, the Objectively Real and the Problem of Truth in Cosmogony and Cosmology» [10, с. 56–68].

Повторим, что все эти интерпретации имеют одно философское основание – рассмотрение пространства-времени как самостоятельной субстанции. Отсюда и симпатия С. Хокинга к «теории струн», в которой история каждой элементарной частицы может быть представлена в виде линии в пространстве-времени, которую называют «мировой линией» [9, с. 81]. Тут возникает еще один концептуальный парадокс – если каждая элементарная частица представляет собой своеобразную пространственно-временную линию, то как это совместить с убеждением С. Хокинга и других ученых в том, что существует единая «стрела времени»?

В том, что субстанциональная концепция пространства-времени не только распространена в современных работах по квантовой механике, но и доминирует над релятивистскими, убеждает прочтение книги профессора Колумбийского университета Брайана Грина (г. р.1963) – «Ткань космоса: Пространство, время и текстура реальности» [11].

Апеллируя к ОТО, Б. Грин утверждает, что с помощью принципа эквивалентности, А. Эйнштейн дал более общий взгляд на вещи, включающий воздействие гравитации. При этом такой «общий взгляд» Грин трактует как первичность перцептуального по отношению к объективно-реальному: «Поскольку гравитация и ускорение эквивалентны, то, если вы чувствуете воздействие гравитации, значит, вы ускоряетесь» [11, с. 50]. Согласно Б. Грину, если мы падаем с большой высоты на Землю, но не чувствуем ускорение, то мы объективно не ускоряемся. Но против таких заявлений выступает повседневная практика. Сила удара о Землю падающего человека или любого предмета зависит от высоты, с которой он падает, и от массы его тела. Ускорение же свободного падения есть, как известно, величина постоянная – 9,81. Напротив, если я стою на Земле и чувствую силу гравитации (собственный вес), то куда и как я ускоряюсь?

Ссылаясь на ОТО, Б. Грин пишет, что гравитация деформирует время, – так что часы тикают с темпом, зависящим от гравитационного поля, воздействие которого они испытывают [11, с. 71]. На основании этого Грин утверждает, что «стрела времени» определяет повседневную жизнь каждого человека и историю человечества в целом. Такие представления характеризуют взгляды Б. Грина как лапласовский детерминизм, в котором изначальное состояние Вселенной с абсолютной необходимостью определяет все последующие процессы, включая и появление человечества, и судьбу каждого отдельного человека.

С другой стороны, рассматривая теоретическую возможность путешествий «во времени», Б. Грин указывает на возникающий при этом парадокс – попадая в прошлое, вы можете повлиять на будущее, в частности на само появление вас на свет в этом будущем. При этом молчаливо предполагается, что каждое событие и каждое мгновение прошлого все еще существуют (иначе как можно в них попасть). Точно также предположение о возможности путешествия в будущее предполагает, что все события будущего уже существуют. Из этого вытекает заключение, что ни изменений, ни времени, их характеризующих, ни «стрелы времени» не существует. Так образуется еще один концептуальный парадокс.

Одна метафизическая концепция подкрепляет здесь другую. Но метафизика – дорога к идеализму. В этом лишний раз убеждаемся, читая уверения Б. Грина в том, что «глубина нашего понимания» пространства и времени в будущем позволит нам путешествовать по пространству-времени и «освободиться от пространственно-временных цепей, которыми мы были скованны в течение тысячелетий» [11, с. 17]. Таким образом, мы были рабами «стрелы времени» только потому, что не достигли нужной глубины понимания этой «стрелы». Следовательно, «стрела времени» существует лишь субъективно, в нашем сознании, на стадии его недостаточно глубокого познания. Б. Грин не замечает, что такая трактовка уничтожает и

все предшествующие его рассуждения о направленности времени, и всякую возможность путешествовать «по пространству-времени».

Затрагивает Б. Грин и смежную с обозначенной проблему «запутанности» квантовых объектов, благодаря которой они могут практически мгновенно взаимодействовать на почти бесконечных расстояниях. Концепция «запутанности» (лучше, наверное, перевести этот термин как «связанность») квантовых объектов является сегодня наиболее популярной и востребованной в квантовой механике. Именно эта концепция порождает один из основных парадоксов современной квантовой механики: взаимодействие «запутанных» квантовых объектов учитывает расстояние, на которое они удалены, но исключает время, за которое это взаимодействие происходит. Грин отмечает, что не имеется способа, чтобы использовать запутанные частицы для передачи сообщения от одного места к другому быстрее скорости света. Но «обоснование, стоящее за таким заключением, хотя и *математически честное*, является хитроумным и изобретательным» [11, с. 319–320]. Указание на то, что такая интерпретация является «математически честной», но практически не осуществима, показывает, что здесь мы опять имеем дело с отождествлением концептуального, воплощенного только в математических формулах, и объективно-реального. При этом данное концептуальное представляет опять-таки метафизическую абсолютизацию пространственной и временной характеристики.

«Мгновенные» взаимодействия весьма удаленных квантовых объектов вычислены чисто математически. Но такой «эффект» мы можем получить, не внедряясь в квантово-механические парадоксы. Известно, что умножение любого целого числа на ноль (0) дает в итоге ноль (0). Следовательно, если умножить миллион световых лет на 0, то в итоге мы также получим нулевое расстояние. Это же произойдет и с любым временным отрезком: миллион лет умножаем на 0 и получаем ноль… При этом мы оперируем с чистыми пространственными и временными характеристиками, которые не существуют сами по себе, то есть возвращаемся к Ньютону…

ПРОСТРАНСТВО, ВРЕМЯ И ЗАКОН ПРИЧИННОСТИ

Затрагивая главную проблему всего познания, а научного в особенности, – проблему истины, основатель квантовой механики, лауреат Нобелевской премии В. Гейзенберг (1901–1976) анализирует философские взгляды Р. Декарта и И. Канта. Он утверждает, что эти авторы доказали: значения всех понятий и слов, образующихся посредством взаимодействия между миром и нами самими, не могут быть точно определены. Это, по мнению Гейзенберга, означает, что мы не знаем точно, в какой степени они могут нам помочь в познании мира. Иначе говоря, человеческая практика не может быть критерием истинности суждений о мире и его процессах [12].

Возражая В. Гейзенбергу, заметим, что все антиномии И. Канта построены на столкновении пар метафизических крайностей, а, как известно, две метафизики не суммируются в диалектику. Кантовские аргументы в пользу равной истинности противоречащих высказываний сегодня представляются весьма наивными. Легко доказать, что ни одна из приводимых им противоположностей не обладает истиной.

Не понимая вышесказанное, В. Гейзенберг в целом положительно относится к априоризму И. Канта. Физик пишет, что применение классических понятий, таких как пространство, время и закон причинности, фактически является предпосылкой для наблюдения атомных событий, и в этом смысле их можно считать априорными [12, с. 49]. По этому поводу следует возразить, что мы часто экстраполируем понятия, полученные апостериори, на события, с которыми мы еще не столкнулись в опыте. Но так же мы поступаем всегда, когда используем полученный нами апостериори закон для предсказания поведения чего-либо, чего еще нет в опыте. В опыте мы проверяем адекватность нашего отражения объективной реальности. Мы

экстраполируем то, что мы получили в одном ряде опытов на другой ряд опытов, который мы еще не произвели. Если такая экстраполяция оказывается неудачной, то это свидетельствует не о том, что найденные законы не истинны, а о том, что есть границы их действия и применимости. Эти границы очерчивают не причины, а внешние условия реализации причин. Если зерно, посаженное в почву, не проросло, то это часто свидетельствует не о том, что оно в принципе не может прорасти (нет внутренней причины), а о том, что условия внешней среды неблагоприятны (влажность, химический состав почвы, ее температура, освещенность и т. п.). То же происходит и в случае реализации возможностей редукции волнового пакета, который в одних условиях редуцируется в пучок частиц, а в других – в волны (парадокс корпускулярно-волнового дуализма).

В 20-е годы XX столетия представители школы «логического позитивизма» – Л. Витгенштейн (1889–1951) и Р. Карнап (1891–1970) – предложили в качестве главного критерия истинности суждений принцип логической правильности и непротиворечивости. Согласно этому принципу суждение может быть признано истинным, если оно образовано логически непротиворечиво (правильно) и не противоречит другим суждениям в рамках данной концепции. Нетрудно заметить, что с помощью такого критерия можно объявить одинаково истинными противоположные концепции как естествознания, так и обществознания. Например, внутренне логически непротиворечивы системы Птолемея и Коперника.

Логичность является критерием лишь *правильности* построения мысли. Но эта правильность не выступает гарантом истинности. Ибо истинность есть соответствие наших суждений тому, что составляет содержание этих суждений, то есть объективной и (или) субъективной реальности. Поэтому критерием истинности выступает лишь практика во всех основных ее формах.

В условиях принципиальной недоступности ощущению и непосредственному наблюдению квантово-механических процессов принцип логичности как критерия истинности был с большим интересом и одобрением воспринят многими специалистами в области квантовой теории. В силу этого данный принцип стал одним из важнейших методологических оснований кризиса всей постнеклассической науки второй половины XX – начала XXI века.

В связи с рассмотрением философских оснований парадоксов квантовой механики интересно отметить сложную и, по сути, парадоксальную связь некоторых теоретических положений этой фундаментальной науки и практики.

Современная квантовая механика раскрывает фундаментальные основания природы, является наукой революционизировавшей уже в XX веке чуть ли не все сферы человеческой деятельности, практики. Вместе с тем, как выше было показано, квантовая теория наполнена массой внутренних противоречий, парадоксов, возникших в процессе ее становления в 20–30-е годы XX столетия. В первой половине XXI века эти парадоксы не только не были разрешены, но и значительно усугубились и численно увеличились.

И в то же время в применении к практике квантовая теория дала блестящие результаты и лежит в основе изобретения и использования полупроводниковых приборов, лазеров, компьютеров, раскрытия сущности и использования термоядерного синтеза, всей современной электронной техники. Сегодня мы применяем в самых разных сферах деятельности квантовые компьютеры, квантовую криптографию, квантовую фотонику, квантовые метрологические стандарты, квантовую телепортацию и телекоммуникацию. Появились новые разделы фундаментальных наук, такие как квантовая химия. Так практика снимает, казалось бы, неразрешимые парадоксы теории. В данной статье реализуется попытка доказать, что парадоксы квантовой механики не могут быть сняты обращением к практике как к объективной реальности потому, что основание этих парадоксов – субъективная реальность, то есть метафизическая трактовка связи того, что в объективной реальности связано диалектически – пространство-время и материальные системы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрение современных работ ведущих представителей квантовой механики позволяет сделать вывод, что главные парадоксы этой науки не отражают объективных противоречий взаимодействий квантовых объектов. Данные парадоксы имеют своим основанием противоречия в теории, связанные:

1) с метафизическими (антидиалектическими) и идеалистическими трактовками сущности пространства и времени;

2) с неразличением перцептуального, концептуального и объективно-реального;

3) с отождествлением концептуальных математических моделей пространственно-временных отношений квантовых объектов с объективной реальностью;

4) с попытками интерпретировать эмпирические (в том числе экспериментальные) данные как практическое доказательство истинности некоторых концептуальных схем, не имеющих ни фактической, ни логической связи с этими данными;

5) с концептуальной редукцией мегауровня и макроуровня к микроуровню;

6) с отождествлением логической правильности и объективной истинности суждений;

7) с гипостазированием – приданием статуса объективно-реального существования абстрактным понятиям, математическим конструктам, концептуальным схемам и терминам.

Таким образом, парадоксы квантовой механики, по убеждению автора, имеют своим основанием использование неистинных философских мировоззренческих и методологических постулатов. Как показано в статье, снятие этих парадоксов возможно лишь при использовании конкретной наукой диалектико-материалистических мировоззрения и методологии.

Список использованных источников

1. *Аристотель* Физика // Сочинения : в 4 т. – М. : Мысль, 1981. – Т. 3. – 613 с.

2. *Ньютон И.* Математические начала натуральной философии. – М. : Наука, 1989. – 690 с.

3. *Эйнштейн А.* К электродинамике движущихся тел // Собрание научных трудов. – М. : Наука, 1966. – Т. 1. – 702 с.

4. *Эйнштейн А.* Об обобщенной теории тяготения // Собрание научных трудов. – М. : Наука, 1966. – Т. II. – 719 с.

5. *Синг Дж. Л.* Общая теории относительности. – М. : ИЛ, 1963. – 432 с.

6. *Эйнштейн А.* О методе теоретической физики // Собрание научных трудов. – М. : Наука, 1966. – Т. IV. – 721 с.

7. *Эйнштейн А.* Влияние Максвелла на развитие представлений о физической реальности // Собр. научных трудов. – М. : Наука,1966. – Т. IV. – 721 с.

8. *Рэндалл Л.* Достучаться до небес. Научный взгляд на устройство Вселенной. – М. : Альпина нон-фикшн, 2019. – 708 с.

9. *Хокинг С.* Теория всего. От сингулярности до бесконечности: происхождение и судьба Вселенной. – М. : ООО «Издательство АСТ», 2017. – 287 с.

10. *Ogorodnikov V., Oganyan K.* On the Perceptual, the Conceptual, the Objectively Real and the Problem of Truth in Cosmogony and Cosmology // «Wisdom» scientific journal. – Erevan, 2020. – № 1(14). – P. 56–68.

11. *Грин Б.* Ткань космоса: Пространство, время и текстура реальности. – М. : Книжный дом «Либроком», 2011. – 608 с.

12. *Гейзенберг В.* Физика и философия. Часть и целое : пер. с нем. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1989. – 400 с.

Bagretsov S. A., Kaluga V. M., Utochkin O. V. Application of the concept of coordinated optimum in organizing joint activities of operators of complex control systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 7–15.

The article considers methods for assessing the reliability of groups of operators of complex control systems under conditions of deterministic or random changes in the structure of their interaction. The methods can be applied to assess the efficiency of teams of operators of technical systems of a wide range of purposes, functioning in non-stationary conditions determined by the influence of random or deterministic factors.

Key words: concept of agreed optimum, reliability, activity, operator, activity strategy, psychological factors of complexity, collective dynamics, full factorial experiment, regression model, gradient.

Basyrov A. G., Kochurov D. A. Parallel computing process model in a fault-tolerant computing system with machine-to-machine exchange of control points // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 16–23.

The paper describes a model of a parallel computing process in a fault-tolerant computing system that implements periodic saving of the state of computations (checkpoints) and their exchange between all computing modules. The formulation of the problem of planning such a computing process is formulated, which involves determining the optimal number and moments of time for creating checkpoints. The moments of time for creating checkpoints are substantiated depending on the law of distribution of moments of time of failures of computing modules.

The results of simulation modeling of computations within the framework of the proposed approach are presented, proving the feasibility of using the proposed model.

Key words: fault-tolerant computing system, parallel computing process, checkpoint.

Vasnescov K. S., Kosuirev S. V. Building models of radiation protection of military organizational and technical systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 24–33.

This article discusses the key aspects of creating mathematical models of radiation protection of organizational and technical systems based on the use of deterministic and probabilistic approaches. The presented mathematical models of radiation protection allow us to generalize security indicators for individual elements, subsystems of various levels, and organizational and technical systems as a whole.

Key words: radiation protection, security, system, modeling.

Vorotyagin V. N., Pavlov A. N. Approach to the study of multi-mode on-board systems of promising small spacecraft // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 34–48.

When designing modern promising small spacecraft (SSC), the on-board computing system (OCS) usually includes a reconfiguration module for determining the required control action on forced or planned switching between the redundant functional elements of the on-board systems (OS). Each SSC OCS is a multi-mode object. At the same time, the lack of information and facts about the intensity of the modes' implementation and the nature of their interaction is the cause of significant situational structural-parametric uncertainty. These circumstances required the development of a methodical approach to the study of multi-mode non-monotonic systems under conditions of significant uncertainty caused by changes in the content of the goals and objectives facing the SSC and the impact of disturbing factors of the external environment. The approach is based on the developed concept of the parametric genome of a multi-mode complex object with a changing structure, which made it possible to develop a series of integral indicators of the structural reliability

of multi-mode monotonic-non-monotonic OCs, the operational calculation of which can be carried out in the SSC of promising SSC. The application of the proposed approach is demonstrated in a comparative analysis of various configuration options for the motion and navigation control system of the small spacecraft.

Keywords: small spacecraft, multimode, non-monotonicity, reconfigurator.

A methodology for evaluating the characteristics of elements in the design of special-purpose electronic equipment with a high level of unification based on a hierarchical fuzzy structure of logical inference / I. S. Abramov, A. I. Loskutov, V. G. Perle, A. V. Selifanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 49–60.

The analytical expressions of Mamdani's fuzzy inference are presented when evaluating the quality (characteristics) of the elements of the designed radio electronic equipment for special purposes. A method for evaluating the characteristics of equipment elements with a high level of unification based on a hierarchical multilevel structure is proposed. The feature space of the analyzed indicators of the selected elements of the three-level assessment system is formed.

Key words: radio electronic equipment, design, unification, fuzzy logic.

Aleshkin A. P., Myslivscev T. O., Nikitin R. G. Determining the location of a marine consumer in the arctic region based on signals from land-based radio navigation systems using the glonass system for operational correction of the radio wave propagation path model // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 61–72.

A variant of the joint use of space-based and ground-based navigation systems for locating consumers in the Arctic zone is presented. It is assumed that the integrated navigation equipment of the consumer will use high-precision navigation definitions in the GLONASS system as reference ones for making corrections to measurements of ground-based radio engineering systems for long-range navigation by correcting the electrical parameters of the model of the propagation path of radio navigation signals emitted by ground stations.

Key words: radio engineering long-range navigation system, integrated transceiver, electrical parameters of the underlying surface, piecewise inhomogeneous radio wave propagation path.

Methodology for estimation of refractive error of delay measurement at realization of two-way method of comparison of time scales of separated standards with the use of GNSS GLONASS infrastructure / A. P. Aleshkin, T. O. Myslivscev, A. N. Sakulin, I. V. Solomynnyi // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 73–83.

The article presents the methodology and results of modelling the estimation of the atmospheric component of the range error when implementing a two-way method for comparing the time scales of geographically remote highly stable time and frequency standards using the initial conditions of GNSS GLONASS and the parameters of the average annual global reference atmosphere. We propose an algorithm for the calculation of the tropospheric component of the range measurement refraction error in the case that there is no information on the state of the atmosphere at the locations of the measurement stations of the GLONASS ground infrastructure.

Key words: two-way method, time scale comparison, refractive error, non-instantaneous range measurements, GNSS GLONASS navigation satellite.

Belikhin E. N., Protsenko P. A. Substantiation of options for constructing an orbital group of small spacecraft-retransmitters of remote sensing data of the earth for prompt transmission of information to ground reception points // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 84–93.

The article discusses various options for building an orbital constellation of small repeater spacecraft (MCAR) for the operational transmission of remote sensing data to ground-based re-ception points. Three main approaches are analyzed: the placement of repeaters near each remote sensing spacecraft, their placement in the same orbital plane with the remote sensing spacecraft, as well as the creation of a relay grouping for several orbital planes of the remote sensing space-craft. Calculations of the orbital parameters have been carried out, and the effectiveness of the proposed schemes has been substantiated in terms of the time spent by the radar on the line of sight, the number of radio visibility zones serviced, and energy consumption. The results obtained demonstrate the advantages of forming specialized relay groups to increase the efficiency and re-liability of remote sensing data transmission.

Key words: remote sensing of the Earth, small spacecraft, repeater spacecraft, orbital grouping.

The methodology of position dilution of precision estimation of global navigation satellite system taking into account their technical reliability / S. E. Berezovskiy, A. V. Kolesnyk, O. I. Latanova, E. A. Sakulin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 94–103.

The article discusses structure of modern global navigation satellite system and typical modeling tasks of her function algorithms. An examples of navigation satellites relative position and their levels of position dilution of precision are adduced. The methodology of position dilution of precision estimation of global navigation satellite system taking into account their technical reliability.

Key words: global navigation satellite system, efficiency indicators, position dilution of precision, technical reliability.

Methodology for assessing the impact of the quality of navigation and time support for the flight of spacecraft in achieving their objectives / M. N. Bogdanov, A. V. Ivashina, G. D. Paramonov, I. O. Parshin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 104–110.

This article discusses the basic principles and technologies of navigation and time support for the flight of spacecraft. The requirements for navigation and time support of flight for various groups of spacecraft are formulated, depending on the target tasks, and the main problems of this area are identified, At the same time, the methodology for assessing the navigation and time support of spacecraft flight is presented.

Key words: navigation and time support, on-board navigation system, global navigation satellite system, inertial navigation system, spacecraft.

Voznyuk V. V., Safaraleev V. A. A method for increasing the noise immunity of radio lines with M-position quadrature amplitude modulation based on a rational choice of parameters of signal constellations // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 111–123.

The paper considers a method for increasing the noise immunity of high-speed data transmission radio lines based on software optimization of the parameters of signal constellations of signals with M-position quadrature amplitude (amplitude-phase) modulation. This method can be used to reduce the negative impact of interference of various origins on radio communication and data transmission lines in a complex signal-interference environment. An assessment of the effectiveness of the considered method for various parameters of active signals and interference has been carried out.

Key words: signal, modulation, signal constellation, signal-to-noise ratio, mutual equivalent energy of signals, probability of bit error, node-to-node distance, RMS signal level, special software, program interface, interference immunity of the radio line.

Kopalov Y. N., Malcev G. N., Nahov S. A. Investigation of the possibilities of using ground-based wide-field optoelectronic surveillance systems for monitoring low-orbit multi-satellite space systms // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 124–131.

In modern conditions, one of the leading trends in the development of global space activities is the deployment of low-orbit multi-satellite space systems in near-Earth space. The analysis of the possibilities of remote observation of low-orbit spacecraft by ground-based optoelectronic systems is carried out using the example of spacecraft observation by the multi-satellite Starlink space system. The conditions for observing a single spacecraft and simultaneously observing multiple spacecraft entering the angular field of an optoelectronic system are considered. It is concluded that it is necessary to deploy a network of ground-based wide-field optoelectronic systems with an angular field size of up to several tens of degrees to monitor the status of multi-satellite space systems deployed in near-Earth space.

Key words: remote monitoring of spacecraft, low-orbit multi-satellite space systems, wide-field optoelectronic systems.

Kosyrev A. V. A model of failures and combat damage of military communications equipment // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 132–147.

The article presents a mathematical model describing the processes of failures and combat damage in military communications equipment (MCE).

The purpose of the article is to classify the types of failures and conditions of MCE when received at repair facilities under combat conditions, as well as to develop a mathematical model that allows for determining the probabilities of these states depending on the intensity of combat operations, the training level of personnel, and the design features of the MCE.

A special feature of this model is to determine the possibility of using individual MCE samples as a donor to restore a similar sample, depending on the nature and criticality of the damage, as well as making a decision for further withdrawal to various types of repairs without disassembling the diagnosed sample. Thus, the developed model is an effective tool for analyzing and predicting the reliability of military-technical cooperation, which makes it possible to optimize the processes of maintenance, repair and restoration, thereby increasing the overall efficiency of the operation of military communications equipment in combat conditions.

Key words: failure model, failures, damages, communication technology, differential equations of states.

Maltsev G. N., Nakhov S. A. Information capabilities and priority applications of ground-based optical-electronic systems observation of space objects // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 148–154.

Ground-based optical-electronic systems are currently the main type of information surveillance equipment in the Automated Warning System for Dangerous Situations in Near-Earth Space. The information possibilities of obtaining coordinate and non-coordinate information about space objects using ground-based optical-electronic systems and the modes of their application in solving problems of monitoring near-Earth space are considered. Two priority areas for the application of ground-based optical-electronic systems for observing space objects have been identified: the use of ground-based optical-electronic systems with a wide angular field for obtaining coordinate information about space objects in conditions of their mass flow during the deployment of low-orbit multi-satellite space systems and the use of ground-based high-resolution optical-electronic systems to obtain non-coordinate information about spacecraft of interest. A description of the indicated areas is given.

Key words: ground-based optical-electronic systems, observation of space objects, observation modes, coordinate and non-coordinate information.

Paramonov G. D., Parshin I. O., Kharchenko A. V. An algorithm for monitoring the reliability of determining the location of GLONASS system consumers based on an analysis of the rates of change of pseudoranges // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 155–168.

The results of analysis of the validity of the methods of monitoring the navigation field of the GLONASS system established in interface control documents and technical literature based on solutions to the navigation task at three geographically distributed GNSS signal reception points with precisely known coordinates of their location are presented. It is shown that the control methods used in practice do not provide the required reliability of determining the location of the GLONASS system consumers. An algorithm for reliability control based on the analysis of the rates of change of pseudoranges is proposed? which makes it possible to fend off situations that arise in practice, leading to a decrease in the accuracy of location determination.

Key words: GLONASS system, error in determining the consumer's location, navigation field control, pseudorange.

Filin A. V. Methodology for Minimizing the Initial Dimensionality of the Characteristics Set of an Integrated Info-Telecommunication System with a Controlled Level of Resulting Information // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 169–178.

It is proposed to use the Principal Component Analysis method to determine the most informative features. The technique allows maintaining the level of awareness when the state of the infotelecommunication system changes and significantly reducing the amount of stored information. It is suggested to use explained variance as a measure of the informativeness of the controlled characteristics and to justify the moment of refining the formed set of characteristics during the operation of the infotelecommunication system over time.

Key words: communication network, monitoring, machine learning, principal component analysis.

Altunin R. I. Methodology for selecting a point of a spatially distributed geodetic network for standardizing the gyrocompass of a movable object in conditions of a time resource deficit // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 177–184.

The solution of the problem of reducing the time required to perform geodetic work using information from a specially developed software and hardware complex is considered. The program installed on a movable base can act as an additional source of navigation information without using signals from space navigation systems. It is used to determine the distance and time of the route to the most advantageous location of the geodetic network point where work is expected to be carried out. The algorithm of formation of these parameters and the method of application of the hardware and software complex are described.

Key words: software and hardware complex, geodetic works, astronomical azimuth, route, initial geodetic data.

Altunin R. I., Kolesnikov D. D., Yakovlev A. I. The method of determining the astronomical azimuth with using satellite geodetic equipment and deviations of vertical lines due to the height anomaly of the quasi-geoid // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 185–190.

Obtaining an astronomical azimuth with an average square error of no more than 1″ using the equipment of consumers of space navigation systems is possible if you first determine the geodetic azimuth, and from it make the transition to astronomical.

The aim of the work is to find a way to obtain high-precision astronomical azimuths and to quickly determine the deviation components of vertical lines with an accuracy of no more than 1″.

The astronomical azimuth was determined using the relative method by the equipment of consumers of space navigation systems, which was used to obtain increments of high-precision coordinates. The components of the deviations of the vertical lines were determined by the height difference of the quasi-geoid.

This method of determining high-precision azimuths is the most effective at medium and long distances. With its help, it becomes possible to quickly obtain the deviation components of vertical lines with an accuracy of no more than 1″.

Key words: astronomical azimuth, satellite navigation equipment, vertical line deviations, altitude anomaly, quasi-geo-elevation difference, relative method.

Astapovich A. V., Prokofiev A. V. A quasigeoid approximation model using algebraic polynomials for engineering-geodetic surveys in st. petersburg and its forest-park zone // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 191–200.

The article proposes an algorithm for constructing a local quasigeoid model to refine the global EGM-2008 model for the territory of St. Petersburg and its forest-park zone. The method is based on approximating the deviations of the global model from the quasigeoid surface using algebraic polynomials. The necessary formulas for calculating model parameters and assessing its accuracy are provided. Experimental studies confirming the effectiveness of the proposed approach are presented. The constructed second-order model enables the transformation of GNSS-derived geodetic heights into normal heights of the Baltic 1977 system with a root-mean-square error of approximately 2 cm. The results are of practical importance for improving the accuracy of engineering-geodetic surveys conducted using satellite methods of space geodesy.

Key words: quasigeoid, global geoid model, polynomial approximation, height transformation, engineering-geodetic surveys, St. Petersburg.

A combined network traffic analysis mechanism for DNS tunnel detection based on TLS fingerprints / I. V. Balisov, R. D. Gorshkov, V. V. Danilov, A. V. Chichko // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 201–211.

The article considers a comprehensive approach to detecting hidden information transmission channels using documented capabilities of the DNS protocol. A solution is presented that allows in real time with a high probability to prevent malicious communications with attacker control servers using modern technologies and information security tools.

Key words: DNS, traffic, tunnel, exfiltration, infiltration, counteraction, machine learning.

Podshibyakin A. S., Trofimova N. A. A Network traffic analysis system for monitoring information flow tunneling // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 212–226.

This paper presents an approach to the analysis and detection of tunneling implementations in network communications, based on the integration of existing methods for identifying such communications and the construction of a tunneling traffic model. The authors have represented the structure of a tunneled connection as a tuple, encompassing key characteristics such as the type of protocol used, request parameters, IP addresses and ports of the participants in the information exchange, the length of transmitted data, and features of the payload construction. This approach ena-

bled the definition of specific feature vectors for detecting tunneling in HTTP, DNS, and ICMP protocols.

The practical implementation of the proposed approach is embodied in the web application NetTunnelGuard, which facilitates multi-level analysis of network traffic by combining deep packet inspection methods, statistical analysis, and heuristic algorithms for each protocol type. Oriented around the developed model, the tool is capable of identifying various network tunneling techniques, adapting to multiple scenarios of hidden communications. Upon detecting suspicious activity, NetTunnelGuard automatically generates informative entries in the event log, which can be used for further traffic investigation and the identification of potential information security threats.

Key words: network traffic analysis, tunneled connection model, HTTP tunneling, DNS tunneling, ICMP tunneling, information security, NetTunnelGuard.

Abdurahimov A. A., Matveev G. A. Model functioning of thermal management system airtight spacecraft in conditions od degradation of the thermoregulating coatings of the external elements // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 227–236.

The article presents a model of the functioning of a system for ensuring the thermal regime of a hermitic spacecraft developed using the node method. The model makes it possible to study the functioning of the system under conditions of changes in the optical characteristics of the thermoregulating coatings of the external elements of the spacecraft and to formulate conclusions about the possibility of the spacecraft functioning in case of defects in radiation heat exchangers.

Key words: hermetic spacecraft, thermoregulating coating, model, degradation, heat flow.

Arseniev V. N., Slatova E. V. Metod of selecting a target object with stochastic uncertainty of selective features based on processing on-board measurement information by a spase apparatus for monitoring near-earth space // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 237–246.

The paper considers the problem of selecting a given space object from a set of objects observed by a space monitoring vehicle based on an integral feature characterizing the observed objects and taking into account not only the errors of onboard measuring instruments and the volume of measuring information, but also the uncertainty of the selective features of the given object. Expressions are obtained for determining a priori and a posteriori estimates of the probabilities of hypotheses that each of the observed objects is a given (target) object. An example of making a decision on a target object based on the maximum a posteriori probability is given, with and without taking into account the random nature of its selective features, and it is shown that in the latter case the decision may be erroneous.

Key words: outer space, space control apparatus, space objects, random selective features, measuring instruments, decision making.

Bazanov A. I., Karagodin V. V., Rybakov D. V. An aggregated model for evaluating the operability of the ground-based power supply system in various operating modes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 247–254.

The article proposes an approach to assessing the operability of the power supply system as a dynamic system operating under the influence of destructive influences. The model is presented in an aggregated one, which must be considered as a combined (analytical and simulation) model combining the advantages of analytical and modeling. The application of the developed model will make it possible to evaluate the indicators (parameters) of the power supply system in various operating modes and operating conditions, its properties and level of operability under the influence of destructive influences, as well as the system’s response to the developed control effects.

Key words: power supply system, operability, aggregated model, operating modes, system properties.

Model of the stress-strain state of the inner shell of a liquid rocket engine combustion chamber / M. A. Bublikov, E. L. Lebedev, A. V. Lyashevsky, P. N. Savchuk // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 255–265.

The features of heat transfer in liquid rocket engines (LRE) are presented. The conditions under which the walls of the LRE combustion chamber operate are considered.

The influence of various factors on the cooling of the combustion chamber walls is analyzed.

The selection and justification of the loading scheme for the LRE chamber are carried out. A mathematical model of the stress-strain state (SSS) of the inner shell of the LRE chamber is proposed.

A methodology for assessing the durability of the inner wall of the LRE chamber is presented.

Key words: liquid rocket engine, combustion chamber, stress-strain state, plasticity, combustion wall, coolant.

The method of determining the average time to recovery in a geographically distributed system with mobile workshops / R. S. Volodin, S. V. Ignatiev, Y. A. Plaksa, A. G. Sedov., E. A. Serov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 266–275.

The article discusses the use of mobile workshops as part of a geographically distributed group of weapons. The task of mobile workshops is to perform the functions of repair enterprises directly at the locations of the group's weapons. The average time to restore a weapon element is used as an indicator to assess the effect of using mobile workshops in a geographically distributed group. To determine this indicator, an evaluation methodology based on graph theory and queuing theory is proposed and statistical information on the reliability of weapons elements, which allows us to analytically obtain an a priori assessment of the effect of using mobile workshops in the group's weapons recovery system.

Key words: geographically distributed system, mobile workshop, adjacency matrix, transition graph, strongly connected component, multi-channel queuing system.

Gladkiy V. A., Dyakov A. N., Reshetnikov D. V. Assessment of the risk of death of operating personnel when carrying out work at ground-based space infrastructure facilities // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 276–282.

The article examines the problems of assessing the safety of operating personnel during work at ground-based space infrastructure facilities. Typical scenarios of abnormal (emergency) situations arising during the operation of refueling equipment are considered. A scientific and methodological apparatus is proposed for calculating the individual risk of death of operating personnel during an explosion of high-boiling components of rocket fuels at ground-based space infrastructure facilities, which will allow justifying the parameters of organizational and technical measures to ensure an acceptable value of individual risk.

Key words: ground-based space infrastructure facilities, hazardous factors, rocket fuel components, death risk indicators.

Method for creating a distributed control system for on-board electronic equipment of autonomous spacecraft, taking into account the indicator of readiness to meet targets / T. B. Zharlykasinova, A. Y. Ivanyu, A. I. Loskutov, D. B. Semenyuk, A. N. Shiyan // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 283–292.

The main stages of designing a distributed control system for on-board electronic equipment of autonomous spacecraft from the point of view of a set-theoretic approach are presented. A method for creating a promising distributed control system is proposed, supplemented by the development of special mathematical support for local and central blocks, taking into account a two-level description of the logical and functional interaction of subsystems. Analytical expressions have been obtained for calculating the equipment availability coefficient depending on control errors, duration of control and its frequency, which will allow determining the characteristics of a distributed system for monitoring the technical condition of on-board equipment at the design stage.

Key words: on-board radio electronic equipment, autonomous spacecraft, technical condition analysis, distributed control system, availability coefficient.

Zhiltzov I. S., Kukushkin I. O., Lyashevsky A. V. Fault analysis of elements of technological equipment of space rocket systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 293–298.

The article analyzed reports of fault recorded during the operation of technological equipment of space rocket systems. Proposals for changes to the fault reporting form are presented to improve the fault analysis system end ensure accounting automation.

Key words: fault analysis, defect, failure, technological equipment, criticality of failures.

Karagodin V. V., Khomich I. V. Method minimum time excitation control of ground space complex autonomous power supply system brushless synchronous // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 299–311.

To solve the problem of reducing the duration of voltage dips and overvoltages in autonomous power supply systems, a method of minimum time excitation control of a brushless synchronous generator is proposed.

The method is based on cyclic refinement of the program of minimum time control at specified time intervals. The program is calculated based on the method of successive reference solutions and the method of varying intervals of control constancy.

Key words: brushless synchronous generator, minimum time control, control programm.

Kozlov V. V., Lagun A. V., Syrov A. D. Methodology of using two-phase environments to ensure the protection of elements of a rocket and space complex during its operation// Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 312–320.

The paper considers the issue of using protective screens consisting of two-phase environments to eliminate and reduce the consequences in cases of various types of accidents during the operation of a rocket and space complex. A process is described that allows assessing the construction of the necessary two-phase environment and its interaction with the emerging destructive factor

Key words: protection, safety, rocket and space complex, accident.

Determination of effectiveness of using rocket and space complexes of cosmodromes for the operational deployment of a multi-satellite orbital group of small spacecraft / A. V. Lagun, S. L. Rozhkovsky, V. V. Salov, A. Y. Khasanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 321–329.

A mathematical model of using rocket and space complexes of cosmodromes for the deployment of a multi-satellite orbital group of small spacecrafts has been developed. Considering the developed model, the procedure for calculating the efficiency of using space complexes of cosmodromes for the operational deployment of a multi-satellite orbital group of small is presented

Key words: efficiency of using rocket and space complexes, small spacecraft, multi-satellite orbital group, rocket and space complex, cosmodrome.

Mironov A. N., Soldatenko T. N. Modeling of technical operation of a complex of buildings and structures based on a risk-based approach // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 330–340.

Analytical dependencies based on a risk-based approach are presented that determine the planning of technical operation (TO) of a complex of buildings and structures under resource constraints. It is proposed that the condition for achieving the minimum risk of failure of the target task of the complex, due to the implementation of measures for the technical operation of buildings and structures of the complex at intervals available for their implementation, be used as a criterion for the optimality of the TO.

The concept of the accumulated risk of a complex accident during the cycle of its TO is introduced, depending on the implementation of measures for the technical operation of buildings and structures at various intervals of the specified cycle.

An optimization problem has been formed, which belongs to the class of linear Boolean programming problems, which makes it possible to distribute of TO measures for each of the facilities of the complex in accordance with the criterion used.

The application of the developed model is demonstrated using a computational example.

Key words: technical operation of buildings and structures, risk-based approach, decision-making, accident damage.

Musienko A. S., Tarasov A. G., Chuvirov A. A. Methodology for increasing the efficiency of detection and localization of failures in on-board equipment of a spacecraft using intelligent technology // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 341–354.

The article considers the urgent problem of increasing the efficiency and reliability of spacecraft (SC) control in the conditions of increasing information traffic between onboard and ground control systems. Particular attention is paid to the introduction of intelligent technologies for monitoring the technical condition of onboard systems (BS) in order to reduce the time of detection and localization of failures. The authors emphasize that the increase in the number of satellites in orbital groups leads to a significant increase in the volume of transmitted information, which negatively affects the efficiency of control, especially when anomalies occur. Exceeding the BS recovery time over the standard values indicates the need to introduce modern intelligent monitoring systems. The article analyzes the failures of onboard systems and proposes mathematically sound solutions to the problem. A technique has been developed to increase the efficiency of detection and localization of failures, which allows identifying anomalies in the operation of onboard equipment in real time. The introduction of intelligent monitoring systems simplifies the tasks of personnel, freeing them from routine control procedures and reducing the time for analyzing the technical condition of the SC. Transferring control functions to intelligent onboard systems allows for a more in-depth analysis of the state of the spacecraft, accurately determining the characteristics of the equipment taking into account the remaining resources, and identifying and diagnosing undesirable processes and anomalies. Thus, the development and integration of intelligent monitoring technologies are becoming key factors in increasing the reliability and efficiency of spacecraft control, which is especially important in the context of modern challenges and requirements for the autonomy and efficiency of spacecraft operation.

Key words: multi-agent system, agent, telemetry information, monitoring, on-board system, technical condition.

Petukhov A. I., Pirogov S. Y., Sultanov A. E. Approaches to the choice of strategies for ensuring vibration resistance in the context of the expansion of launch vehicles of modernization potential//

Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 355–362.

The article presents an analysis of existing and prospective directions for reducing the intensity of longitudinal vibrations in space rockets. An approach is proposed that makes it possible to requirements for taking into account design features stage fuel tanks in relation to the task of ensuring the required accuracy of modeling longitudinal.

Key words: launch vehicle, longitudinal vibrations, reliability, resource.

Khismatov I. F. Identification of systematic errors in flight experiment data using a Bayes filter in a system with random jump-like structural changes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A.F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 363–372.

The method for identifying unknown systematic errors in flight experiment data is based on determining the most probable estimate of the detection range of the reflected signal, obtained through a Bayes filter for phase coordinates of a system with a time-invariant but random structure for the observer. The equations of state for the estimated process include assumed values of systematic errors, forming distinct structures. During the "prediction" stage, the operational ranges for the next experiment are calculated, corresponding to the assumed systematic errors. These are then refined during the "correction" stage based on experimental results, with the most probable value being determined.

Key words: systematic error, identification, random jump-like structure, Bayes filter, two-moment parametric approximation.

Inozemtseva L. A., Kuzhekin N. S. Organizational and pedagogical problems of the formation of the communicative competence of teaching staff in a military educational institution by the method of socio-psychological training // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 373–378.

The publication discusses the psychological and pedagogical problems of implementing the method of socio-psychological training in the process of forming the communicative competence of teaching staff of educational organizations of the Ministry of Defense of the Russian Federation.

Key words: communicative competence, the technology of learning, socio-psychological training, active learning methods, business and role-playing games, group discussions, the case method, private teaching methods, professional retraining, professional development.

Mozhaets series educational and research spacecraft: history and prospects of creatoin / V. V. Kakaev, A. V. Kolesnik, E. A. Sakulin, I. S. Toporkov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 396. – P. 379–386.

The article provides a brief overview of the work carried out at the Mozhaisky Military Space Academy on the creation and experimental testing of various applied tasks using Mozhaisky series spacecraft. Based on a comprehensive analysis of promising areas of space activity, the level of technological and technical development of on-board equipment for small spacecraft, the system and technical appearance of next-generation spacecraft can be formulated.

The concluding part of the article presents the results of the work carried out at the creation of Mozhaisky Military Space Academy on the creation of onboard equipment for the promising Mozhaisky-6 spacecraft and the relevance of the research being conducted.

Key words: small spacecraft, Mozhayets,on-board equipment, space experiment, scientific and educational activities.

Kolpin M. A., Markina M. K. A methodological approach to substantiating the rational structure of a training facility for training military specialists in the operation of space technology based on

the use of linguistic variables // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 387–399.

The results of a comparative analysis of domestic and foreign educational and training tools are presented. Based on the results obtained, the ways of possible improvement of domestic TCB and development are determined, including through the selection of a rational composition of functional modules in the structure of the training facility. A methodological approach to substantiating the structure of educational and training facilities for the training of military specialists in the operation of space technology based on the use of linguistic variables is proposed.

Key words: educational and training tool, TCB classification, expert method, linguistic variable, term, fuzzy measures, Sugeno measure

On the frequency of inspection of buildings and structures under dynamic impacts on them / N. N. Gusev, V. O. Maslov, N. A. Seliverstov, D. A. Eltsofon // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 396. – P. 400–407.

The article is devoted to improving the existing scientific and methodological apparatus for assessing the technical condition of buildings and structures. The article considers an algorithm for assessing the technical condition of buildings and structures, as well as the timing of their next inspection. The article analyzes the factors influencing the structure and technical characteristics of monitoring systems, the methodology of monitoring the technical condition of structures subject to dynamic impacts. The analysis of approaches to determining the timing of the next inspection of buildings and structures in the regulatory literature is carried out, and ways to improve them are proposed. The article proves that the result of assessing the technical condition of load-bearing structures of buildings and structures will be probabilistic even if these changes are monotonous and slow, rather than abrupt, as under special loads and impacts. The features of determining the criteria values of diagnostic indicators of the state of load-bearing structures for a number of structures are revealed. It is proved that for some time after the accident, the operation of some structures with damage is possible due to the redistribution of the load between the remaining elements of the frame of the structure, under certain restrictions. The article provides examples of the operation of structural elements after accidents for some time while stabilizing the values of diagnostic indicators. A new approach to determining the frequency of regular surveys of buildings and structures is proposed.

Key words: technical condition examination, criteria values, diagnostic indicators, monitoring, stress-strain condition, emergency situation.

Gusev N. N., Maslov V. O., Eltsofon D. A. On the relationship between the amplitude of the vibration of the string of a string converter and the amplitude of the electromotive force (EMF) induced by these vibrations in its electromagnetic excitation coil // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 408–418.

The article is devoted to improving the reliability of technical condition monitoring systems for certain classes of unique buildings and structures based on string converters with a pulse ignition method, ensuring the maximum signal-to-noise ratio at their output.

The errors of string converters resulting from the influence of various groups of factors are considered. The dependences of the string converter error on the maximum and minimum values of the string oscillation amplitude are investigated. It is shown that the string vibrations and the electromotive force (EMF) induced in the electromagnetic coil of the sensor, which can be used to judge the string vibration parameters, are phase shifted by 90°.

It is concluded that the magnitude of the induced EMF depends not only on the value of the amplitude of the string vibration, but also on other parameters of the string converter (magnetic field induction; the area overlapped by the string and the pole of the electromagnetic excitation coil; the

size of the constructive gap between the string and the magnetic system; the number of turns in the electromagnetic excitation coil), and most importantly – on the frequency the vibrations of the string.

Keywords: string transducers, secondary equipment, string oscillation parameters, induced EMF.

Glebov A. V., Kazakhov B. D., Letuchev B. A. Suggestions for improving the conceptual framework of troops (forces) management theory // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 419–427.

The work is aimed at solving the scientific problem associated with adjusting the conceptual apparatus of the theory of command and control of troops (forces) (UVS), which provides a more adequate description (characteristic) of the essence and content of management activities, properties and functional purpose of organizational and technical elements presented in the command and control system of troops (forces).

Key words: general control theory, control system, troops (forces), organizational and technical system for military purposes.

Karpov V. V., Kochenov N. V., Maiburov D. G. Methodical approach to determining rational variants of equipment of astern positions based on taxonomic analysis of heterogeneous features // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 428–436.

The methodology for determining the rational options for equipment of alternal positions based on a taxonomic analysis of heterogeneous features is considered. The method of taxonomic analysis allows you to take into account the heterogeneous characteristics and requirements for the equipment of the Asternal positions and on the basis of a comparative analysis to determine the most rational (realistic). The choice is carried out according to the criterion of the minimum of the indicator characterizing the distance between the coordinates of the considered and the reference version of the position, in the N-dimensional space of signs.

Key words: asternal position, rational version of equipment, heterogeneous features, taxonomic analysis, standard of development, level of development.

Hilchenko R. G. On the directions of improving the methods of combat use of strike aviation groups of army aviation in the face of complex counteraction from the enemy // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 696. – P. 437–449.

This article provides details of the main directions for improving the methods of combat use of strike aviation groups of army aviation in conditions of complex (fire and electronic warfare) counteraction from the enemy.

Key words: improvement of methods, application of UAG AA, withdrawal, counteractio.

Ogorodnikov V. P. Philosophical interpretation of space and time and problems of interpretation of paradoxes of quantum mechanics // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 396. – P. 450–458.

The article reveals the connection between metaphysical (anti-dialectic) and idealistic treatment of space and time and paradoxes of quantum mechanics. It is shown that these paradoxes have as their basis the non-discrimination of perceptual, conceptual and objective-real, developed on this basis of hypostasis, the declaration of logicality by the criterion of the truth of judgments and theories, conceptual reduction of mega-level and macro-level to micro-level.

Key words: space, time, paradoxes of quantum mechanics, perceptual, conceptual, hypostasis, truth, quantum theory, theory of everything.

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

Абрамов Иван Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), e-mail: vka@mil.ru

Алёшкин Андрей Петрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Алтунин Руслан Игоревич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

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

Астапович Анатолий Владимирович, кандидат технических наук, доцент, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Багрецов Сергей Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-81, e-mail: vka@mil.ru

Базанов Александр Иванович, акционерное общество «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ» «Специальное конструкторское бюро «Титан» (195030, Россия, Санкт-Петербург, ул. Химиков, 24); тел.: 8 (952) 373-44-49, e-mail: Bazanov70@mail.ru

Балысов Иван Витальевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 325-14-15.

Басыров Александр Геннадьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: Vka_24kaf@mil.ru

Белихин Евгений Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Березовский Сергей Евгеньевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Богданов Михаил Николаевич, 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

Бубликов Максим Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская,13); e-mail: vka@mil.ru

Васнецов Константин Сергеевич, кандидат военных наук; 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

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.

Володин Роман Сергеевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Воротягин Валентин Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62.

Гладкий Виталий Алексеевич, войсковая часть 75106 (164170, Россия, Мирный, Архангельской области, ул. Неделина, 11); тел.: 8 (921) 490-06-47, e-mail: vka@mil.ru

Глебов Алексей Викторович, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-01, e-mail: vka@mil.ru

Горшков Роман Дмитриевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 325-14-15.

Гусев Николай Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 958-42-90, e-mail: vka@mil.ru

Данилов Виталий Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 325-14-15.

Дьяков Алексей Николаевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 341-27-77, e-mail: vka@mil.ru

Жарлыкасинова Танзиля Буранбаевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 705-76-69, e-mail: vka@mil.ru

Жильцов Игорь Станиславович, 1 Государственный испытательный космодром МО РФ (164170, Россия, Архангельская обл., г. Мирный); тел.: 8 (81334) 2-30-04, e-mail: Zhis73@mail.ru

Иваню Анна Юрьевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 699-59-15; e-mail: vka@mil.ru

Ивашина Андрей Владимирович, кандидат технических наук; Штаб космических войск, (119160, Россия, Москва, ул. Профсоюзная, 84/32); тел.: 8 (495) 333-25-88.

Игнатьев Сергей Владимирович, доктор технических наук, профессор; Ярославское высшее военное училище противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Л. А. Говорова (150001, Россия, Ярославль, Московский проспект, 28); тел.: 8 (961) 160-15-08, e-mail: servladign@yandex.ru

Иноземцева Людмила Александровна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 810-62-63.

Казахов Батраз Джумаевич, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-01, e-mail: vka@mil.ru

Какаев Виталий Викторович, доктор военных наук, доцент; 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

Калуга Виктор Михайлович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-81, 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

Карпов Владимир Васильевич, кандидат военных наук, доцент; 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

Козлов Владимир Владимирович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул.

Колесник Алексей Владимирович, доктор военных наук; 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

Колесников Денис Дмитриевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (951) 684-32-82, e-mail: vka@mil.ru

Колпин Михаил Александрович, кандидат технических 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

Копалов Юрий Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-35, e-mail: vka@mil.ru

Косырев Александр Вячеславович, Военная академия связи имени С. М. Будённого (194064, Россия, Санкт-Петербург, Тихорецкий пр-т, 3); тел.: 8 (930) 178-43-85, e-mail: sashka13rup@mail.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

Коченов Николай Валерьевич, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Кочуров Денис Анатольевич, 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); тел.: 8 (911) 794-16-72.

Кукушкин Игорь Олегович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 190-85-14, e-mail: vka@mil.ru

Лагун Андрей Валерьевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, e-mail: vka@mil.ru

Латанова Ольга Иосифовна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Лебедев Евгений Леонидович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Летучев Борис Александрович, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-93-59, 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, 13); e-mail: vka@mil.ru

Ляшевский Александр Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (967) 347-55-25, 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

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

Маркина Мария Константиновна, 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

Маслов Владимир Олегович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), тел.: 8 (921) 579-50-77, e-mail: vka@mil.ru

Матвеев Глеб Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); 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) 347-95-45, e-mail: vka@mil.ru

Мусиенко Анатолий Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 000-41-45, e-mail: vka_kaf26_1@mil.ru

Мысливцев Тимофей Олегович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Нахов Сергей Александрович, 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

Никитин Роман Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.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

Павлов Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62.

Парамонов Георгий Дмитриевич, 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

Паршин Илья Олегович, 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

Перле Виктор Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Петухов Антон Иванович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (931) 541-43-49.

Пирогов Сергей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (964) 376-70-00.

Плакса Юрий Андреевич, доктор технических наук, профессор; Ярославское высшее военное училище противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Л. А. Говорова (150001, Россия, Ярославль, Московский проспект, 28); тел.: 8 (910) 975-45-20, e-mail: Plaksa-06@mail.ru

Подшибякин Александр Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

Прокофьев Александр Валерьевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Проценко Пётр Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Решетников Дмитрий Владимирович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 149-08-79, e-mail: vka@mil.ru

Рожковский Сергей Леонидович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-16, e-mail: vka@mil.ru

Рыбаков Дмитрий Вячеславович, кандидат технических наук; 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

Савчук Павел Николаевич, Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности» (141320, Россия, Московская область, г. Пересвет, ул. Бабушкина, 9).

Сакулин Александр Николаевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Сакулин Евгений Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Салов Вячеслав Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-16, e-mail: vka@mil.ru

Сафаралеев Василий Арифович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-35.

Седов Анатолий Геннадьевич, Ярославский государственный университет (ЯрГУ) имени П. Г. Демидова (150007, Россия, Ярославль, ул. Союзная, 144); тел.: 8 (906) 634-26-48, e-mail: a.sedov@uniyar.ac.ru

Селиверстов Николай Александрович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), тел.: 8 (986) 727-81-27, e-mail: vka@mil.ru

Селифанов Алексей Валерьевич, 8 Управление Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации (119160, Россия, Москва, Фрунзенская наб., 22/2); тел.: 8 (495) 498-13-04.

Семенюк Дмитрий Борисович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (926) 704-08-26 e-mail: vka@mil.ru

Серов Евгений Александрович, Ярославское высшее военное училище противовоздушной обороны имени Маршала Советского Союза Л. А. Говорова (150001, Россия, Ярославль, Московский проспект, 28); тел.: 8 (915) 989-01-80, e-mail: AdentHeat@yandex.ru

Слатова Екатерина Викторовна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Солдатенко Тамара Николаевна, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), тел.: 8 (812) 347-95-45, 8 (911) 954-56-88, e-mail: vka@mil.ru

Соломянный Илья Васильевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Султанов Алексей Эдыгарович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); 8 (921) 787-25-32.

Сыров Артем Дмитриевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, 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 (911) 251-42-53, e-mail: vka_kaf26_1@mil.ru

Топорков Игорь Святославович, кандидат технических наук; Штаб космических войск (119160, Россия, Москва, ул. Профсоюзная, 84\32); тел.: 8 (495) 333-25-88, e-mail: vka@mil.ru

Трофимова Наталья Андреевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

Уточкин Олег Владиславович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-81, e-mail: vka@mil.ru

Филин Андрей Викторович, Военная академия связи имени С. М. Будённого (194064, Россия, Санкт-Петербург, Тихорецкий пр-т, 3); тел.: 8 (914) 429-67-57, e-mail: fi1y@mail.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

Хасанов Антон Юрьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-16, e-mail: vka@mil.ru

Хильченко Роман Геннадьевич, кандидат военных наук; Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушной академии имени Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54а).

Хисматов Игорь Фёдорович, доктор технических наук; ЗАО «МНИТИ» (105094, Россия, Москва, ул. Гольяновская, 7а), тел.: 8 (963) 772-03-74, e-mail: abu-sergey@yandex.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

Чичко Антон Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 325-14-15.

Чувиров Алексей Андреевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, 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); тел.: 8 (915) 242-99-01; e-mail: vka@mil.ru

Эльцофон Денис Александрович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 801-00-87, e-mail: vka@mil.ru

Яковлев Алексей Иванович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 945-90-30, 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) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

Алексеев Виктор Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); 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

Басотин Евгений Викторович, доктор технических наук, доцент; 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

Бахолдин Владимир Станиславович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-33, e-mail: vka@mil.ru

Гончаревский Вилен Степанович, заслуженный деятель науки и техники, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Грудинин Игорь Владимирович, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Дорохов Вячеслав Леонидович, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Зима Владимир Михайлович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Козырев Геннадий Иванович, доктор технических наук, профессор; 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); 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) 347-96-93.

Лебедев Евгений Леонидович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13), тел.: 8 (812) 347-95-11, 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, 13); e-mail: vka@mil.ru

Менисов Артем Бакытжанович, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Минаков Евгений Петрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); 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

Павлов Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62.

Попов Александр Сергеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Пятков Вячеслав Викторович, 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.

Садин Дмитрий Викторович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Силантьев Сергей Борисович, кандидат технических наук, доцент; 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

Сычева Анастасия Максимовна, доктор технических наук, профессор; 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

Фоминов Иван Вячеславович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Харченко Александр Викторович, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Хомоненко Анатолий Дмитриевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); 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

Шмелев Валентин Валерьевич, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Штанько Сергей Владимирович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Якимов Виктор Леонидович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru