Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского

Выпуск 697

Научное рецензируемое издание

2025 г.

Выходит с 1942 года

Издатель:

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

Редакционный совет

Председатель:

начальник Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского

доктор воен. наук **А. Н. Нестечук**

Члены редакционного совета:

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

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

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

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

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

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

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

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

Главный редактор:

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

Редколлегия:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

ISSN 2218-5429

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

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

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

Техническая поддержка:
К. И. Чувирова

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

Подписано к печ. 29.09.2025.
Формат печатного листа 320 × 450/2.
Уч.-печ. л. 124,00. Уч.-изд. л. 61,75
Тираж 26 экз. Заказ 4267/140.
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А. Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

Басыров А. Г., Кузнецов В. В., Факхро Ф. Алгоритм конвейерно-параллельного ресурсосберегающего процесса анализа и передачи данных в автономных летательных аппаратах на основе байесовского подхода 7

Кадочников А. П., Кадочникова Д. С., Михалев А. В., Пророк В. Я. Обоснование целесообразности применения онтологической модели представления знаний для решения задач наблюдения искусственных космических объектов 17

Оркин В. В., Платонов С. А., Пророк В. Я. Концептуальный подход к обучению интеллектуальных систем поддержки принятия решений 35

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

Больбасова Л. А., Лукин В. П. Проблемы и технологии наблюдения через атмосферу наземными оптическими средствами космических объектов естественного и искусственного происхождения 44

Гришин А. В., Гришин В. В. Технология логико-вероятностного расчета готовности наземных радиоэлектронных систем космических комплексов 54

СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

Алтунин Р. И., Астапович А. В., Данилова Т. Н., Жбанов К. К., Яковлев А. И. Модель априорной неопределенности погрешностей элементов ориентирной сети 63

Алтунин Р. И., Астапович А. В., Жбанов К. К., Яковлев А. И. Методика определения высокоточных геодезических азимутов на основе совместной обработки спутниковых, линейно-угловых и астрономических измерений 75

Анискина О. Г., Давыдов С. А., Камнев С. М., Толстоброва Н. Б. Прогнозирование грозовой деятельности на основе гидродинамического моделирования 93

Дмитриков Г. Г., Никишечкин А. Л., Семенюк С. С. Модель определения местоположения космического объекта по оценкам угловых координат от двух средств измерения 105

Корыстин А. А., Кулешов Ю. В., Новиков А. В. Имитационное моделирование приемо-передающего канала коротковолновой радиолокационной станции на основе модели ионосферного канала Уоттерсона 114

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Кожич М. Д., Мишуков О. А., Сидоров М. В. Методика применения ансамбля классификаторов для обнаружения ботнетов 129

Подшибякин А. С., Харжевская А. В. Программный комплекс когнитивного анализа кода функций, реализующих методы машинного обучения, на основе синтаксико-семантических моделей 139

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

Абалакин В. А., Воронин А. Е., Пешехонов Н. Е., Рыбаков В. В. Математическая модель оценивания эксплуатации электроустановок объектов Вооруженных Сил Российской Федерации 155

Абдурахимов А. А., Вилисов Д. В., Матвеев Г. А., Соя Г. А. Модели оперативного парирования нарушений функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата в условиях деградации терморегулирующих покрытий 165

Аверкиев Н. Ф., Гончаров П. С., Кочиев С. Г. Методика расчета параметров верхней границы сверхнизкой орбиты для космического аппарата с двигательной установкой, работающей на забортном газе 177

Авсюкевич Д. А., Литвинова Н. Б., Тупицин Ю. Е., Шишкин Е. В. Категорийно-функторный подход к моделированию адаптивно-ситуационного управления состоянием технических систем сложных объектов 185

Аксёнов А. В., Гончаров П. С., Зозуля Л. П., Копейка А. Л. Математическая модель движения сверхнизкоорбитального космического аппарата с электрическим ракетным двигателем 198

Арсеньев В. Н., Колосов Е. В., Слатова Е. В. Определение целевого объекта космическим аппаратом обзора околоземного космического пространства по нескольким сериям наблюдений 207

Басотин Е. В., Жильцов И. С., Кривоносов А. В., Сааль И. Е. Методический подход к организации сервисного обслуживания сложных технических систем на длительных сроках эксплуатации 213

Василихин Р. В., Миняев С. И., Павлинов М. Ю. Подход к определению оптимальной протяженности трасс пусков испытательных баллистических ракет 220

Власов С. А., Кочиев С. Г. Расчет орбитальной структуры систем космических аппаратов периодического обзора поверхности Земли в разных постановках 227

Галаев С. А., Дмитриев А. К. Комплекс моделей контроля технического состояния сетевой инфраструктуры центра обработки данных специального назначения 243

Горбулин В. И., Горбулин П. В., Чернявский В. А. Метод оптимизации схемы группового выведения малых космических аппаратов с использованием разгонных блоков 267

Грибакин В. А., Пирогов С. Ю., Унрау Д. С. Модель теплового состояния камеры жидкостного ракетного двигателя ракетного блока с ракетодинамической системой спасения 274

Дорохов А. Н., Солдатенко В. С. Выбор номинальных значений параметров элементов эталона единицы величины по критерию надежности 286

Дудин В. М., Хлебников С. Г., Шавин А. С. Методика оценивания вектора положения геостационарного космического аппарата на основе измерений угловых координат космических объектов-ориентиров 295

Калмыков Е. В., Орлов А. А., Сайданов В. О. Имитационная модель системы децентрализованного энергоснабжения объекта военной инфраструктуры 303

Козлов В.В., Лагун А.В., Сыров А.Д. Исследование свойства адаптивности сложных технических систем к деструктивным воздействиям 323

Козлов В. В., Лагун А. В., Сыров А. Д. Методика определения показателя эффективности процесса обеспечения защищенности наземных комплексов 330

Краснощёков С. Н., Лукьяненко С. Н., Скворцов Д. В. Применение математической модели литий-ионной аккумуляторной батареи для определения остаточного ресурса на основе телеметрируемых параметров силы тока 341

Крыжановский В. И., Слатов С. В., Трофимов И. А. Алгоритм разворота космического аппарата дистанционного зондирования Земли 351

Соколов И. А., Степанов А. С. Алгоритм энергетически квазиоптимального двухимпульсного управления пространственной ориентацией космического аппарата с двигателями-маховиками 362

Хомич И.В., Шишков М.А. Способ настройки параметров регулятора возбуждения синхронного генератора с учетом насыщения регулирующего органа 376

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

Кириллов И. Г., Северенко А. В., Чирич Ю. Л. Методический опыт применения интерактивного тренировочного комплекса на занятиях по огневой подготовке из стрелкового оружия 387

Кужекин Н. С., Мышко В. В., Чикуров В. А. Мониторинг освоения учебной программы дисциплины как составная часть метода управления качеством образования ... 395

Молдованова С. М., Мусиенко С. А. Организационные и педагогические проблемы изучения нормативной правовой регуляции образовательной деятельности военных образовательных организаций в ходе освоения дополнительных профессиональных программ 406

Слепова И. А., Шабаков Е. И. Модель оценивания инновационного потенциала выпускников военного вуза 413

ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

Белогуров И. М., Гурьев О. В. Опыт построения и совершенствования системы пунктов управления Объединенных вооруженных сил Организации Варшавского договора 419

ВОЕННО-СТРОИТЕЛЬНЫЕ КОМПЛЕКСЫ И КОНСТРУКЦИИ

Добрышкин Е. О., Эльцофон Д. А. Разработка математической модели для оценки погрешности измерений струнным преобразователем систем автоматизированного мониторинга в нестационарных условиях с использованием гармонической функции .. 426

Добрышкин Е. О., Эльцофон Д. А. Разработка математической модели для оценки погрешности измерений струнным преобразователем систем автоматизированного мониторинга в нестационарных условиях с использованием степенных функций 440

ОПЕРАТИВНОЕ ИСКУССТВО И ТАКТИКА

Иконников О. В., Казахов Б. Д., Крупский К. А., Летучев Б. А. Обоснование подхода к верификации знаний о боевом опыте действий войск (сил) на основе его релевантности принципам военного искусства 452

Летучев Б. А., Новиков В. А., Харитонов С. М. Методика формирования рационального варианта размещения организационно-технических элементов обеспечения запусков космических аппаратов при реализации территориально распределенных пусков ракет космического назначения 465

Рефераты статей 474

Сведения об авторах 486

Сведения о рецензентах 494

А. Г. Басыров,
доктор технических наук, профессор;
В. В. Кузнецов,
кандидат технических наук, доцент;
Ф. Факхро

АЛГОРИТМ КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОГО РЕСУРСОСБЕРЕГАЮЩЕГО ПРОЦЕССА АНАЛИЗА И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ В АВТОНОМНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ НА ОСНОВЕ БАЙЕСОВСКОГО ПОДХОДА

Описана концепция конвейерно-параллельной организации информационных процессов анализа и передачи данных в информационно-управляющей системе автономных летательных аппаратов, учитывающая временные и энергетические затраты на реализацию информационных процессов. Сформулирована постановка задачи и введены показатели качества ресурсосберегающего конвейерно-параллельного информационного обмена. Рассмотрен подход к аналитическому оцениванию математического ожидания значения показателя результативности этого процесса.

Формализован и исследован алгоритм ресурсосберегающего конвейерно-параллельного информационного процесса полиномиальной сложности. Даны рекомендации по обоснованию структуры устройства конвейерно-параллельной обработки и передачи данных.

Ключевые слова: конвейерно-параллельная обработка информации, неопределенность качества данных, ресурсосберегающий процесс, байесовский подход.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальными тенденциями развития аэрокосмических технологий является создание автономных малоразмерных летательных аппаратов (космических аппаратов, беспилотных летательных аппаратов), осуществляющих сбор и передачу информации в режиме реального времени [1, 2].

Одной из проблем организации функционирования таких аппаратов является проблема передачи больших объемов информации при ограничениях на пропускную способность каналов связи. При этом, как правило, далеко не вся собранная информация обладает синтаксической, семантической и прагматической пригодностью (по Шеннону) для дальнейшего использования. Если есть возможность разделить на борту летательного аппарата (ЛА) информацию на пригодную и непригодную, то возможно существенно сократить объем передаваемых данных с ЛА, а значит и необходимый для информационного объема ресурс (временной и энергетический).

Вопросы организации ресурсосберегающего информационного обмена в условиях априорной неопределенности качества данных рассматривались в работе [3]. Однако в этой статье предполагалась последовательная реализация информационных процессов анализа и передачи данных, что ограничивало оперативность информационного обмена.

Ниже рассмотрен поход, позволяющий реализовать конвейерно-параллельную обработку информации на основе байесовского подхода к определению вероятности передачи пригодных для дальнейшего использования данных, сокращающего время на анализ и передачу собранных ЛА данных.

Идея заключается в оптимизации количества проверяемых и передаваемых данных на основе априорной оценки вероятности их пригодности [4] при конвейерно-параллельной организации информационных процессов анализа и передачи данных.

КОНЦЕПЦИЯ КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОГО АНАЛИЗА И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ

Рассмотрим общую схему конвейерно-параллельной предобработки (анализа, проверки) и передачи данных в автономных летательных аппаратах на основе байесовского подхода (рис. 1), в которой несколько *m* модулей-анализаторов ($T_1,...,T_m$) анализируют поступающие блоки данных (БД) и, в зависимости от результата их анализа на пригодность для дальнейшего использования, направляют в передатчик *S* выходного потока данных для отправки потребителю по каналу связи.

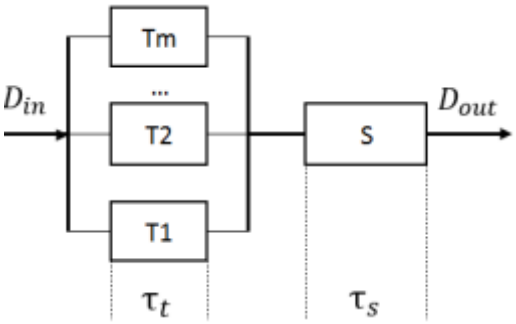


Рис. 1. Схема конвейерно-параллельного анализа и передачи данных

Время, затрачиваемое на проверку одного блока данных, составляет τ_t, а на передачу – τ_s. Будем считать, что $\tau_t < \tau_s$, иначе с точки зрения повышения оперативности предобработка теряет смысл.

Временная диаграмма функционирования устройства разбита на такты проверки БД $t_{к1}, t_{к2}, ..., t_{кN}$ и такты передачи БД $t_{п1}, t_{п2}, ..., t_N$ (рис. 2), где $t_{кi}$ – момент времени завершения проверки *i*-го БД, а t_{ni} – момент времени начала его передачи. Последовательности тактов проверки и передачи различных БД совмещены во времени, т. е. одновременно проводятся операции проверки блоков данных и передачи пригодных из ранее проверенных. Таким образом, имеет место неравенство $t_{кi} \geq t_{ni}, \forall i = 1,...,N$. Возможна ситуация совмещения во времени проверки и передачи одного и того же БД, т. е. $t_{кi} < t_{ni}$. В этом случае передача непроверенного БД начинается, но как только завершается его проверка, по ее результатам передача этого БД продолжается, если БД оказался пригодным, либо прерывается – в противном случае. Такое решение реализует идею передачи блока данных «по предположению», что он пригоден.

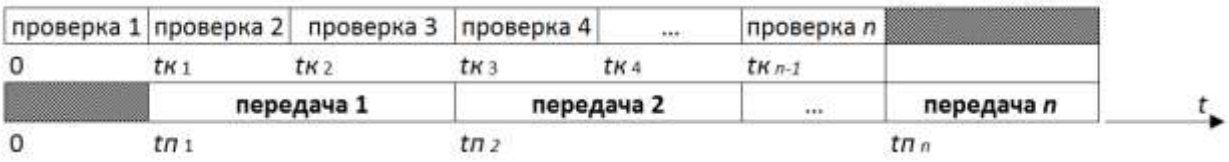


Рис. 2. Временная диаграмма конвейера обработки и передачи данных

Для того, чтобы конвейер функционировал без простоя, обеспечивая максимальную оперативность, необходимо, чтобы в каждом такте, назначенном для передачи данных, этот блок данных предавался. Это условие выполняется:

– если блоки данных передаются без проверки;

– если среди ранее проверенных блоков к моменту начала передачи существует хотя бы один пригодный для использования по результатам его проверки.

Преимущество такого подхода зависит от количества модулей анализа данных, временных затрат на анализ и передачу данных, соотношения пригодных и непригодных блоков данных.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОЦЕССА

Постановка задачи заключается в оптимизации структуры информационной системы ЛА (количества анализаторов блоков данных) с целью максимизации математического ожидания количества переданных пригодных блоков данных за заданное время или (и) при заданном доступном энергоресурсе бортовых источников питания.

Дано:

– количество имеющихся БД n;

– количество анализаторов БД m;

– затраты ресурсов на проверку и передачу Z:

$$Z = \langle \tau_t, \tau_s, e_t, e_s \rangle,$$

где τ_t – затраты времени на проверку одного блока данных;

τ_s – затраты времени на передачу одного блока данных;

e_t – потребляемая мощность анализатора;

e_s – потребляемая мощность передатчика;

– директивный ресурс времени на информационный обмен $\tau^{\text{доп}}$;

– допустимый энергоресурс на информационный обмен $e^{\text{доп}}$.

Требуется: построить алгоритм α анализа и передачи БД, обеспечивающий передачу за установленное время $\tau^{\text{доп}}$ при допустимом энергоресурсе $e^{\text{доп}}$ максимального количества пригодных БД:

$$\alpha^*(n, m, Z) = \arg\max_{\alpha^* \in \alpha^{\text{доп}}} s(\alpha(n, m, Z)),$$

где s – показатель результативности конвейерно-параллельной обработки данных, т. е. количество пригодных БД.

Ограничения:

$$e(\alpha) \le e^{\text{доп}},\ t(\alpha) \le \tau^{\text{доп}},$$

где $e(\alpha)$ – затраты энергоресурса, а $t(\alpha)$ – затраты времени на реализацию конвейерно-параллельного информационного процесса анализа и передачи БД соответственно.

Искомый алгоритм α определяет количество проверенных и передаваемых без проверки БД, обеспечивающее решение поставленной выше задачи.

ОЦЕНКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОЖИДАНИЯ ЗНАЧЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЯ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ

Конвейерно-параллельный информационный процесс анализа и передачи данных включает последовательность операций проверки и передачи БД. Стадии проверки одних данных

пересекаются (совпадают во времени) со стадиями передачи других (проверенных) данных. На одном шаге стадии проверки одновременно (параллельно) могут быть проверены *m* БД.

Учитывая, что время передачи превышает время проверки БД, т. е. $r_s > r_t$, то к началу первого шага (i =1) передачи БД будут проверены $k_1 = m$ БД, а к началу любого другого *i*-го шага (i >1) количество проверенных БД составит

$$k_i = m \cdot \left\lfloor \frac{\tau_s}{\tau_t} \cdot (i-1) \right\rfloor. \quad (1)$$

Пригодность каждого из *N* БД является случайной величиной, и если состояние каждого БД не зависит от состояния других, то процесс выбора и проверки пригодности БД соответствует схеме Бернулли. Обозначим через $G(x, y, z)$ дополнительную функцию биномиального распределения [5], где *x* – количество пригодных БД, выбранных из *y* БД при вероятности *z* пригодности каждого БД. Тогда вероятность того, что среди проверенных БД к началу *i*-го шага передачи среди проверенных БД пригодными оказались не менее *i* БД составит $g_i = G(i-1, k_i, p)$. Если считать известным количество η дефектных БД, то априорная вероятность пригодности одного БД составляет $p = 1 - \eta / N$.

Учитывая, что

$$G(x, y, z) = 1 - \sum_{j=0}^{x} C_y^j z^i (1-z)^{y-j},$$

можно записать

$$g_i = 1 - \sum_{j=0}^{i-1} C_{k_i}^j \left(1 - \frac{\eta}{N}\right)^j \left(\frac{\eta}{N}\right)^{k_i - j} = 1 - \sum_{j=0}^{i-1} \frac{k_i!}{j!(k_i - j)!} \left(1 - \frac{\eta}{N}\right)^j \left(\frac{\eta}{N}\right)^{k_i - j}. \quad (2)$$

Показатель *s* результативности конвейерно-параллельной обработки данных – количество переданных за некоторое количество *d* шагов пригодных БД. В рассматриваемом случае математическое ожидание $\bar{s}$ этого показателя составит

$$\bar{s} = \sum_{i=0}^{d} g_i, \quad (3)$$

причем количество *d* слагаемых в выражении (3) определяется из ограничения

$$\sum_{i=0}^{d} g_i \tau_s + (1 - g_i)\tau_t \le \tau^{\text{доп}}. \quad (4)$$

При наличии ограничения на энергоресурс источников питания дополнительным к (4) ограничением является необходимость выполнения условия

$$d \cdot m \cdot e_t + e_s \cdot \sum_{i=0}^{d} g_i \le e^{\text{доп}}. \quad (5)$$

Исходя из выражений (1)–(3) значение показателя *s* результативности конвейерно-параллельной обработки данных зависит от значений $N, \eta, m, \tau_t, \tau_s, \tau^{\text{доп}}$.

При проектировании информационно-управляющей системы ЛА считаются известными значения N, τ_t, τ_s и требуется обосновать величину *m*. При применении ЛА по назначению при заданных значениях $N, \tau_t, \tau_s, e_t, e_s$ вводится ограничение на время T и энергоресурс *E*, и для экономии энерговременного ресурса возможно сокращение (отключение) части анализаторов на величину от 1 до *m*-1.

АЛГОРИТМ РЕСУРСОСБЕРЕГАЮЩЕГО КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОЦЕССА

С целью экономии времени и энергоресурса бортовых источников питания ЛА возможно сокращение количества проверок БД, т. е. предполагается передача части непроверенных БД. Для сокращения энергетических затрат на процесс проверки БД предлагается решение, основанное на доверии к пригодности БД с учетом результатов проверки части из них, т. е. проверки не всего доступного в заданных условиях множества БД, а только его некоторой части с принятием решения о целесообразности проверки оставшихся (непроверенных) БД. Это решение принимается на основе байесовского подхода к оцениванию априорной и апостериорной вероятностей пригодности БД.

Пусть к началу *i*-го шага проверено η_i БД из *N*, априорная вероятность пригодности БД составила p_i и осталось возможным передать μ_i БД.

Априорная вероятность того, что все μ_i БД окажутся пригодными, составляет $p_i^{\mu_i}$, а вероятность того, что в оставшихся $N-\eta_i-\mu_i$ БД будет не менее одного пригодного, что делает возможным выбрать пригодный БД, составит $1-(1-p_i)^{N-\eta_i-\mu_i}$.

Тогда условием целесообразности завершения проверок к началу *i*-го шага является истинность выражения

$$p_i^{\mu_i} > \left(1-p_i^{\mu_i}\right)\left(1-\left(1-p_i\right)^{N-\eta_i-\mu_i}\right). \qquad (6)$$

Если к началу *i*-го шага априорная вероятность пригодности БД составила p_i, то после проверки *i*-го БД апостериорная вероятность p_i^+ пригодности оставшихся непроверенными БД в случае пригодности проверенного *i*-го БД составит $\frac{1+p_i(i+1)}{i+2}$, а в противном случае – $\frac{p_i(i+1)}{i+2}$.

Если за один *i*-й шаг проверяется *m* БД, а пригодность проверяемого *j*-го БД оказалась равной π_j, где $\pi_j \in \{0,1\}$, $j=1,..,m$, то апостериорная вероятность p_i^+ пригодности оставшихся непроверенными БД составит

$$p_i^+ = \frac{\sum_{j=1}^{m}\pi_j + p_i(i+1)}{i+m+1}. \qquad (7)$$

Отметим, что если в выражении (6) принудительно установить $p_i = 0$, то это неравенство никогда не будет выполняться, что означает обязательную проверку всех БД. Если же принудительно установить $p_i = 1$, то неравенство будет выполняться всегда, что означает запрет проверок БД, т. е. передачу всех БД без проверки.

Рассмотрим алгоритм реализации этого подхода, имитирующий конвейерно-параллельную обработку данных.

Исходные данные:

– количество БД *N*;

– количество устройств проверки данных (анализаторов) *m*;

– время передачи БД τ_s;

– время проверки БД τ_t;

– потребляемая мощность анализатора e_t;

– потребляемая мощность передатчика e_s;

– директивное время завершения процессов $\tau^{\text{доп}}$;

– ограничение на энергоресурс источника питания $e^{\text{доп}}$;

– вектор признаков пригодности БД $\pi_{\langle N\rangle}$ ($\pi_i = 1$ – пригоден, $\pi_i = 0$ – нет),

– тип проверки данных $type \in \{-1, 0, 1\}$:

$type = -1$ – БД передаются без проверки;

$type = 0$ – выборочная (ограниченная) проверка БД;

$type = 1$ – проверяются все БД.

Алгоритм.

Шаг 1. Начало.

Шаг 2. Инициализация: $v_p := 0$, $v_s := 0$, $j := 1$, $s := 0$, $i := 0$, $x := 0$, $\lambda := 0$, $p_i := 0.5$.

Если $type < 0$, то $z := 0$, иначе – $z := 1$.

Шаг 3. Если $\left(\max(z \cdot (v_s + \tau_s), v_t + \tau_t) \le \tau^{доп}\right) \vee \left(z \cdot (v_s + \tau_s)e_s + (v_t + \tau_t)e_t \le e^{доп}\right) \vee i \le N$,

то переход на шаг 4, иначе – $s := x$ и переход на шаг 11.

Шаг 4. $\eta_i := i \cdot m$, $\mu_i := \min\left(\left\lfloor \dfrac{e^{доп} - z \cdot v_p \cdot e_p - v_s \cdot e_s}{e_s} \right\rfloor; \left\lfloor \dfrac{\tau^{доп} - v_s}{\tau_s} \right\rfloor\right) - x$.

Шаг 5. Если $type = -1$, то $p_i := 1$. Если $type = 1$, то $p_i := 0$.

Шаг 6. Если $p_i^{\mu_i} > \left(1 - p_i^{\mu_i}\right)\left(1 - \left(1 - p_i\right)^{\max(0, N - \eta_i - \mu_i)}\right)$, то переход на шаг 11,

иначе – на шаг 7.

Шаг 7. Проверка очередных m БД. $d := \sum_{j}^{j+m-1} \pi_j$, $v_t := v_t + \tau_t$, $j := j + m$, $\lambda := \lambda + d$.

Шаг 8. Если $s > x$, то $v_s := v_s + \tau_s$, иначе – $v_s := v_s + \tau_t$.

Шаг 9. $p_i := \dfrac{d + p_i(i+1)}{i + m + 1}$.

Шаг 10. Если $\lambda > x$, то $s := s + 1$ и $x := x + 1$. Переход на шаг 13.

Шаг 11. Если $\lambda - x > 0$, то $s := s + 1$, иначе $s := s + \pi_j$ и $j := j + 1$.

Шаг 12. $x := x + 1$, $v_s := v_s + \tau_s$.

Шаг 13. $i := i + 1$. Переход на шаг 3.

Шаг 14. Вывод s.

Шаг 15. Конец.

В результате работы алгоритма переменная s будет содержать количество переданных пригодных БД. В реальном процессе значение этой переменной становится известным на стороне получателя данных только после анализа всех полученных БД, которые были переданы.

Алгоритм дает возможность, как принудительно запрещать проверку всех БД для снижения ресурсоемкости, так и наоборот – проводить их полную проверку для обеспечения гарантированной передачи только пригодных БД. Это позволяет использовать алгоритм в различных условиях (при различных ограничениях), изменяя значение входного параметра $type$.

Алгоритм обладает полиномиальной сложностью и может быть реализован в системах реального времени.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЦЕССОВ АНАЛИЗА И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ НА ОСНОВЕ БАЙЕСОВСКОГО ПОДХОДА

При проектировании средств конвейерно-параллельной обработки информации часто представляет интерес не абсолютное значение показателя результативности, а его отношение Δ_S к максимально возможному в заданных условиях значению.

Рассмотренный выше алгоритм может быть использован для оценивания относительного значения показателя результативности конвейерно-параллельной обработки данных при априорной неопределенности вектора признаков пригодности БД на основе имитационного моделирования процессов проверки и передачи БД методом Монте-Карло [6].

В этом случае многократно генерируется вектор пригодности БД и в каждом цикле моделирования на основе предложенного алгоритма оцениваются значение показателя результативности конвейерно-параллельной обработки данных с имитацией априорной неопределенности вектора пригодности БД и максимально возможное значение $s_{\max}$ этого показателя для заданного (сгенерированного) вектора при заданных ограничениях.

Значение $s_{\max}$ определяется из выражения

$$s_{\max} = \min\left(\frac{\tau^{\text{доп}}}{\tau_S}; \frac{e^{\text{доп}}}{e_S}; \sum_{i=1}^{N} \pi_i \right).$$

Далее находится отношение $\Delta_S = s / s_{\max}$, которое и принимается за значение относительного показателя результативности. Отметим, что значение Δ_S изменяется в диапазоне от 0 до 1.

Для исследования вышеприведенного алгоритма и обоснования выбора стратегии организации информационного процесса было проведено имитационное моделирование ресурсосберегающего конвейерно-параллельного информационного процесса тремя стратегиями проверки и передачи БД:

1) передача БД только после проверки каждого из них;

2) передача всех БД без проверки;

3) частичная проверка БД с использованием байесовского подхода к определению вероятности их пригодности.

Результаты имитационного моделирования свидетельствуют о зависимости значения показателя качества рассматриваемого конвейерно-параллельного информационного процесса от ограничений на энерговременной ресурс. В качестве примера такой зависимости на рис. 3 представлены графики зависимости $\Delta_S(E)$ для трех стратегий проверки и передачи БД при следующих значениях исходных данных: $N = 20$; $\tau_S = 1$; $\tau_S = 0,5$; $T = 12$; $e_S = 1$; $e_t = 0,5$; $m = 2$.

На рис. 4 представлены графики зависимости $\Delta_S(e_S)$ для трех стратегий проверки и передачи БД при следующих значениях исходных данных: $N = 20$; $\tau_S = 1$; $\tau_S = 0,5$; $T = 12$; $e_S = 1$; $E = 12$; $m = 2$.

Так как в реальных условиях применения летательного аппарата количество непригодных БД в общем их массиве априорно неизвестно, то значение показателя качества конвейерно-параллельной обработки необходимо оценить для всех возможных значений количества η непригодных БД в диапазоне $[0, N]$.

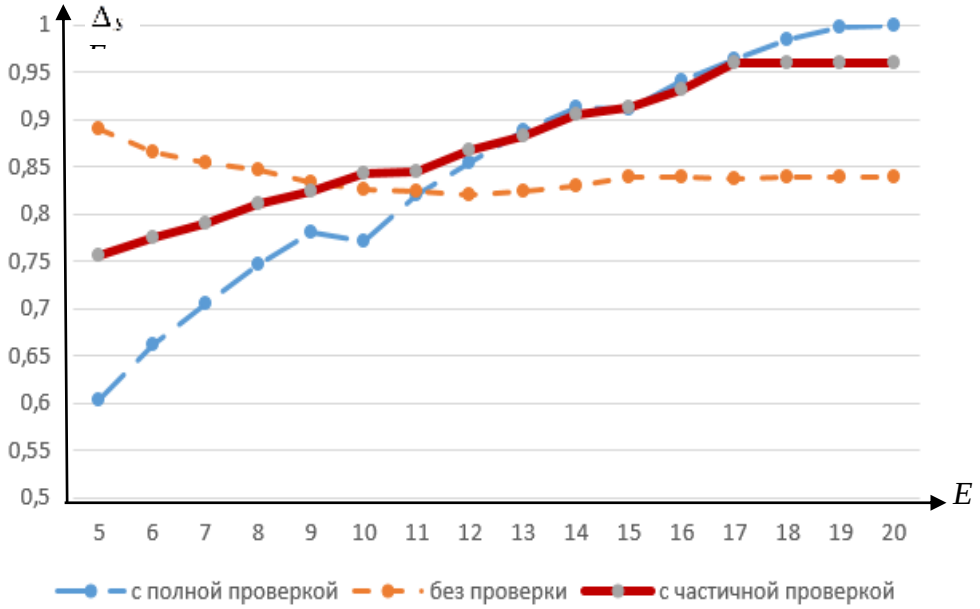


Рис. 3. Зависимость среднего значения Δ_S
от доли ограничений на энергоресурс

Следует отметить влияние выбора порядка проверки и передачи данных на значение показателя качества Δ_S. Если известно, что размещение пригодных (непригодных) блоков данных не починяется равномерному закону, а, например, непригодные блоки данных с высокой вероятностью размещены в одной области массива БД, то эффективность использования стратегии частичной проверки блоков данных существенно возрастает.

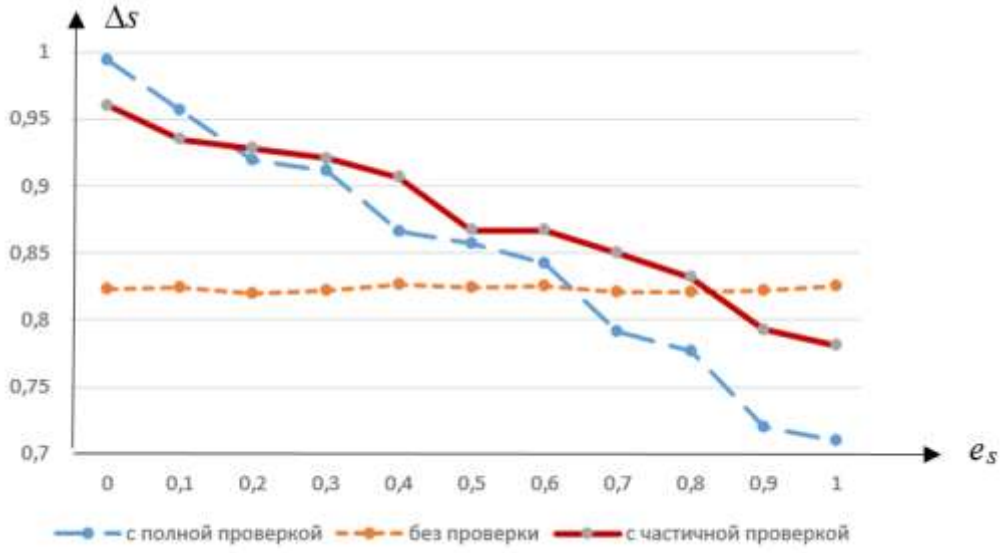


Рис. 4. Зависимость среднего значения Δ_S
от доли энергозатрат на проверку данных

Таким образом, при имитационном моделировании возможно применение различных процедур выбора БД на проверку из заданного массива БД и учет различных вариантов размещения дефектных БД в этом массиве [7].

ОБОСНОВАНИЕ КОЛИЧЕСТВА АНАЛИЗАТОРОВ БЛОКОВ ДАННЫХ НА ОСНОВЕ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОНВЕЙЕРНО-ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

В постановке задачи, сформулированной выше, количество m анализаторов БД считалось заданным. Однако при синтезе информационно-управляющей системы ЛА приходится оптимизировать ее структуру, в том числе обосновывать количество анализаторов БД.

Простейшим обоснованием количества анализаторов БД является выбор такого его значения m^*, при котором показатель качества конвейерно-параллельной обработки данных $\Delta_S(m)$ принимает максимальное значение:

$$m^* = \arg\max_{m=1,2,\ldots}(\Delta_S(m)).$$

Другим подходом к обоснованию рационального количества анализаторов блоков данных является его выбор на основе задания порога *прироста* значения показателя качества конвейерно-параллельной обработки данных.

По результатам имитационного моделирования может быть определена зависимость $\Delta_S(m)$ относительного значения показателя качества конвейерно-параллельной обработки данных от количества m анализаторов БД при заданных ограничениях.

На рис. 5 представлен пример графика зависимости $\Delta_S(m)$ для стратегии частичной проверки БД при следующих значениях исходных данных:

$$N = 20;\ \tau_S = 1;\quad \tau_S = 0,5;\ T = 12;\ e_S = 1;\quad e_t = 0,2;\ E = 12.$$

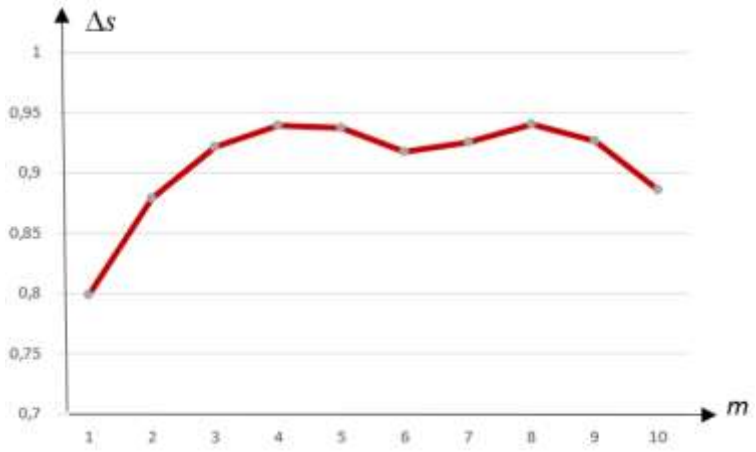


Рис. 5. Зависимость среднего значения Δ_S от количества анализаторов

Очевидно, что с ростом значения m будет изменяться Δ_S. Последовательно увеличивая значение m и анализируя при этом $\Delta_S(m)$, определяется такое первое значение m, при котором выполняется (является истинным) условие

$$\left(\Delta_S(m) / \Delta_S(m-1) \geq \varepsilon\right) \wedge \left(\Delta_S(m+1) / \Delta_S(m) < \varepsilon\right),$$

где ε – порог значимого прироста значения рассматриваемого показателя качества.

Такой подход позволяет обосновать рациональное значение количества анализаторов БД для заданных условий ресурсно-временных ограничений информационного процесса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Решение поставленной выше задачи оптимизации структуры информационной системы ЛА и управления процессами проверки и передачи БД реализует три стратегии информационного обмена с ЛА: передачу всех БД без проверки (экономный режим); передачу всех БД только после их проверки (надежный режим); передачу БД с проверкой части из них (рациональный режим). Выбор того или иного режима обмена зависит от условий применения ЛА, т. е. требований по оперативности и доступному энерговременному ресурсу.

Новизна предлагаемого решения заключается в том, что оно в отличие от известных предполагает динамический выбор стратегии информационного процесса, основываясь на байесовской вероятности пригодности БД.

Предложенный подход позволяет обосновать структуру информационной системы ЛА на этапе ее проектирования и оптимизировать процессы анализа и передачи данных при эксплуатации ЛА.

Проведенное имитационное моделирование конвейерно-параллельного процесса анализа и передачи данных на основе байесовского подхода показало возможность обеспечения высокой результативности информационного обмена с ЛА в режиме реального времени при априорной неопределенности качества собранной ЛА информации.

Актуальность применения на практике предлагаемого подхода возрастает в связи с быстрым развитием средств интеллектуальной автономной обработки информации. Предложенные решения могут найти широкое применение в автономных робототехнических системах различного типа и назначения.

Список использованных источников

1. Управление БпЛА : учеб. пособие / А. М. Качалин [и др.]. – М. : РЦ НИИТ МАИ, 2023. – 156 с.

2. Беспилотные летательные аппараты : библиограф. указатель / сост. О. В. Давыденко; под ред. Н. Н. Астаповой. – Кемерово : ИИО Кузбасской ГСХА, 2021. – 23 с.

3. *Басыров А. Г., Кузнецов В. В., Лупашко М. В.* Алгоритмы ресурсосберегающего автономного контроля массива данных наблюдения в беспилотных летательных аппаратах // Вестник Российского нового университета. Сер. : Сложные системы: модели, анализ и управление. – 2022. – Вып. 3. – С. 3–10.

4. *Басыров А. Г., Кошель И. Н., Факхро Ф.* Алгоритмы управления ресурсосберегающим информационным обменом в условиях априорной неопределенности качества данных // Технологии, алгоритмы и программы для решения прикладных задач кибербезопасности, помехозащищенности и информационного обеспечения : сб. науч. тр. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2024. – С. 165–172.

5. *Вадзинский Р. Н.* Справочник по вероятностным распределениям. – СПб. : Наука, 2001. – 295 с.

6. *Соболь И. М.* Метод Монте-Карло. – М. : Наука, 1968. – 64 с.

7. *Басыров А. Г., Факхро Ф.* Модель распределенного ресурсосберегающего информационного обмена в условиях априорной неопределенности качества информации данных // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 692. – С. 24–32.

А. П. Кадочников,
кандидат технических наук, доцент;
Д. С. Кадочникова,
кандидат технических наук;
А. В. Михалев;
В. Я. Пророк,
доктор технических наук, профессор

ОБОСНОВАНИЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ОНТОЛОГИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ЗНАНИЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ НАБЛЮДЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

В статье проведено исследование процесса систематизации данных для обеспечения результативности функционирования наземных средств наблюдения искусственных космических объектов в околоземном пространстве. В рамках данного исследования рассмотрены вопросы управления сбором и хранением информации. Обоснована целесообразность использования онтологической модели представления знаний о предметной области. Представлены результаты использования предложенной модели для организации сбора и интеграции данных при планировании работы средств наблюдения.

Ключевые слова: онтология, база знаний, искусственный космический объект, моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Интенсивное увеличение потока информации в современных автоматизированных системах изменило подход к ее обработке. В этой связи возрастает необходимость изменения требований к контролю качества принятия решений в проблемных ситуациях. Трудности, которые возникают в процессе выработки решений, обусловлены, прежде всего, большим объемом анализируемых данных, отсутствием эффективных подходов к структуризации данных, построению системы логического вывода, высокими требованиями к оперативности и интерпретируемости принимаемых решений, ошибками в выборе приоритетов [1–7].

В основном на помощь специалистам при обработке данных и принятии решений приходят классические автоматизированные средства, основанные на применении баз данных, для которых характерны некоторые существенные недостатки: сложность описания иерархических и сетевых связей, трудности в понимании структуры данных, проблематичность описания большой предметной области и объединения данных от нескольких информационных систем.

Все множество изложенных проблемных вопросов характерно при наблюдении искусственных космических объектов в околоземном пространстве, сборе информации о них и последующей ее каталогизации.

Для обеспечения результативной работы системы наблюдения в динамично изменяющихся условиях функционирования все более важными становятся вопросы организации поиска, селекции, интегрирования и последующего анализа больших объемов разнотипных данных, полученных из различных источников, с различным уровнем достоверности и полноты [8–11]. Особое значение приобретают вопросы планирования работы средств сбора информации о космической обстановке, которое в настоящее время осуществляется практически в ручном режиме. В этой связи целесообразно использование некоторой рекомендательной системы по возможности применения средств наблюдения и достоверности получаемой информации.

Предлагается для организации и планирования процесса сбора и обработки информации средствами наблюдения космического пространства использовать не классические базы данных, а перейти на применение баз знаний.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для организации процесса сбора, обобщения и анализа информации в рассматриваемой области исследования необходимо создание рекомендательной системы. Но при этом используемые в настоящее время принципы построения подобных систем, как правило, не учитывают в полной мере ряд особенностей применения средств наблюдения различного типа, а также специфику их взаимодействия, что снижает эффективность их функционирования.

В качестве исходных данных были выделены предметные области: космические аппараты, средства и условия наблюдения.

Вопросам сбора и последующей обработки информации в околоземном космическом пространстве посвящено большое количество работ [1–10]. Анализ литературы показал, что для решения этой задачи необходимо учитывать значительное количество параметров (более 500). Ниже перечисляются основные укрупненные группы параметров.

Основные группы параметров класса «Космический аппарат»:

- координатные параметры;
- некоординатные параметры;
- параметры двигательной установки;
- назначение;
- материал.

Параметры класса «Системы наблюдения»:

- место базирования;
- физический принцип получения информации;
- конструкция;
- диапазон волн.

Параметры класса «Условия наблюдения»:

- географические;
- метеорологические;
- атмосферные;
- астрономические.

Структура системы, решающей задачу управления сбором информации, представлена на рис. 1.

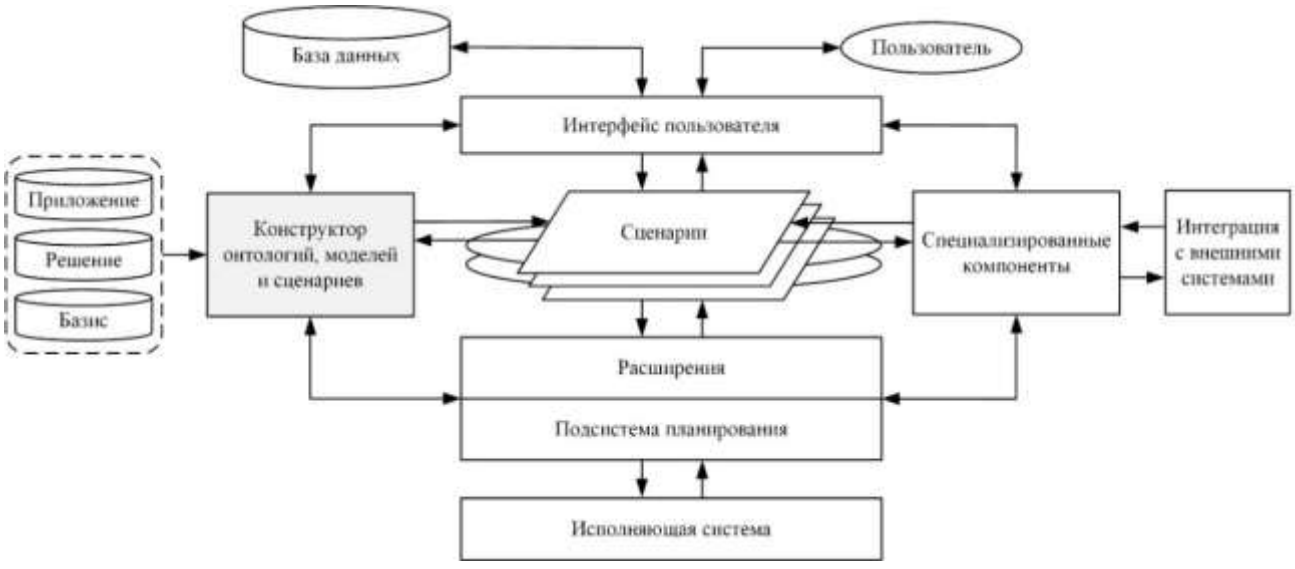


Рис. 1. Структура системы, решающей задачу управления сбором информации

Согласно структурной схеме на рис. 1 ключевым элементом данной системы является инструмент для взаимодействия с базами знаний, моделями и сценариями.

На рис. 2 представлена архитектура перспективной системы наблюдения за космическими объектами. Предлагаемая архитектура позволяет динамично производить обновление информации и при необходимости самообучаться на основе накопленного опыта.

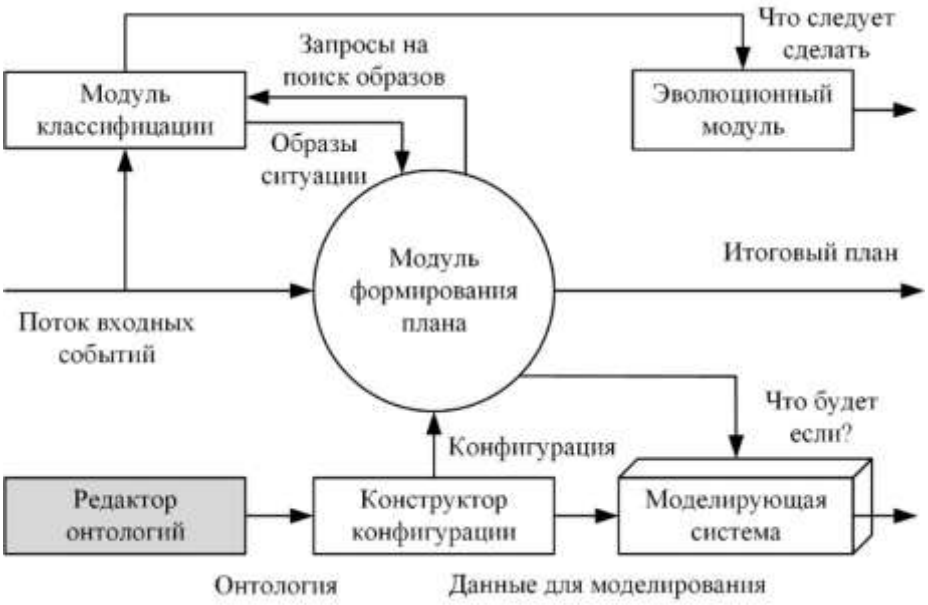


Рис. 2. Структура системы наблюдения

Основываясь на приведенных выше утверждениях, обобщенная модель рассматриваемой предметной области может быть представлена в виде композиции из трех согласованных взаимозависимых моделей: модели знаний по исполняемым в системе функциональным задачам, модели знаний непосредственно средств наблюдения и условий функционирования этих средств:

$$O = \langle Z, S, A, Y, R \rangle,$$

где Z – совокупность задач, обусловленных требованиями потребителей информации;
S – множество разнотипных средств наблюдения;
A – множество атрибутов рассматриваемых моделей, представленных в виде элементарных информационных единиц;
Y – совокупность условий и ограничений, учитываемых при описании процесса функционирования системы наблюдения;
R – множество отношений, возникающих между элементами модели.

Целью проводимого исследования является анализ существующих подходов к представлению знаний при решении задач сбора и обработки информации о космических объектах и выбор наиболее эффективной модели.

ОБЗОР МОДЕЛЕЙ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ЗНАНИЙ

Учитывая особенности организации данных в системе наблюдения за космическими объектами, целесообразно представлять знания о предметной области в виде последовательности упорядоченных объектов, связанных между собой отношениями. На этой идее базируются такие модели знаний, как семантические сети, фреймы, логика предикатов и т. д. [11, 12].

Существует несколько видов моделей представления знаний:

1. Семантическая модель – это модель знаний, которая представляет собой формализованные связи концептов, атрибутов, отношений и их свойств [13]. Семантическая модель позволяет достаточно просто осуществлять обновление и расширение информации.

2. Продукционная модель – это модель, основанная на правилах (продукциях). Она состоит из трех частей: условия, действия и постусловия. Эта модель часто используется в экспертных системах и других интеллектуальных системах. Но у данной модели есть минусы, из-за которых ее использование затруднено, а именно:

– сложность определения порядка выполнения правил;
– сложность отслеживания зависимостей между правилами;
– сложность управления версиями правил и их зависимостей.

3. Фреймовая модель – это модель, которая использует фреймы (структуры данных) для представления знаний о предметной области. Фреймы содержат информацию о свойствах объектов, об отношениях между ними и правилах, управляющих этими отношениями. Одной из ключевых особенностей этой модели является возможность заполнения слотов так называемыми «заданиями отсутствия». Это заранее определенные значения, которые могут не иметь непосредственного отношения к конкретной ситуации, но служат основой для дальнейшей работы с данными. Кроме того, фреймы могут быть расширены за счет использования процедурных компонентов, таких как продукционные модели. Продукционные модели представляют собой набор правил, которые определяют, как обрабатывать информацию и какие действия предпринимать на основе заполненных слотов. В этом контексте фреймы становятся главными источниками знаний, а правила продукционной модели играют вспомогательную роль. Они могут использоваться для автоматического заполнения значений фреймов-экземпляров, что значительно упрощает процесс обработки информации.

4. Онтология – это более сложная модель, потому что объединяет элементы двух и более моделей представления знаний, создавая интегрированное представление предметной области, которое охватывает различные аспекты. Онтологии используются для решения сложных проблем, требующих интеграции знаний из разных областей, и помогают обеспечить согласованность и непротиворечивость знаний в рамках одной системы.

Результаты сравнительного анализа рассматриваемых моделей представления знаний приведены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение моделей представления знаний

Модель	Преимущества	Недостатки
Реляционная база данных	– удобство работы с данными; – масштабируемость; – высокая структурируемость	– трудоемкость разработки; – сложность представления сложных связей; – низкая гибкость
Продукционная	– модульность; – наглядность; – иерархическая гибкость; – простота создания и понимания; – легкость модификации; – простота логического вывода	– низкая естественность; – высокая гибкость, приводящая к недостаточной понятности; – слабовыраженная иерархичность и, как следствие, трудность определения целостности образа; – необходимость детальной структуризации; – сложность проверки полноты и непротиворечивости; – большое время создания и верификации

Окончание табл. 1

Модель	Преимущества	Недостатки
Семантическая	– универсальность; – наглядность, естественность	– прежде всего, это способ наглядного представления данных; – сложно модифицировать; – поиск решения сводится к поиску фрагмента сети
Фреймовая	– иерархичность; – естественность; – интерпретируемость; – гибкость; – наглядность; – универсальность	– высокая сложность; – сложность верификации; – сложность организации логического вывода; – трудно работать с исключениями
Онтология	– универсальность; – активность (сама система инициирует процесс поиска решений); – модульность; – открытость; – обучаемость	– низкая доступность, понятность; – сложность взаимодействия с пользователями

Выбор необходимой модели представления знаний определяется, прежде всего, особенностями решаемых задач и характером исходных данных.

Проведенный сравнительный анализ не позволяет в полной мере осуществить выбор наиболее предпочтительной модели представления знаний. Авторами был применен математический инструмент системного подхода к сложным, многокритериальным задачам принятия решений – метод анализа иерархий.

В качестве факторов, на основе которых предполагается осуществлять сравнение вышеперечисленных альтернатив представления знаний, использованы:

– способность к обучению ($Ф_1$);
– степень сложности процедур вывода ($Ф_2$);
– сложность создания ($Ф_3$);
– универсальность модели ($Ф_4$);
– естественность и наглядность ($Ф_5$);
– иерархическая гибкость ($Ф_6$);
– легкость модификации ($Ф_7$);
– необходимость и сложность верификации ($Ф_8$).

Оценивание проводилось на основе анализа мнения экспертов, являющихся специалистами в области разработки систем поддержки принятия решений, и рекомендательных систем.

Результаты оценивания значимости факторов представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты оценивания значимости факторов

Факторы	Факторы								$\sqrt[8]{\ }$	Вес
	$Ф_1$	$Ф_2$	$Ф_3$	$Ф_4$	$Ф_5$	$Ф_6$	$Ф_7$	$Ф_8$		
$Ф_1$	1	3	1/2	5	3	5	7	7	2,94	0,27
$Ф_2$	1/3	1	1/5	7	2	3	6	6	1,76	0,16
$Ф_3$	2	5	1	2	2	2	5	5	2,59	0,24
$Ф_4$	1/5	1/7	½	1	1/5	1/5	1/5	3	0,36	0,03
$Ф_5$	1/3	½	½	5	1	9	3	3	1,55	0,14
$Ф_6$	1/5	1/3	½	5	1/9	1	7	5	0,95	0,09

Окончание табл. 2

Факторы	Факторы								$\sqrt[8]{\ }$	Вес
	$Ф_1$	$Ф_2$	$Ф_3$	$Ф_4$	$Ф_5$	$Ф_6$	$Ф_7$	$Ф_8$		
$Ф_7$	1/7	1/6	1/5	5	1/3	1/7	1	1/5	0,36	0,03
$Ф_8$	1/7	1/6	1/5	1/3	1/3	1/5	5	1	0,39	0,04
$\sum$									10,9	1,0

Итоговые значения полученного рейтинга моделей представления знаний значимости представлены в табл. 3.

Таблица 3

Итоговые значения весов альтернатив

Модель знаний	Вес
Продукционная	0,14
Семантическая	0,17
Фреймовая	0,28
Онтология	0,34
Реляционная база данных	0,07

Главным преимуществом онтологического подхода является аккумулирование в себе большинства свойств существующих моделей представления знаний и, прежде всего, возможность к генерации новых знаний.

В рамках решения анонсированных в статье задач разрабатываемая рекомендательная система позволит определять, какие средства наблюдения и какую информацию могут получать пользователи по конкретным КА. На основе этой информации определяется возможность распознавания и само распознавание КА. Система позволит выделить набор тех признаков, которых недостает для выполнения задачи, а также когда и какими средствами они могут быть получены. Помимо этого, возможно определение сочетания средств и признаков для решения задачи по КА.

РЕАЛИЗАЦИЯ ОНТОЛОГИИ В PROTEGE 5.6

Онтология состоит из отдельных классов, экземпляров (индивидов) и свойств.

Классы (*Classes*) рассматриваются как множества. Эти классы описываются с помощью формальных (математических) спецификаций, которые определяют критерии для принадлежности к данному классу. Подклассы уточняют характеристики своего суперкласса, являясь его подмножествами. Классы формируют описание концепций в рамках исследуемой области [14].

Экземпляры (*Individuals*) – это специфические объекты, о которых идет речь в данной области.

Свойства (*Properties*) представляют собой бинарные отношения, связывающие экземпляры или классы.

На рис. 3 изображена структурная схема представления знаний, в которой можно определить любые понятия предметной области в структуре троек: объект – предикат – объект. Также онтология может быть интерпретирована и представлена через экземпляры классов (индивиды) и отношения (свойства) между ними.

Рассматриваемую модель можно описать простым примером: «Космический аппарат состоит из деталей и имеет характеристики – тип, вид, размер» [15].

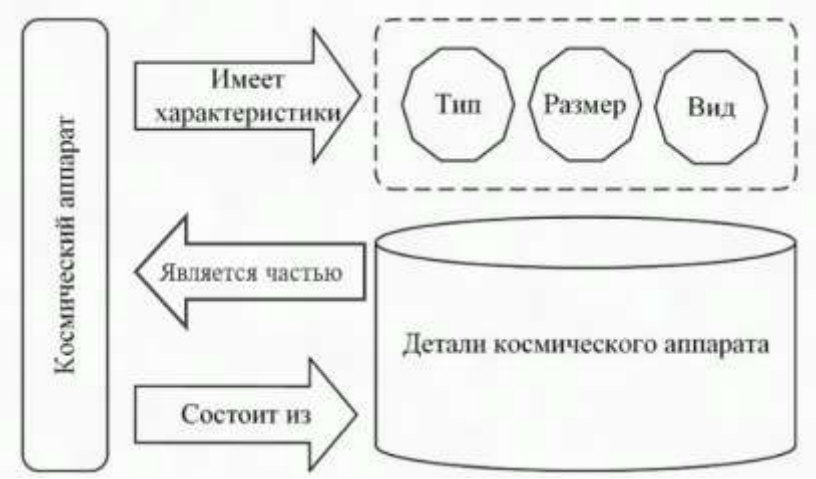


Рис. 3. Структурная схема представления знаний

Создадим классы, экземпляры и свойства средствами Protege.

Данная онтология включает элементы, описанные ниже.

1. Иерархия классов (рис. 4): вне_зоны_действия, Выносные_элементы, зона_действия_ИС-О, зона_действия_ИС-Р, зона_действия_ИС-Р2, зона_действия_ИС-Р3, КО, Материал, обнаружен, ИС, Форма.



Рис. 4. Иерархия классов в онтологии

2. Свойства-отношения индивидов (*Object properties*) – экземпляры классов (рис. 5): в зоне действия, вне зоны действия, имеет выносные элементы, не имеет выносные элементы, материал, имеет форму, не обнаружен, не обнаружил, обнаружен, обнаружил, освещен, является выносным элементом, является материалом, является формой.

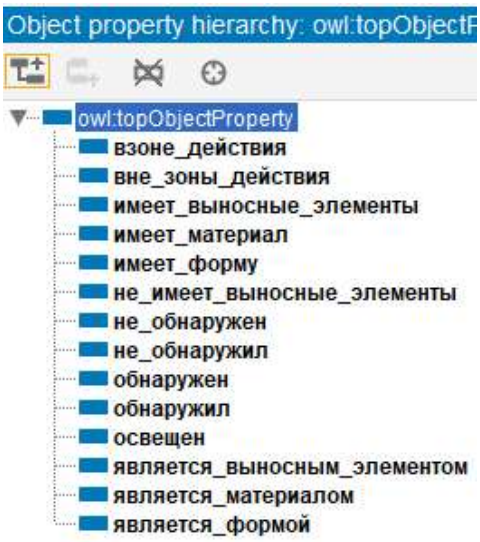


Рис. 5. Свойства-отношения в онтологии

Набор отношений и свойств описывает связь между двумя индивидами.

Пример описания свойств в онтологии показан ниже. В окне Usage видны все связи, где встречается конкретное свойство между двумя индивидами. Свойство «состоит_из» (рис. 6) обладает таким качеством как транзитивность. Для данного свойства его противоположностью является свойство «является_выносным_элементом» (рис. 7).

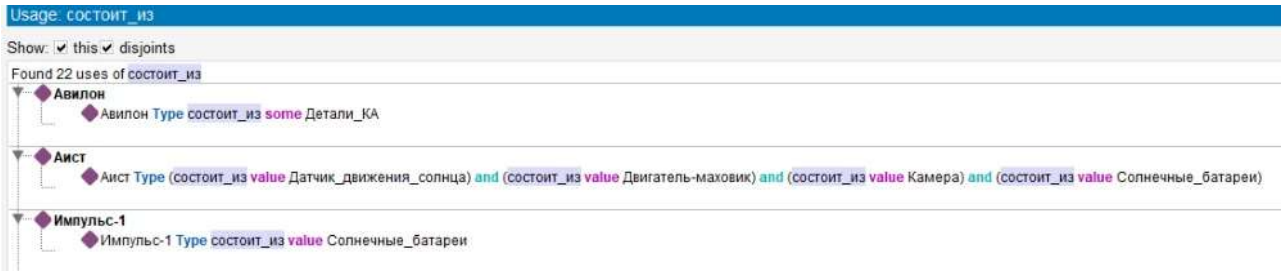


Рис. 6. Описание свойства «состоит_из»

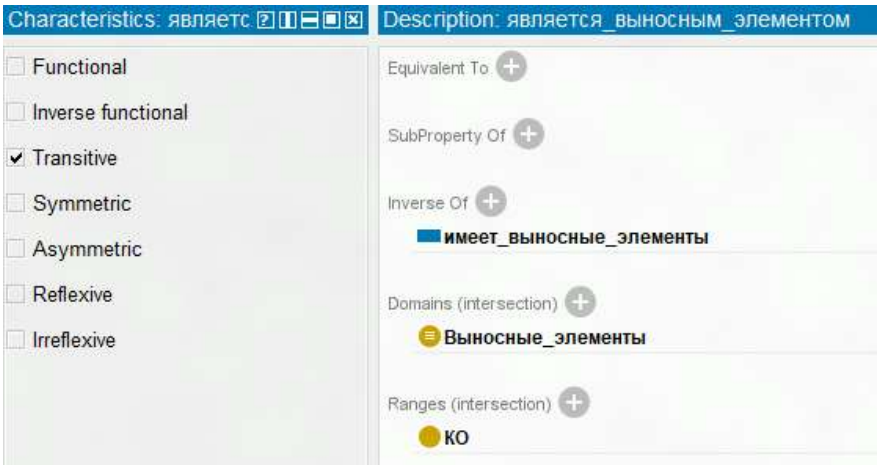


Рис. 7. Описание свойства «является_выносным_элементом»

В следующем примере рассматривается процесс описания свойств данных. Свойства данных, созданные для индивидов, представлены на рис. 8. Визуальное отображение фрагмента полученной семантической сети представлено на рис. 9.

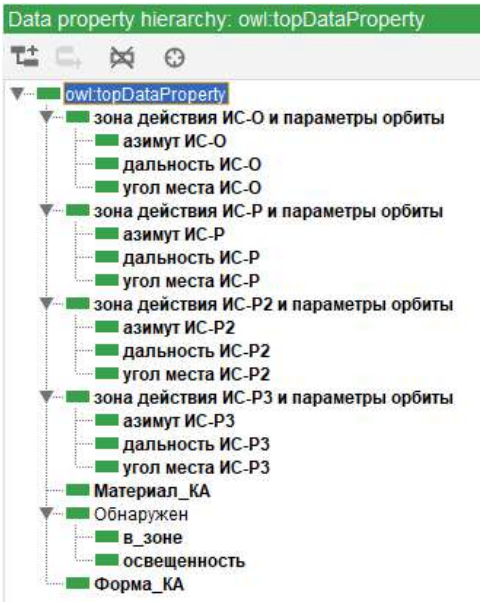


Рис. 8. Описание свойств данных

После того как была определена и создана онтологическая модель представления знаний о системе сбора и обработки информации для решения задач наблюдения искусственных космических объектов, следующим шагом становится дополнение модели конкретными экземплярами классов. В контексте онтологии экземпляры классов называются индивидами, что является аналогом термина «объект» в объектно-ориентированных моделях.

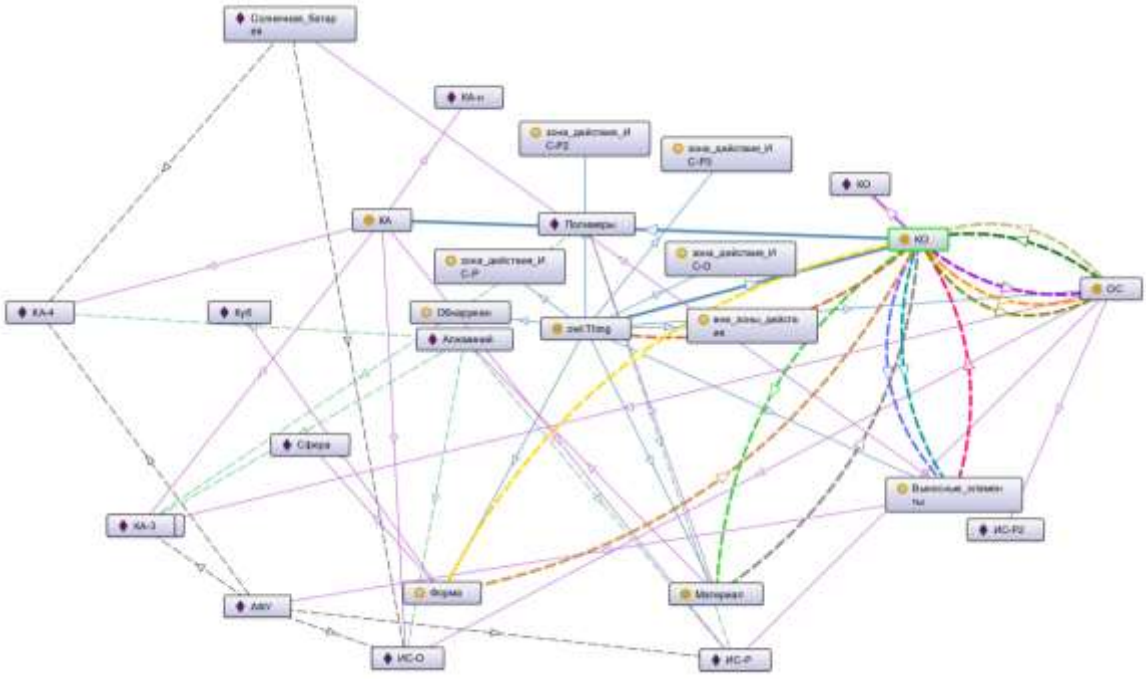


Рис. 9. Фрагмент графа онтологической модели

На рис. 10 можно увидеть созданные экземпляры классов, которые активно используются в данной онтологии. Это служит примером того, как можно организовать и структурировать знания в определенной области. Каждый индивид может иметь свои уникальные свойства и характеристики, что позволяет создавать более детализированные и точные модели.

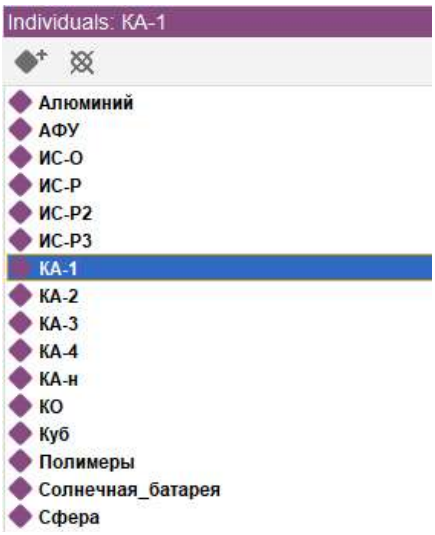


Рис. 10. Представители классов в онтологии

В Protege существует несколько способов, чтобы выполнять запросы. В данной статье рассмотрим встроенный модуль DL Query для формирования запросов.

Осуществлять запросы можно по суперклассам, эквивалентным классам, прямым классам и подклассам, по подклассам, по экземплярам классов. Существует синтаксис для описания запросов внутри Protege. Все запросы заполняются в форме Query, а ниже сразу же отображаются результаты запросов, которые основаны на заполненных данных в онтологии.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Программное обеспечение Protege позволяет осуществлять различные запросы к созданной онтологии, которые условно можно разделить на простые, комбинированные (сложные) и запросы, связанные с извлечением новых знаний [16]. Простой запрос на определение космических объектов, обладающих заданными характеристиками, можно представить следующим образом: «Орбита some xsd:integer[> 0 , < 2000]» – высота орбиты космического объекта находится в интервале от 0 до 2000 километров (рис. 11).

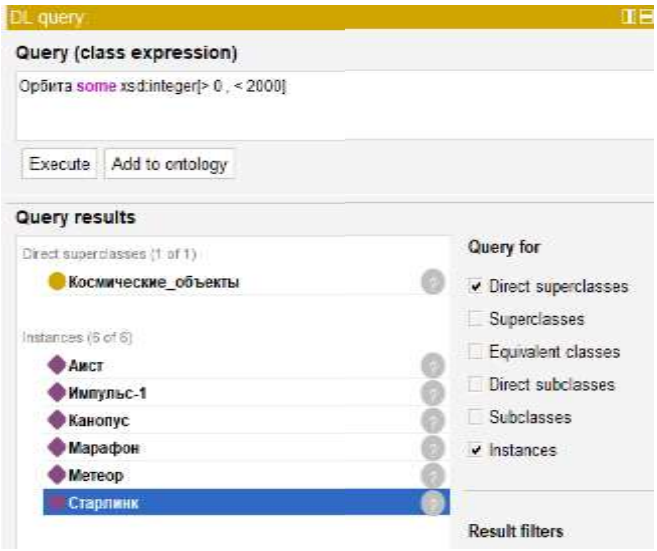


Рис. 11. Нахождение некоторых космических объектов на заданной орбите

На рис. 11 результаты запроса показали, что в классе «Космические_объекты» найдено 6 экземпляров, все они находятся в субклассе «Космические_аппараты»: Аист, Импульс-1, Канопус, Марафон, Метеор, Старлинк.

В выборке находятся вышеперечисленные аппараты, потому что в каждом экземпляре класса прописаны уникальные свойства, к примеру, такие как: Масса_КА, Орбита, Тип-КА.

В характеристиках свойств данных прописаны значения. На рис. 12 отображены характеристики по околоземной орбите, которая является подсвойством свойства «Орбита», куда входят геостационарная, средняя, околоземная, полярная, экваториальная орбиты. Каждое свойство и подсвойство имеют прописанные значения.

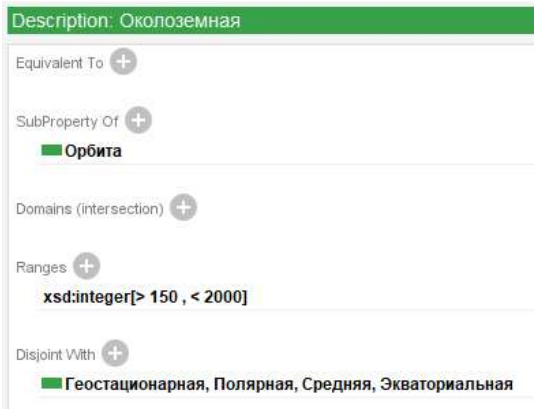


Рис. 12. Прописанные значения свойства данных «Околоземная орбита»

В данном случае мы разбираем свойства околоземной орбиты. Если у экземпляра класса прописана высота полета и она попадает в промежуток от 150 км до 2000 км, то онтология определит высоту орбиты объекта как околоземную.

Рассмотрим еще один запрос «Масса_КА some {10}» (рис. 13): какие космические объекты находятся на орбите массой 10 кг. В базе знаний найден один КА «Имульс-1» с массой 10 кг.

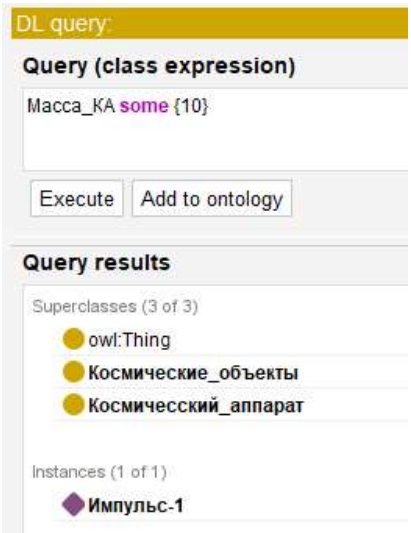


Рис. 13. Поиск космических объектов с массой 10 кг

Выполним более сложный запрос с помощью логических операторов or, and. Необходимо выявить отдельные экземпляры обломков спутников или космические аппараты, которые по

логическим связям имеют любые выносные элементы, материал, форму, свойство формы «Куб» на орбитах от 100 км до 20000 км.

Запрос имеет следующий вид: «Космический_мусор **or** имеет_выносные_элементы *some* **and** имеет_материал *some* **and** имеет_форму *some* **and** Форма_Ка *value* "Куб" **and** Орбита *some* xsd:integer[> 50 , < 20000]».

На рис. 14 представлены результаты запроса. Выборка получилась небольшой. Из всех космических аппаратов база знаний выявила три экземпляра (два космических аппарата, которые подходят по заданным параметрам, и обломки спутников) из двух разных подклассов «Космические объекты» и «Космический мусор».

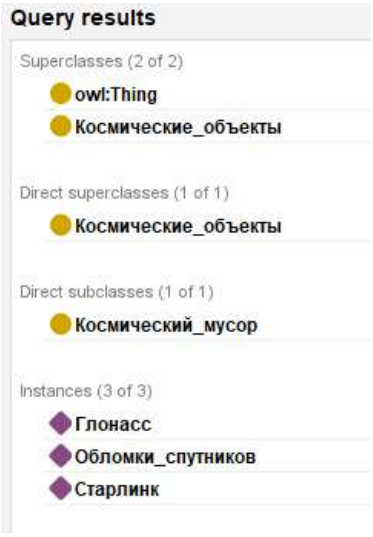


Рис. 14. Поиск космических объектов, которые имеют свойство формы «Куб» на орбитах от 100 до 20000 км

В предлагаемой онтологии с помощью компилятора HermiT можно построить логические связи на основе прописанных свойств данных и связей между экземплярами классов (выполнить ризонинг) [17]. Ризонинг в онтологии – это процесс автоматического извлечения фактов из онтологии.

После компиляции будут представлены выводы о возможности наблюдения средствами мониторинга космических объектов и о составе космических аппаратов.

Исходными данными для моделирования являются параметры орбиты космического объекта (табл. 4), на основе которых производится прогнозирование движения на требуемый интервал времени с использованием модели прогноза движения космических объектов [18, 19, 20].

Таблица 4

Пример исходных данных для моделирования

№ п/п	Параметры орбиты КО	Значения параметров орбиты КО
1	Большая полуось орбиты	a = 6952137 м
2	Эксцентриситет орбиты	e = 0.01
3	Наклонение орбиты	i = 97,6 градусов
4	Долгота восходящего узла	Ω = 28,5 градусов
5	Аргумент перицентра	ω = 285 градусов
6	Время прохождения перицентра	t_π = 60 секунд

Данные из табл. 4 переводятся в системы координат конкретного средства наблюдения, как показано в табл. 5.

Таблица 5

Пример полученных данных для применения в онтологии

№ п/п	Параметры орбиты КО	Значения параметров орбиты КО
1	Азимут	α = 7 градусов
2	Угол места	β = 155 градусов
3	Дальность	*R* = 500 градусов

В созданные экземпляры классов (космические аппараты и космические объекты) заносим данные значения. Так же заполняем характеристики зон действия информационных средств в рабочем диапазоне. Каждое информационное средство является классом.

Онтология будет делать выводы, основываясь на зоне действия информационных средств и параметров орбиты космических объектов и аппаратов, попал ли космический объект (аппарат) в зону действия системы и обнаружила ли информационная система космический объект (аппарат).

Исходные данные одной из информационных систем ИС-Р в виде записанных характеристик с диапазоном (рис. 15):

('азимут ИС-Р' some xsd:integer[> 80 , < 160]) and ('дальность ИС-Р' some xsd:integer[>= 0 , < 5000]) and ('угол места ИС-Р' some xsd:integer[>= 5, <= 70]).

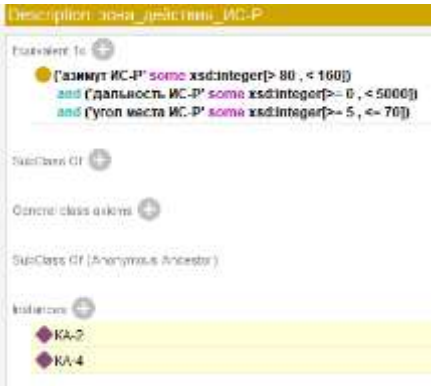


Рис. 15. Свойства и данные класса «зона_действия_ИС-Р»

Исходные данные космического объекта:

('азимут ИС-О' value 310) and ('дальность ИС-О' value 12000) and ('угол места ИС-О' value 30), ('азимут ИС-Р' value 310) and ('дальность ИС-Р' value 12000) and ('угол места ИС-Р' value 30), ('азимут ИС-Р2' value 310) and ('дальность ИС-Р2' value 12000) and ('угол места ИС-Р2' value 30), ('азимут ИС-Р3' value 310) and ('дальность ИС-Р3' value 12000) and ('угол места ИС-Р3' value 30).

Исходные данные космического аппарата КА-2 (рис. 16):

('азимут ИС-О' value 92) and ('дальность ИС-О' value 1200) and ('угол места ИС-О' value 40), ('азимут ИС-Р' value 92) and ('дальность ИС-Р' value 1200) and ('угол места ИС-Р' value 40),

('азимут ИС-Р2' value 92) and ('дальность ИС-Р2' value 1200) and ('угол места ИС-Р2' value 40),
('азимут ИС-Р3' value 92) and ('дальность ИС-Р3' value 1200) and ('угол места ИС-Р3' value 40).

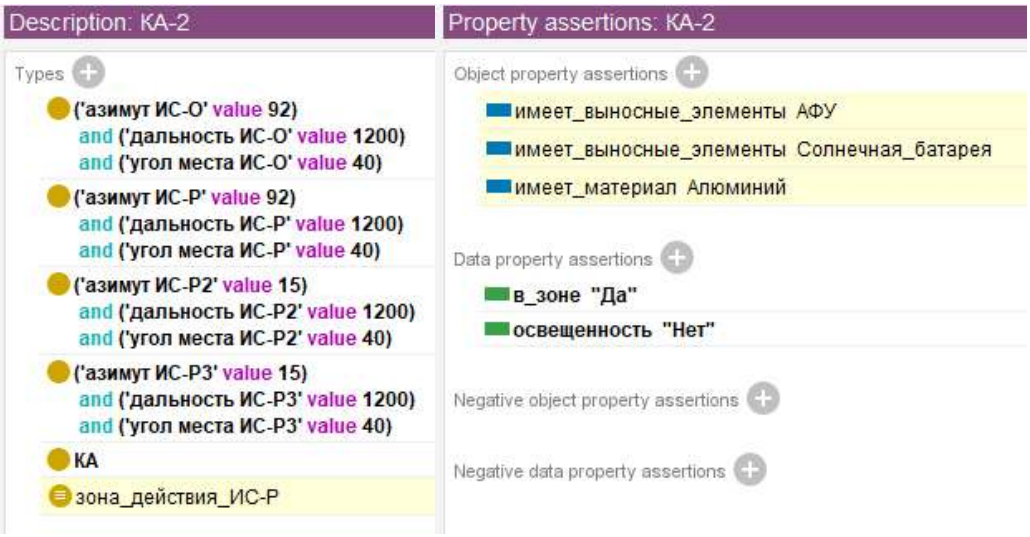


Рис. 16. Свойства и данные КА-2

Результат ризонинга – КА-2 не освещен солнечным светом.

Исходные данные космического аппарата КА-3 (рис. 17):

('азимут ИС-О' value 50) and ('дальность ИС-О' value 328) and ('угол места ИС-О' value 60),
('азимут ИС-Р' value 50) and ('дальность ИС-Р' value 328) and ('угол места ИС-Р' value 60),
('азимут ИС-Р2' value 50) and ('дальность ИС-Р2' value 328) and ('угол места ИС-Р2' value 60),
('азимут ИС-Р3' value 50) and ('дальность ИС-Р3' value 328) and ('угол места ИС-Р3' value 60).

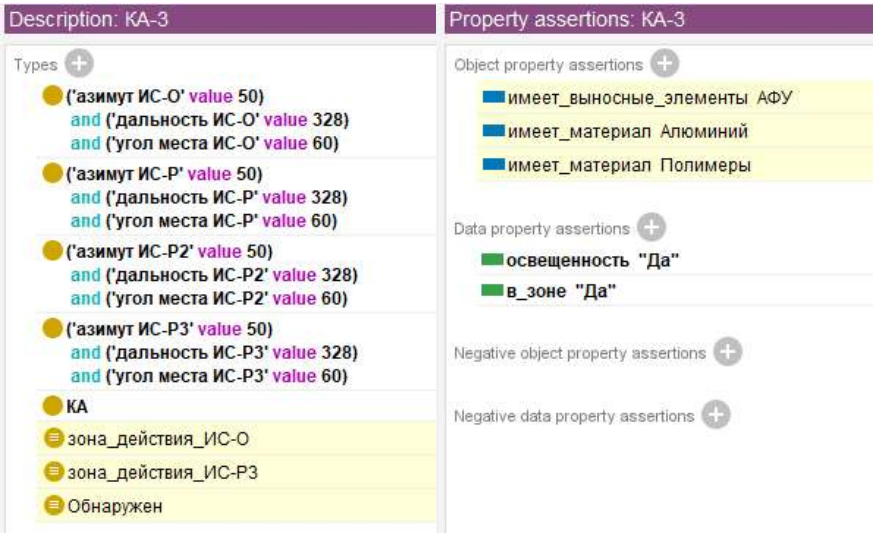


Рис. 17. Свойства и данные КА-3

Результат ризонинга – КА-3 освещен солнечным светом.

На рис. 15–17 выделенные желтым цветом выделен логический вывод базы знаний с помощью ризонинга. На рис. 15 видим, что в зону действия информационного средства ИС-Р попало два экземпляра класса (космических аппарата) из всех введенных в онтологию.

На рис. 17 видим, что индивид КА-3 имеет выносные элементы – АФУ и состоит из материалов – алюминий и полимер, а также находится в зоне действия двух информационных систем и обнаружен одной из них.

На рис. 18 и 19 отображен результат автоматического пополнения онтологии новыми знаниями. Класс «Космические объекты» имеет связь с классом «Форма». В результате логического вывода онтология была автоматически пополнена новыми знаниями о наличии связи между экземплярами космических аппаратов «КА-1, … , КА-5, КА-н» с классом «Форма».

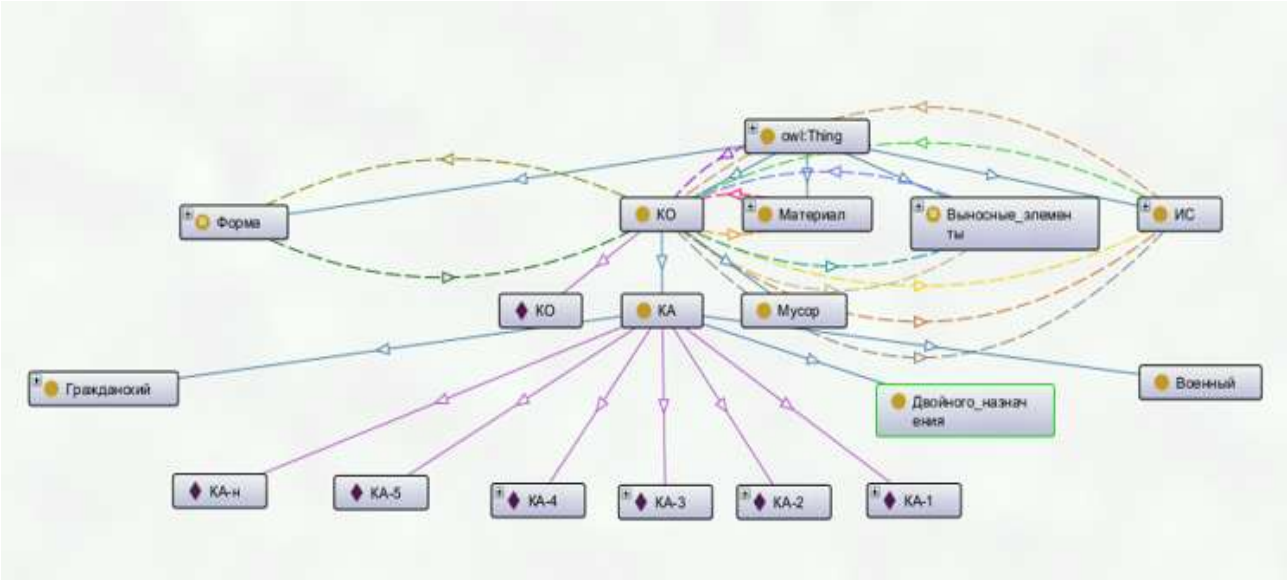


Рис. 18. Исходная структура онтологии

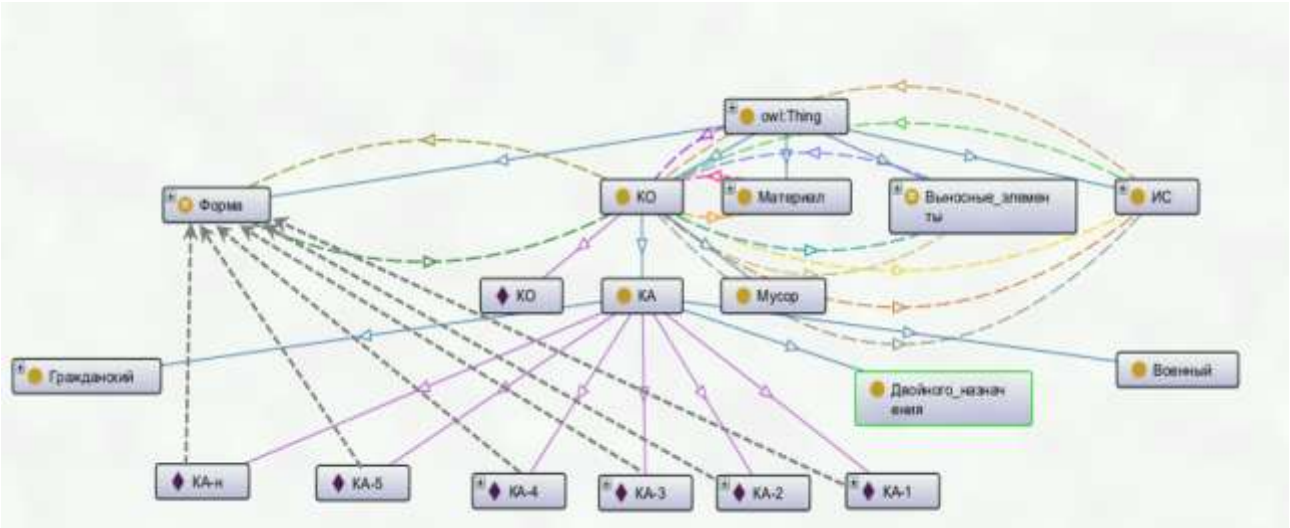


Рис. 19. Структура онтологии после пополнения новыми знаниями

На рис. 20 и 21 отображен результат выдачи онтологической моделью рекомендации по планированию процесса уточнения информации по КА-4. В исходной структуре онтологии по КА-4 имеется информация о наличии выносных элементов (АФУ, солнечная батарея) и материале корпуса (алюминий). Для проведения идентификации КА-4 по рекомендации онтологии необходимо получение дополнительных сведений о его форме.

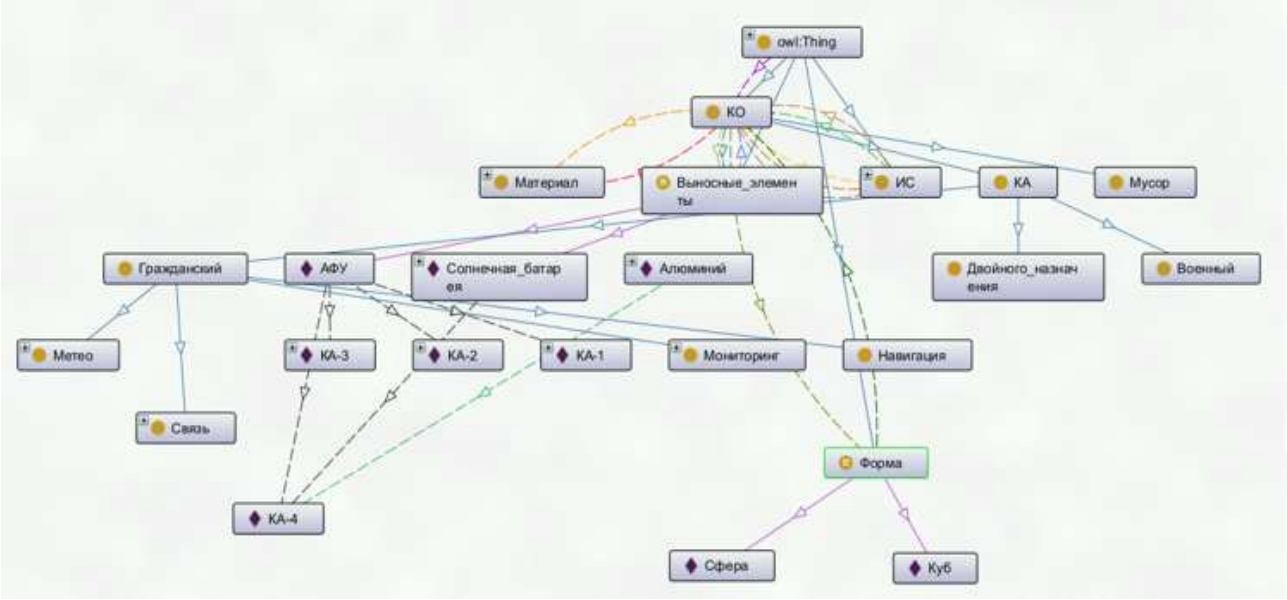


Рис. 20. Свойства и данные КА-4

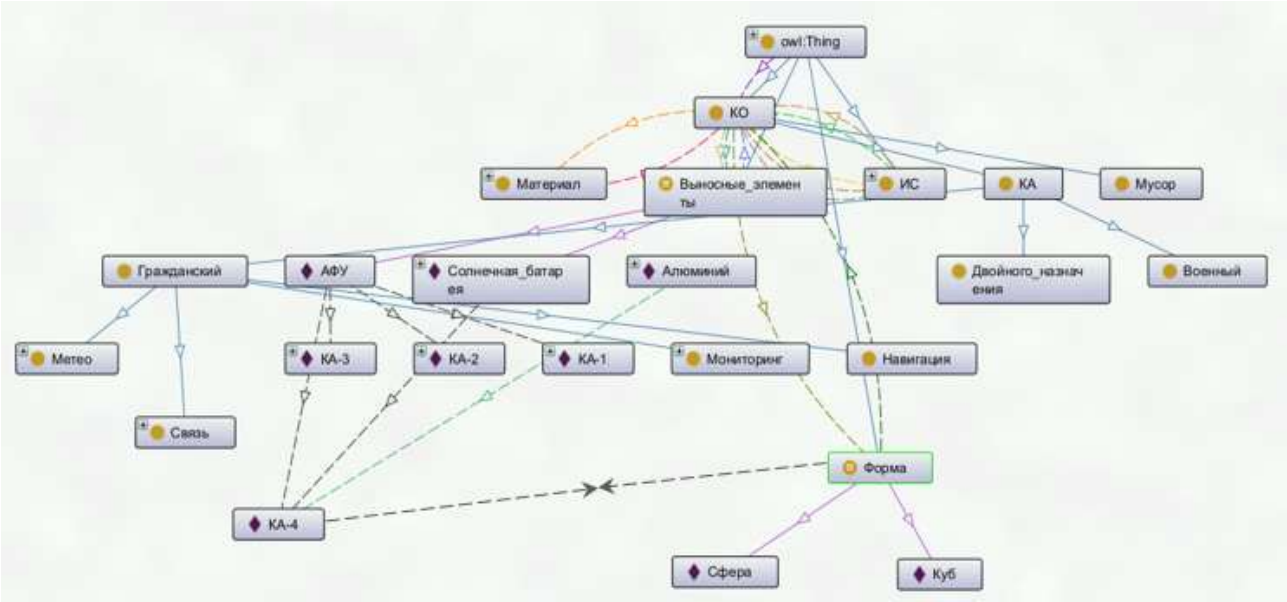


Рис. 21. Рекомендации по индентификации КА-4

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье предложен вариант представления знаний о такой предметной области, как наблюдение искусственных космических объектов в околоземном пространстве в форме обобщенной онтологической модели, позволяющей осуществлять комплексный анализ разнородной информации о возможностях и результатах функционирования информационных средств системы при отработке своих функциональных задач, с последующим обобщением результатов анализа в формате единого информационного поля.

Представлены результаты использования предложенной модели для организации сбора и интеграции данных при планировании работы средств наблюдения для решения задачи классификации космических объектов.

Полученные результаты могут быть использованы для совершенствования способов обработки данных, формируемых системой наблюдения, в условиях интенсивного увеличения количества космических объектов.

Применение рассматриваемого в работе подхода позволит:

– осуществлять масштабирование модели (увеличение типов космических аппаратов, их составных частей и номенклатуры средств мониторинга) без изменения общей структуры;

– существенно сокращать время на создание и возможную модификацию рекомендательной системы по сбору и обработке информации о космических объектах;

– автоматически дополнять имеющуюся базу знаний новыми фактами.

Список использованных источников

1. *Кадочников А. П., Пророк В. Я., Кадочникова Д. С.* Интеллектуализация процесса траекторной обработки радиолокационных сигналов в ходе сопровождения группы маневрирующих летательных аппаратов // Материалы XXXIII Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2024. – С. 325–331.

2. Метод обработки радиолокационных сигналов с использованием технологий искусственного интеллекта / А. П. Кадочников [и др.] // Материалы XXXIII Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2024. – С. 296–304.

3. Алгоритм обработки радиолокационных сигналов на основе гипотезы о малости изменения вектора скорости объекта наблюдения / А. П. Кадочников [и др.] // Материалы XXXIII Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2024. – С. 210–214.

4. Определение орбиты околоземного космического объекта по измерениям угловых координат пространственно-распределенной системой наблюдения / А. П. Кадочников [и др.] // X Всероссийская научно-техническая конференция «Дальняя радиолокация на службе Отечеству» : тр. конф. [г. Москва, 26 окт. 2023 г.]. – СПб. : Изд-во МГТУ им. Н. Э.Баумана, 2024. – С. 86–97.

5. *Кадочников А. П., Кадочникова Д. С., Пророк В. Я.* Совершенствование методов траекторной обработки информации наземными средствами обнаружения // X Всероссийская научно-техническая конференция «Дальняя радиолокация на службе Отечеству» : тр. конф. [г. Москва, 26 окт. 2023 г.]. – СПб. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2024. – С. 98–106.

6. Метод сопровождения траектории многоспутниковой группировки на основе робастных процедур классификации текущих координатных замеров / А. П. Кадочников [и др.] // X Всероссийская научно-техническая конференция «Дальняя радиолокация на службе Отечеству» : тр. конф. [г. Москва, 26 окт. 2023 г.]. – СПб. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2024. – С. 107–116.

7. Метод отождествления отметок, формируемых от группы маневрирующих объектов, на основе нечеткого кластерного анализа / В. Я. Пророк [и др.] // Наукоемкие технологии. – 2023. – Т. 24, вып. 2. – С. 44–51.

8. Метод многогипотезного построения траектории движения группы маневрирующих летательных аппаратов на основе нечеткого логического вывода / В. Я. Пророк [и др.] // Информация и Космос. – 2023. – Вып. 3. – С. 131–140.

9. Методика оценивания влияния ошибок первичных измерений на точность алгоритма определения параметров орбиты космических объектов / А. П. Кадочников [и др.] // Известия Тульского государственного университета. – 2021. – Вып. 9. – С. 253–261.

10. Метод определения орбиты космического объекта в территориально-распределенной системой наблюдения / А. П. Кадочников [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 42–50.

11. *Бирюков Д. Н., Ломако А. Г., Жолус Р. Б.* Пополнение онтологических систем знаний на основе моделирования умозаключений с учетом семантики ролей // Труды СПИИРАН. – 2016. – Вып. 47. – С. 105–129.

12. *Бирюков Д. Н., Ломако А. Г.* Денотационная семантика контекстов знаний при онтологическом моделировании предметных областей конфликта // Труды СПИИРАН. – 2015. – Вып. 42. – С. 155–179.

13. Представления знаний в интеллектуальных системах, экспертные системы // Habr. – URL: https://habr.com/ru/articles/346236 (дата обращения: 17.12.2024).

14. Protege // Autograndad. – URL : https://amp.ru.autograndad.com/2315985/1/protege.html (дата обращения: 17.12.2024).

15. *Пузин Ю. Я., Сафронов С. Л.* Основы устройства и эксплуатации космических комплексов. – Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2022. – 236 с.

16. *Раюшкин Э. С., Колесникова В. О., Канубриков Н. Н.* Построение онтологической модели «Астрономия» средствами программного обеспечения Protege // Молодой ученый. – 2021. – № 26 (368). – С. 27–32. – URL : https://moluch.ru/archive/368/82710/ (дата обращения: 17.12.2024).

17. Краткие сведения о спецификациях семантической паутины // Cyberpedia. – URL : https://cyberpedia.su/9x147ab.html (дата обращения: 17.12.2024).

18. *Пророк В. Я., Кадочников А. П., Осадчая Д. С.* Моделирование процесса развертывания многоспутниковой группировки низкоорбитальных космических аппаратов // Известия Тульского государственного университета. – 2022. – Вып. 2. – С. 339–347.

19. *Kelso T. S.* NORAD Online Satellite Catalog (SATCAT). – URL : https://www.celestrak.com (дата обращения: 17.12.2024).

20. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2022614013/16.03.2022. Программный комплекс моделирования процессов функционирования радиолокационных станций при наблюдении космических аппаратов из состава многоспутниковой группировки на этапах развертывания и схода с орбиты / А. П. Кадочников, В. Я. Пророк, Д. С. Кадочникова. – Заявл. 24.01.2022, опубл. 16.03.2022.

В. В. Оркин,
кандидат технических наук;
С. А. Платонов,
кандидат технических наук;
В. Я. Пророк,
доктор технических наук, профессор

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЙ ПОДХОД К ОБУЧЕНИЮ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

В работе рассматриваются возможные направления совершенствования процесса обучения интеллектуальных систем поддержки принятия решений. Раскрыты преимущества поэтапного трансформационного обучения системы с постепенным повышениям уровня специализации, которое позволит не допустить существенного спада результативности функционирования системы поддержки принятия решений в периоды адаптации к новым исходным данным или изменяющимся условиям.

Ключевые слова: структура, обучение, трансформационная теория, стратегия, интеллектуальная система, принятие решений.

ВВЕДЕНИЕ

Задачи организации результативной работы существующих или вновь создаваемых сложных человеко-машинных систем в большинстве своем решаются, прежде всего, за счет оперативного сбора и эффективного анализа поступающей информации, а также выработки оптимальных управленческих решений. В условиях резкого роста интенсивности потока информации, ее разнородности и неопределенности эффективное управление невозможно без привлечения средств поддержки принятия решений (рекомендательные системы, виртуальные помощники и т. п.). Построение подобных систем предполагает широкое применение средств интеллектуализации процесса выработки решений на основе самых разнообразных технологий. Таким образом, в сложившихся условиях первостепенное значение приобретают вопросы информационного обеспечения должностных лиц органов управления на основе интеллектуальных систем поддержки принятия решений (ИСППР). Под ИСППР понимается компьютерная система, которая выбирает оптимальные решения из множества доступных альтернатив в некотором многокритериальном пространстве с использованием методов машинного обучения.

Особенность развития современных интеллектуальных систем (ИС) неразрывно связана с областью их применения. Большинство современных интеллектуальных систем поддержки принятия решений используются для решения задач, в которых используется логико-математический (способность распознавать закономерности и логически анализировать информацию), а также ментальный (умение рассуждать логически) интеллект. И, как следствие, математический аппарат построения и оценивания эффективности их применения направлен на анализ именно таких систем. В последнее время бурное развитие нейросетевых технологий привело к расширению систем с вербально-лингвистическим и, в меньшей степени, визуально-пространственным интеллектом. Но особенности и возможности подобных систем исследованы крайне слабо. Первостепенную важность имеет способность таких систем к адаптации и обучению, так как скорость поступления входной информации, требования к накоплению знаний и состояние среды функционирования подвержены динамичным изменениям. Особое значение приобретает форма представления исходных данных и степень их достоверности. По этому признаку ИСППР можно классифицировать на строго определенные, стохастические или нечеткие [1]. Для значительной части задач, решаемых с исполь-

зованием ИСППР, характерна неопределенность исходных данных. То есть информация, необходимая для принятия решений, является неточной, неполной, неколичественной, а формальные модели исследуемой системы либо слишком сложны, либо отсутствуют [2]. В таких условиях обычно применяются экспертные системы, но знания экспертов выражаются в количественной форме в виде некоторых предпочтений. Так как в процессе функционирования ИСППР условия выработки решений могут изменяться, необходимо обновлять исходные данные и осуществлять коррекцию правил вывода.

Процесс обучения ИС исследован достаточно подробно, хотя вопросы деградации и последующей перенастройки (переобучения) ИС исследованы мало, а методики обучения разрабатывались, в первую очередь, для обучающихся и групп обучающихся. Так, вопросы и закономерности накопления знаний исследованы в работах Г. Эббингауза [3]. Модели процессов обучения представлены в работах Р. Аткинсона, Г. Бауэра и Э. Кротерса [4]. В большинстве моделей процесс обучения был представлен непрерывной экспонентой. В ряде исследований на непрерывной кривой выделяются начальная, промежуточная и конечная площадки («плато»). Особый интерес вызывает направление обучения человеко-машинных и гибридных интеллектуальных систем, основанное на трансформационной теории, предложенной в работах В. Венды [5].

Целью работы является определение оптимального алгоритма обучения (переобучения) ИСППР в условиях изменяющихся условий функционирования, а также исследование динамики данного процесса для повышения достоверности информации, выдаваемой ИСППР.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть множество $X = \{x_1, \ldots, x_m\}$ – перечень возможных объектов для классификации, где m – количество объектов, которым присущ набором известных признаков $L = \{l_1, \ldots, l_n\}$, где n – количество признаков. $Y = \{y_1, \ldots, y_k\}$ – множество допустимых классов (альтернатив), где k – количество классов. Существует неизвестное отображение $v: X \to Y$, значения которого задаются на ограниченной обучающей выборке $V = \{(x_1,y_1),..,(x_r,y_k)\}$, где r – количество объектов в обучающей выборке. Требуется выбрать некоторый алгоритм обучения $a: X \to Y$, который приближал бы неизвестную целевую зависимость v как на элементах выборки, так и на всем множестве X к истинному отображению. Под алгоритмом обучения понимается некоторая последовательность математических вычислений, позволяющая установить закономерность в множестве исходных данных.

Вводится функционал качества (результативности) Q, характеризующий достоверность работы системы при реализации алгоритма a на произвольной выборке $X` \subset X$.

Для достижения цели необходимо найти такой алгоритм обучения $a^* \in A$, где $A = \{a_1, \ldots, a_h\}$, а h – количество алгоритмов обучения, который приведет к максимизации показателя результативности Q работы ИСППР в целом на некотором факторном пространстве, определяющем условия функционирования системы $F = \{f_1, ..., f_z\}$, где z – количество вариантов условий применения ИСППР. С учетом ряда ограничений временного и стоимостного характера

$$a^* = arg \max_{a \in A} Q(a, V, F).$$

Определяя на фоне применяемых алгоритмов обучения результативность выдаваемых системой решений, необходимо, чтобы в процессе функционирования ИСППР выполнялись условия:

$$t < t^{TR};\ Q > Q^{TR},$$

где t^{TR} – требуемое время решения задачи;
Q^{TR} – требуемый уровень результативности.

ОБУЧЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

Функциональная схема ИСППР изображена на рис. 1.

Лица, принимающие решения (орган управления) в сложной организационно-технической системе, будут активно взаимодействовать при выработке решений с ИСППР, представляя вместе с подсистемой принятия решений коллективный человеко-машинный интеллект. Это предполагает разнообразие задач, предусматривает итеративное исследование проблемы и активно использует элементы искусственного интеллекта [6]. Процесс построения, настройки (обучения) и подготовки к использованию ИСППР представим последовательностью этапов.

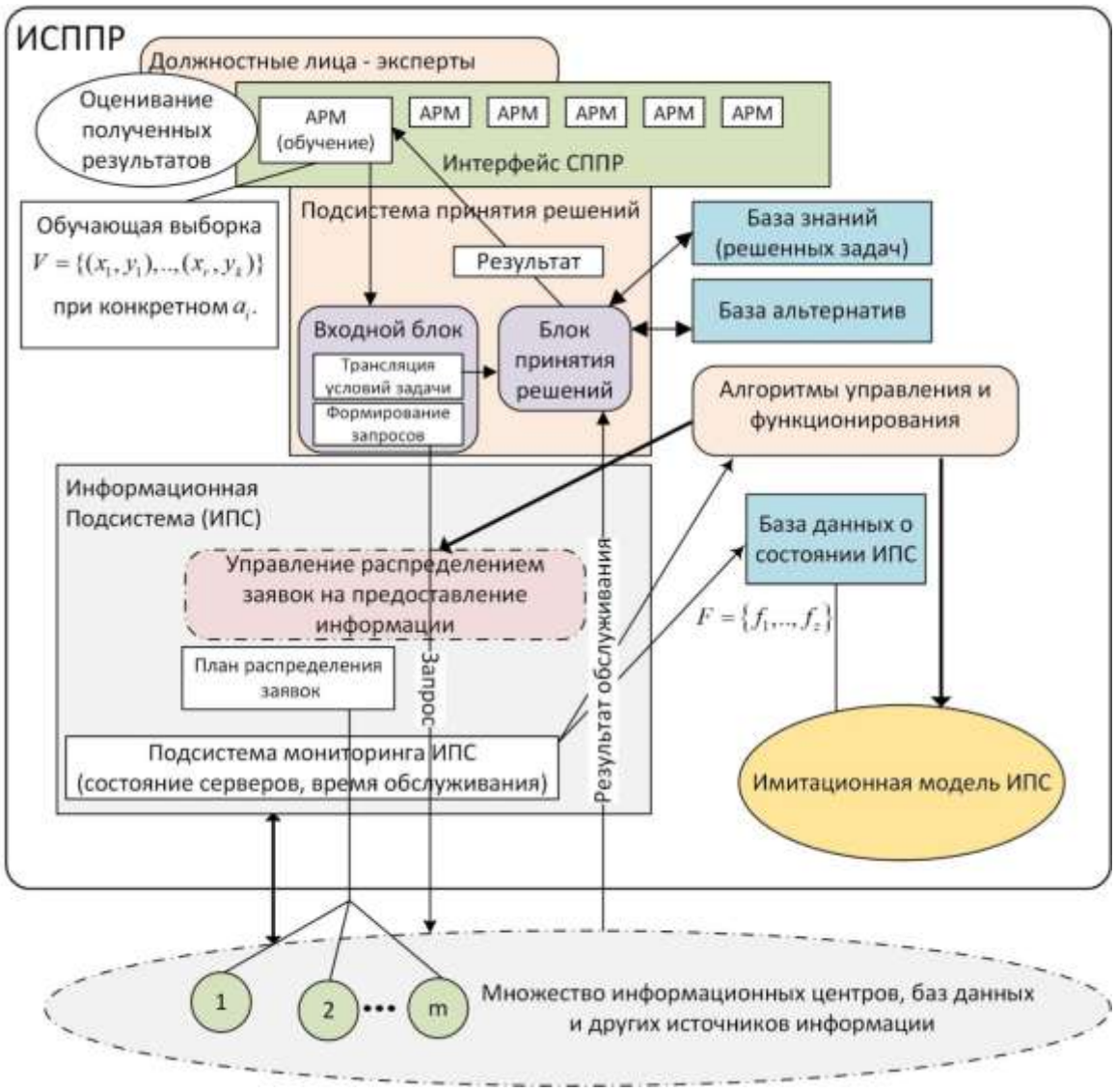


Рис. 1. Функциональная схема интеллектуальной системы поддержки принятия решений

Этап 1. Получение входным блоком условий задачи. Будем рассматривать данный процесс, как совместно выполняемый человеком и машиной.

1.1. Подбор обучающей выборки по задаче согласно используемому алгоритму обучения. Преобразование информации к форме, требуемой интерфейсом машины.

1.2. Уточнение параметров и их значений, в том числе требуемых выходных значений, для начала поиска альтернатив.

Этап 2. Формирование критериев достижения целей. Выбор показателя, по значениям которого будет оцениваться функционирование системы по результатам обучения. Примем за такой показатель долю правильных решений из общего числа попыток.

Этап 3. Анализ информации от подсистемы мониторинга при поиске дополнительной информации в базах данных, информационных центрах и других источниках. Формирование всех компонентов текущей ситуации. Определение условия функционирования системы $F = \{ f_1, ..., f_z \}$.

Этап 4. Формирование решения. Наполнение (коррекция) базы знаний. Определение полноты найденного решения.

Этап 5. При недостаточной полноте найденного решения – выдача заявок на получение информации в информационные центры распределенной информационной системы. Сбор информации.

Этап 6. Анализ полученной информации.

6.1. Анализ значений параметров функционирования информационной системы, времени обслуживания заявок во всех узлах информационной системы и работоспособности каналов передачи данных [7]. Уточнение условий *f*.

6.2. Определение качества собранной информации, прежде всего полноты и достоверности.

6.3. Отнесение ситуации к определенному классу [8].

6.4. Поиск соответствия всех вариантов управления системой (решений) имеющейся ситуации. При этом формируется полная картина ситуации, включая как данные по задаче, так и прогнозные варианты развития ситуации при различных альтернативах. Коррекция базы знаний, формирование соответствия полной ситуации, включающей условия *f*, условиям задачи и алгоритмам поиска информации в информационной системе.

Этап 7. Выбор и выдача варианта решения. Оценивание решения экспертами, было ли решение системы верным.

Этап 8. Продолжение обучения по данному алгоритму, либо изменение алгоритма.

В процессе применения ИСППР условия, в которых функционирует система, могут изменяться и, как следствие, необходимо обновлять исходные данные и осуществлять коррекцию правил вывода. При этом особый интерес вызывает проблема переобучения, а также промежуточная и итоговая результативность системы при обучении.

При обучении ИСППР, построенной на основе современных алгоритмов интеллектуализации, процесс снижения ошибки при принятии решения носит экспоненциальный характер [5]. Обучение осуществляется путем представления модели множества вариантов исходных данных для задачи и правильных ответов на нее. Причем считается, чем больше многообразия в исходных данных, тем более универсальной и результативной будет обученная система. Практика применения ИСППР показывает, что работа системы крайне неоднородна на всем множестве исходных данных и при различных условиях ее использования.

Работа системы может быть реализована посредством реализации одной из дискретного ряда ее возможных структур-стратегий. Структура-стратегия ИСППР – это набор конкретных значений параметров системы, алгоритмов обучения и совокупности исходных данных, определенных для обучения. Этот закон относится к любой сложной системе [5].

ИСППР в процессе своего обучения с использованием выбранного алгоритма реализует некоторую структуру-стратегию своего функционирования из набора возможных для него

структур-стратегий. Внутренняя сложность системы и процессов взаимной адаптации системы и окружающей среды обусловливает возможность существования разных структур. Варьирование (в частности, оптимизация) конкретной структуры – процесс непрерывный, а переход к другой структуре означает качественные изменения.

Важнейшей характеристикой работы системы является результативность Q – было ли решение системы верным (полезным), привело ли оно к достижению цели. В работе предлагается в качестве показателя результативности функционирования ИСППР использовать наиболее популярный показатель – долю правильных решений из общего числа попыток.

Каждая структура-стратегия S_i имеет свои особые характеристические кривые $Q_i(F_j)$, где Q_i – результативность работы системы при *i*-й структуре-стратегии.

Фактор F может иметь различные трактовки и измерения. Он может быть представлен в виде параметров задач, решаемых системой, или в виде изменяющихся условий, в которых работает система. В рассматриваемой задаче значение F определяется факторами внешней среды (условиями функционирования системы). Это диапазон изменения исходных данных для решения конкретной задачи и диапазон условий, при которых эти данные были зафиксированы. Как показывает практика, чем больше многообразие исходных данных, тем менее точны прогностические результаты ИСППР [5]. Именно для устранения этого недостатка широкое применение в настоящее время находят ансамблевые методы построения ИСППР.

Таким образом, результативность работы ИСППР описывается не единственной кривой, а набором структур-стратегий S_i, согласно которым функционирует система, и значением фактора F.

Универсальность стратегии определяется интервалом значений ΔF, в котором она реализуется. Чем больше интервал, тем больше универсальность стратегии. Специализированность стратегии определяется уровнем ее результативности в основном интервале значений ΔF.

Имея некоторую структуру и определенный уровень обученности для решения поставленных задач, можно говорить, что конкретная реализация структуры в процессе взаимной адаптации с внешней средой и будет состоянием системы. Стратегия функционирования – это внешнее функциональное проявление закономерности процессов взаимной адаптации системы с внешней средой [5].

Результативность функционирования ИСППР можно представить на графике (рис. 2) [5].

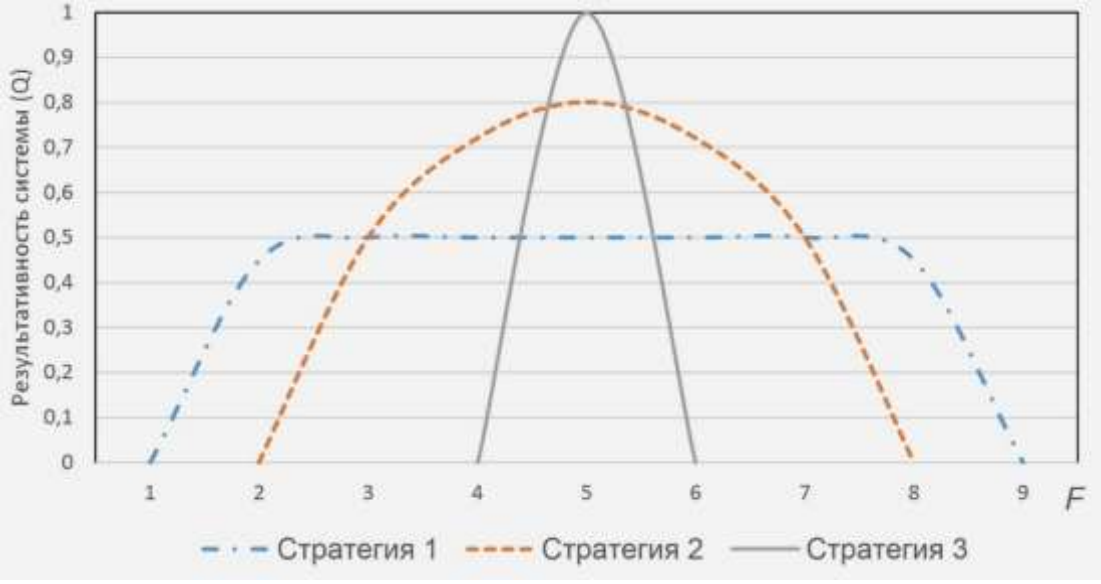


Рис. 2. Результативность функционирования ИСППР при реализации различных алгоритмов обучения

ОЦЕНИВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ИСППР

В процессе исследования были проведены наблюдения за динамикой изменения результативности работы ИСППР при решении конкретных прикладных задач из различных предметных областей.

Простейшим примером решения задач классификации является разбиение множества заданных объектов на два класса, основанное всего на одном признаке, характеризующем рассматриваемые объекты.

Предположим, что в процессе функционирования ИСППР произошло изменение (постепенное или скачкообразное) условий функционирования F. Причины таких изменений полностью зависят от характера решаемых системой задач. Это может быть увеличение зашумленности исходных данных, на основе которых осуществляется принятие решений, территориальное перемещение системы для работы в другом регионе и, как следствие, изменение критериев принятия решений, изменение требований руководителя к трактовке важности отдельных показателей и т. п.

На рис. 3 отображены результаты работы системы классификации в различных условиях F_1, F_2, F_3. Изначально система работала в условиях F_1. Для построения ИСППР использовалось дерево решений, для простоты реализации глубина дерева решений была выбрана минимальной. В качестве корневого решателя был выбран уровень l_1. На исходном наборе данных система выдала четыре ошибочных решения, что определяет результативность функционирования ИСППР $Q = 0{,}8$.

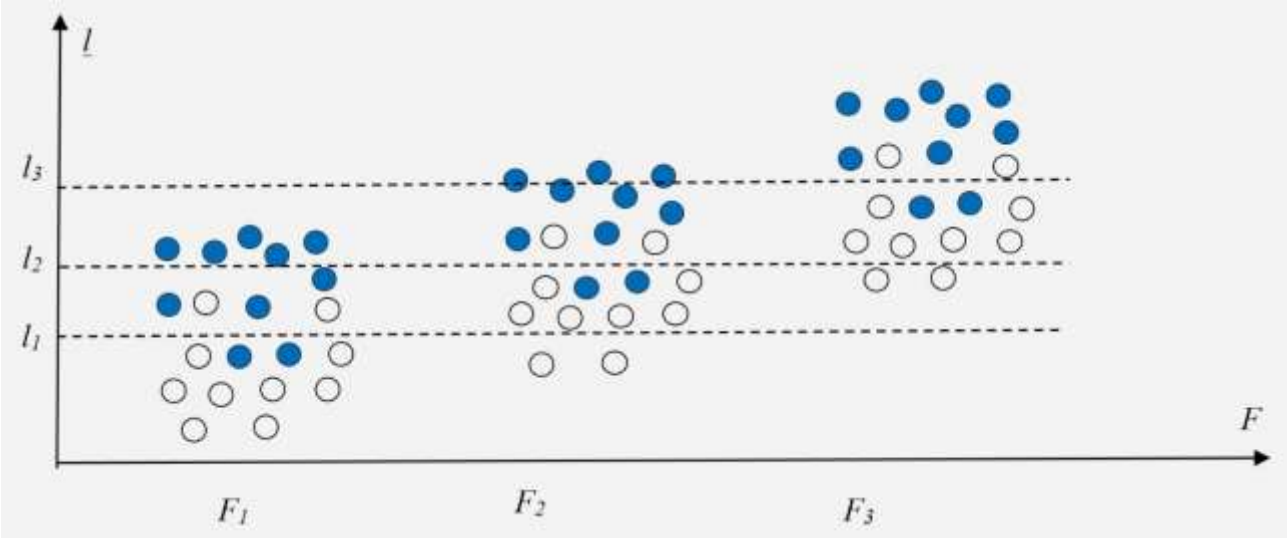


Рис. 3. Результаты работы ИСППР при изменении условий функционирования

В результате изменения условий функционирования системы требования к показателю l были повышены, но порог принятия решения остался прежним, что привело к увеличению количества ошибочных решений до 8, а показатель результативности составил $Q = 0{,}6$. Дальнейшее увеличение требований к показателю привело к количеству ошибок равному 10, а показатель результативности стал составлять $Q = 0{,}5$, что равносильно случайному выбору [9].

Безусловно, после снижения показателя Q начнется процесс переобучения ИСППР за счет постепенного включения в обучающую выборку нового набора исходных данных, размеченных под сложившиеся условия, но формирование новой специализированной стратегии функционирования системы займет значительный промежуток времени, в течение которого ИСППР будет функционировать с пониженной результативностью.

Если заранее учесть возможное изменение условий функционирования и реализовать алгоритм обучения системы на всем наборе возможных исходных данных, сформировав таким образом некоторую базовую стратегию ST_b на уровне l_2, и только после этого осуществлять реализацию узкоспециализированных стратегий ST_1, ST_2, ST_3 функционирования системы, суммарные потери результативности ИСППР будут значительно меньше, что отражено на рис. 4.

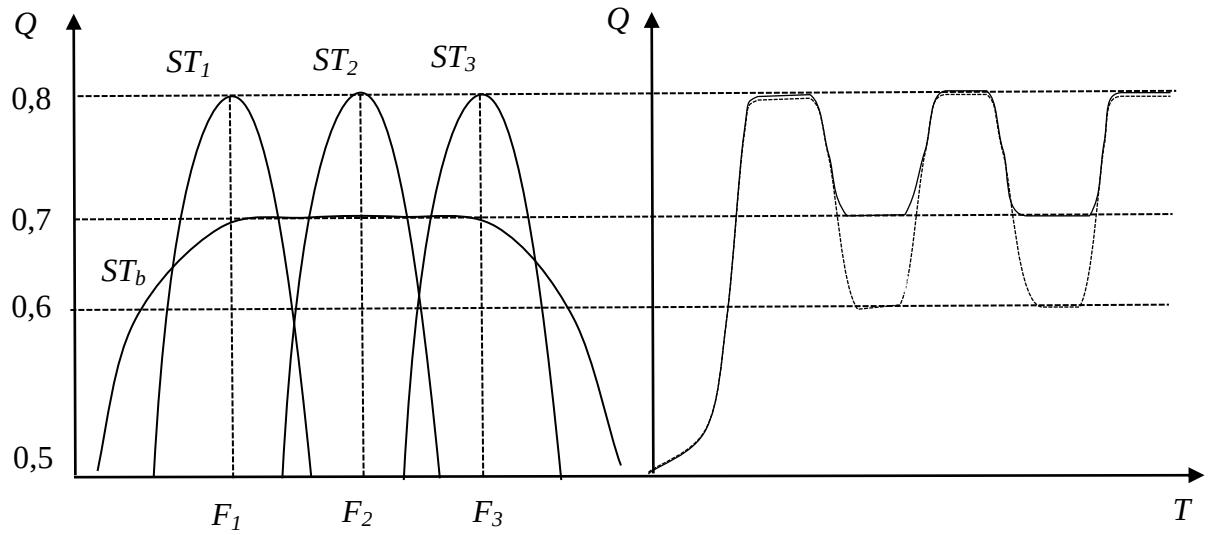


Рис. 4. Динамика изменения результативности ИСППР в результате трансформации стратегий функционирования при использовании базовой стратегии (сплошная линия) и без нее (пунктирная линия)

Рассмотрим еще один пример работы ИСППР. Важной задачей для любой организации является задача правильного подбора кадров и расстановки их на вакантные должности. Существует большое количество ИСППР, которые помогают кадровым органам в этом вопросе.

Пусть на вход ИСППР поступает набор характеристик кандидатов на вакантные должности, задача системы осуществить анализ характеристик и выбрать наиболее достойных кандидатов. В проведенном вычислительном эксперименте в качестве ИСППР использовалась искусственная нейронная сеть прямого распространения, на вход которой поступало 50 признаков, характеризующих профессиональные, личностные, психологические качества кандидатов, их деловые способности, образование, опыт работы. Для обучения системы было привлечено 200 человек. После обучения доля правильного решения задачи выбора кандидатов по мнению экспертов составила 87%. В организации, которая выступала в качестве заказчика, система успешно функционировала. Но попытка использования готовой системы в похожей организации привела к существенному снижению результативности системы до 52%. Анализ позволил сделать вывод, что в рассматриваемых организациях требования к кандидатам имели существенные различия, связанные, прежде всего, не с особенностями профессиональных задач, а с различной организацией коллективной деятельности и разной трактовкой профессионально важных качеств специалистов. При попытке использования уже обученной системы в сторонней организации возникла необходимость ее серьезного дообучения. Этого можно было избежать или, по крайней мере, существенно сократить издержки при использовании алгоритма обучения, применяющего широкий диапазон исходных данных, и формировании некоторой базовой стратегии функционирования ИСППР (рис. 5).

Таким образом, в процессе функционирования система переходит либо самостоятельно, либо при участии оператора от одной стратегии к другой в зависимости от F, проходя при этом периоды трансформации, характеризующиеся некоторым спадом результативности (рис. 4, 5).

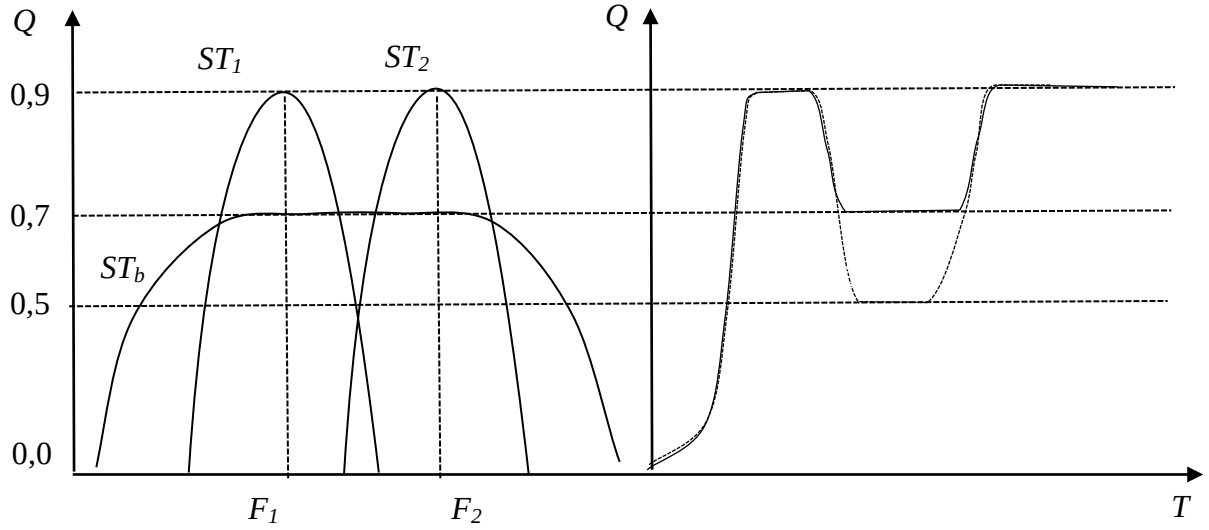


Рис. 5. Динамика изменения результативности ИСППР при использовании базовой стратегии функционирования ИСППР (сплошная линия) и без нее (пунктирная линия)

Если рассматривать процесс обучения или переобучения ИСППР как поэтапный переход от решения более простых задач рассматриваемой предметной области с небольшим набором исходных данных в заданных условиях функционирования к решению сложных задач и, как следствие, к увеличению количества исходной информации и диапазона условий ее работы, то вопросы обучения примут еще более сложный характер. В процессе обучения ИСППР с использованием некоторого алгоритма *a* и реализации выбранной стратегии *ST* в определенный период достигается плато максимальной эффективности Q_{ST} для данной *ST*. Система не может оставаться на данном плато постоянно, так как изменяются факторы внешней среды *F*. В период трансформаций особенно важно не прекращать обучение (накопление знаний), причем при оптимистичном прогнозе динамики результативности системы скорость обучения повышается.

Во всех системах трансформация стратегий происходит через состояние общее для обеих *ST* (точка пересечения характеристических кривых). Показатель результативности *Q* определяется путем сопоставления характеристических кривых используемых стратегий. Возможен переход через сформированную системой базовую ST_b (рис. 4, 5), выбор которой приводит к достижению сравнительно небольших значений показателя *Q*, но позволяет поддерживать функционирование в целом и стабильную выдачу правильных типовых решений.

Авторами предлагается учитывать эволюционно-трансформационный волнообразный характер процесса обучения ИСППР, применив трансформационные модели развития. Безусловно, в процессе своего обучения ИСППР будет проходить через периоды ухудшения показателей функционирования, так как происходит перестройка структуры системы, которая обеспечит в дальнейшем достижение новых показателей результативности.

Обучение от простых наборов данных и предшествующего опыта решения задач к сложным задачам позволит достичь лишь минимальных значений *Q* на начальном этапе, но затем выйти на принципиально новую специализированную структуру-стратегию.

Можно предположить, что необходимым и достаточным условием приемлемых значений показателей результативности при изменении внешних факторов *F* являются формирование адекватного прогноза процессов взаимной адаптации системы с внешней средой и выбор наиболее результативных алгоритмов обучения системы.

Обучение ИСППР сразу решению специализированных задач узкого профиля хоть и является менее затратным путем, но приводит к «тяжелому переучиванию» в процессе переобу-

чения для работы в изменившихся условиях с длительным периодом трансформации (пунктирные линии в правой части рис. 4, 5). При наличии «фундамента» знаний или базовой дивергентной структуры-стратегии падение значений Q ниже Q^{TR} маловероятно.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследования процесса обучения ИСППР показали, что для результативной работы ИСППР на значительном интервале времени необходимо применение трансформационной теории обучения, где осуществляется поэтапный переход от общей стратегии функционирования системы к специфической (узконаправленной).

Практическое значение использования трансформационной теории при обучении ИСППР состоит в том, что она позволяет прогнозировать процессы трансформации структур-стратегий, экономить время на эволюционных этапах процессов обучения и адаптации без существенной потери результативности.

Список использованных источников

1. *Захаров И. Г.* Обоснование выбора. Теория практики. – СПб. : Судостроение, 2006. – 528 с.
2. *Вентцель Е. С.* Исследование операций: задачи, принципы, методология. – М. : Наука, 1988. – 236 с.
3. *Эббингауз Г., Бэн А.* Ассоциативная психология. – М. : АСТ, 1998. – 436 с.
4. *Аткинсон Р., Бауэр Г., Кротерс Э.* Введение в математическую теорию обучения. – М. : Мир, 1969. – 488 с.
5. *Венда В. Ф.* Системы гибридного интеллекта: эволюция, психология, информатика. – М. : Машиностроение, 1990. – 448 с.
6. *Смирнов А. В., Левашова Т. В., Пономарев А. В.* Поддержка принятия решений на основе человеко-машинного коллективного интеллекта: современное состояние и коллективная модель // Информационно-управляющие системы. – 2020. – № 2, ч. 1. – С. 60–70.
7. *Буренин А. Н., Легков К. Е., Оркин В. В.* Вопросы применения имитационной модели при управлении функционированием информационной подсистемы автоматизированной системы управления сложными организационно-техническими объектами в условиях массовых возмущений // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2017. – № 9, ч. 1. – С. 494–500.
8. *Клыков Ю. И.* Ситуационное управление большими системами. – М. : Энергия, 1974. – 134 с.
9. *Соколов С. Н., Илюшечкин В. М.* Использование ROC-анализа для оценки эффективности алгоритма рекомендации страниц интернет-ресурса // Техника и технология. – 2020. – № 5. – С. 10–16.

Л. А. Больбасова[1],
кандидат физико-математических наук;
В. П. Лукин[2],
доктор физико-математических наук; профессор
[1, 2] Институт оптики атмосферы имени В. Е. Зуева СО РАН, г. Томск.

ПРОБЛЕМЫ И ТЕХНОЛОГИИ НАБЛЮДЕНИЯ ЧЕРЕЗ АТМОСФЕРУ НАЗЕМНЫМИ ОПТИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ЕСТЕСТВЕННОГО И ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ

Анализируются актуальные проблемы и технологии наблюдения через атмосферу наземными оптическими средствами космических объектов естественного и искусственного происхождения. Представлены результаты исследования по развитию методов адаптивной оптики с лазерной опорной звездой для наземных оптических телескопов.

Ключевые слова: лазерная опорная звезда, адаптивная оптика, наземный телескоп, атмосферная турбулентность.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что современные оптико-электронные системы (ОЭС) при работе в случайно-неоднородных средах, таких как атмосфера, ввиду технического несовершенства своих составляющих элементов и возмущающего действия случайных неоднородностей сред на трассах распространения практически не реализуют своей предельной эффективности. В то же время интенсивное применение ОЭС для передачи информации, узконаправленной транспортировки энергии электромагнитного излучения, формирования астрономических изображений в реальных условиях делают актуальным развитие методов и устройств анализа, прогноза и коррекции искажений, включая применение адаптивных систем, представляющих собой наиболее радикальные средства борьбы со снижением этой эффективности. Применительно к системам, работающим в случайно-неоднородных средах, таких как земная атмосфера, основными искажающими факторами, наряду с атмосферной рефракцией, молекулярным поглощением и аэрозольным рассеянием света, являются крупномасштабные случайные неоднородности показателя преломления воздуха. Применение систем адаптивной оптики (АО), компенсирующих действия этих неоднородностей атмосферы, позволяют повысить четкость изображений в астрономических телескопах, снизить вероятность ошибки в задачах распознавания объектов; улучшить фокусировку лазерного излучения и увеличить интенсивность в фокальном пятне; уменьшить расплывание, повысить скорость передачи информации в системах оптической связи.

При этом в создании самих систем адаптивной оптики существуют несколько обязательных этапов исследования, а именно, этапы измерения турбулентных искажений, прогнозирования флуктуаций на основе численного моделирования и расчетов, а также собственно этап, связанный с созданием системы АО. В частности, нужен анализ особенностей распространения волн оптического диапазона, включая изучение возможностей оптических интерферометров для наблюдения геостационарных космических объектов (КО). Безусловно, важен анализ и мониторинг ряда статистических параметров атмосферы, что необходимо для развития техники лазерных опорных звезд (ЛОЗ) в системах АО, которые успешно применяются для борьбы с проявлением действия атмосферной турбулентности на качество оптических изображений космических объектов, формируемых телескопами наземного базирования [1, 2].

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Первый шаг на пути создания систем АО – это оценка турбулентности атмосферы в месте работы оптической системы, являющейся основной причиной ухудшения качества видения через атмосферу различных оптических источников, включая внеатмосферные источники, при анализе работы сложных оптических систем на полигонах, в аэропортах, при выборе места установки астрономических инструментов (телескопов), при испытаниях современной оптико-электронной аппаратуры, при создании систем адаптивной оптики с целью минимизации искажающего воздействия турбулентности на работу сложных оптических систем [3].

В этой связи углубленный анализ атмосферной турбулентности для крупнейших обсерваторий России выполняется нами уже несколько лет. Институт оптики атмосферы СО РАН проводит исследования астроклимата в различных регионах РФ, в том числе в кооперации с ИНАСАН и ИСЗФ СО РАН [4–7]:

1) в Саянской солнечной обсерватории (пос. Монды, 2070 м) выполнены метеонаблюдения и оптические измерения с помощью датчика Брандта;

2) в Байкальской астрофизической обсерватории на высоте 645 м проводились работы по проекту РНФ-Китай, а также измерения уровня турбулентности внутри помещений солнечного телескопа;

3) в САО РАН (Нижний Архыз, 2130 м) объединенной командой исследователей проведен реанализ по накопленным данным измерений;

4) в обсерватории на пике Терскол (высота 3150 м) ИНАСАН проводит регулярные оптические и акустические измерения турбулентности атмосферы и скорости ветра;

5) в рамках своей научной программы ИНАСАН проводит поиск новых мест для астронаблюдений, включая исследования атмосферы в районах г. Курапдаг (Дагестан, 3550 м), в пос. Ташанта (Горный Алтай, 2150 м), на пике Хулугайша (Бурятия, 3000 м).

В первую очередь в этих местах проводятся измерения уровня турбулентности различными методами. Это позволяет рассчитать радиус когерентности волны (параметр Фрида), который является важнейшим параметром для расчета элементов системы АО [2]. Дополнительные исследования профилей скорости ветра дают возможность оценки требуемого быстродействия (или полосы частот) для построения эффективной системы АО. Это может быть сделано на основе использования выражения, полученного в работе [8], связывающего все важнейшие параметры системы: точность и частоту работы датчика волнового фронта, размер апертуры оптической системы, параметры атмосферы (параметр Фрида и скорость ветра с достижимым уровнем по параметру Штреля).

Атмосфера над обсерваторией Пик Терскол

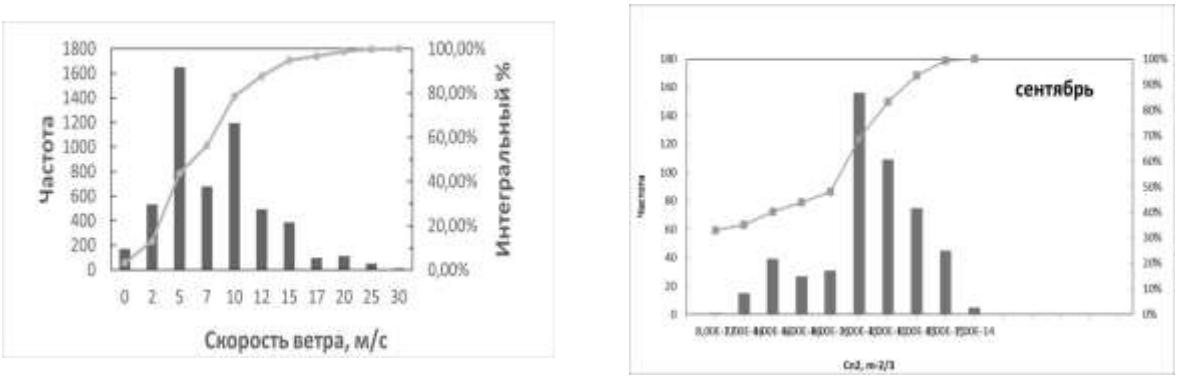
На самой высокогорной обсерватории Пик Терскол сотрудниками ИНАСАН при участии ИОА СО РАН и МГУ были выполнены исследования сезонных изменений основных параметров астроклимата в связи с задачей разработки адаптивной оптики для телескопа Цейсс-2000 (рис. 1, 2). С помощью акустической метеостанции МЕТЕО-2 и стандартных метеоданных анализировались по сезонам приземные значения скорости ветра и структурного параметра показателя преломления (рис. 1) [4].

С целью оценки эффективности применения мезосферных ЛОЗ, помимо традиционных параметров астроклимата, там же изучалось сезонное изменение концентрации мезосферного натрия (рис. 2) [10, 11].

Турбулентность над Байкальской астрофизической обсерваторией

В целях развития современных наблюдений Солнца проводятся регулярные наблюдения за состоянием дневной атмосферы в месте расположения крупнейшего в Евразии Большого солнечного вакуумного телескопа (БСВТ), установленного в Байкальской астрофизической

обсерватории СО РАН. Были выполнены [5] оценки статистик оптической турбулентности релевантных для системы АО БСВТ. С использованием многолетних накопленных метеоданных анализ атмосферных искажений был выполнен на основе модификации реанализа Era-5 и метода [11] определения структурной постоянной турбулентных флуктуаций показателя преломления воздуха, предложенного В. И. Татарским.



а) б)

Рис. 1. Гистограммы распределения приземных значений скорости ветра (а) и структурной постоянной показателя преломления (б) для обсерватории Пик Терскол

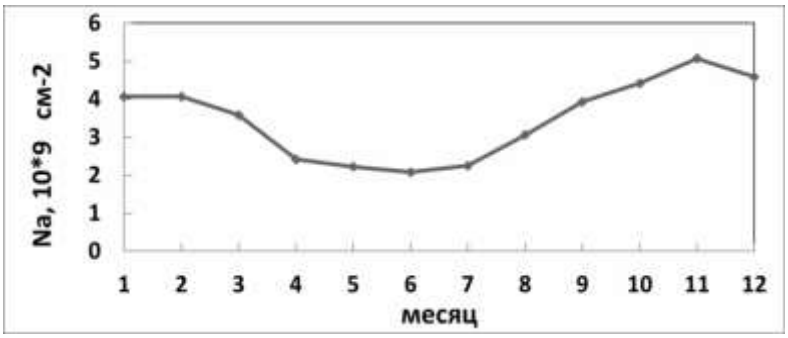


Рис. 2. Сезонное изменение содержания атомов натрия в мезосфере над обсерваторией Пик Терскол

С использованием полученных данных обсуждается проблема корректного определения внешнего масштаба турбулентности с учетом данных приземных мачтовых микрометеорологических измерений и оптических измерений на БСВТ. Получены статистически репрезентативные вертикальные профили структурной постоянной турбулентных флуктуаций показателя преломления воздуха и внешнего масштаба турбулентности для места расположения БСВТ.

Следует отметить, величина внешнего масштаба турбулентности является важной характеристикой для оценки возможностей реализации оптических звездных интерферометров. Так, еще в работах [12–14] это было показано на примере расчетов.

ОПТИЧЕСКИЕ ИНТЕРФЕРОМЕТРЫ НАЗЕМНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Оптические интерферометры являются собирающими фотоны телескопами с незаполненными апертурами в видимом диапазоне (иногда в ближнем ИК), которые создают синтезируемые изображения и интерференционные данные в реальном масштабе времени (в отличие от радиоинтерферометров, которые записывают данные для последующего синтеза), по су-

ществу путем обратного преобразования Фурье входных данных. Оптический интерферометр, в котором в качестве источника света используется лазер – лазерный интерферометр. Высокие временная когерентность и спектральная плотность обуславливают его преимущества перед обычными интерферометрами, в том числе по точности измерений.

Строительство наземных оптических интерферометров на базе телескопов большого диаметра стало возможным благодаря использованию новых оптических технологий – лазерных систем для поддержания постоянства оптической базы и оборудования телескопических комплексов системами адаптивной оптики, компенсирующих искажения волнового фронта, вызванные турбулентностью атмосферы. Самый крупный из них – интерферометр обсерватории Военно-морских сил США, в котором максимальная измерительная база составляет 437 м. В плане он имеет вид буквы «Y» с тремя пространственно равномерно расположенными равными рукавами по 250 м длиной каждый. Это так называемые базовые линии, которые являются самыми большими среди всех интерферометров данного типа в мире. Каждый рукав содержит сеть подвижных зеркал и связанное с ними оборудование для сбора света, который затем направляется по трубам, из которых был удален воздух. Зеркала перемещаются внутри 18-метровых вакуумных труб. В конечном итоге собранный свет от каждого зеркала объединяется для формирования единого изображения. Система может изменять оптический путь в 2-нанометровом диапазоне по всей длине 18-метровой дорожки. Чтобы свести к минимуму искажения и потери света, большая часть интерферометра находится в низком вакууме.

В 2007–2008 гг. интерферометр использовали для получения первых в истории фазовых изображений спутников, вращающихся на геостационарной орбите. Впервые с помощью оптической интерферометрии был обнаружен спутник при использовании 16-метровой базы прототипа оптического интерферометра ВМС при наблюдении за геостационарным спутником связи DirecTV-9S в сезоны «бликов» февраля-марта 2008 и 2009 г., когда геометрия «солнце-спутник-интерферометр» благоприятна для создания зеркальных отражений от геостационарных спутников.

Нами исследовалось влияние атмосферной турбулентности на характеристики интерферометров с большими базами: 12, 36, 85, 128 и 437 м. Практически для всех используемых моделей внешнего масштаба и интенсивности атмосферной турбулентности его значение не превышает 2–5 м. Чтобы результаты измерений флуктуаций разности фаз могли стать основой для уточнения модели турбулентной атмосферы необходимо фиксировать начальную высоту, значение и направление скорости ветра по отношению к ориентации измерительной базы интерферометра, структурного показателя флуктуаций фазы на начальной высоте.

ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЛАЗЕРНЫХ ОПОРНЫХ ЗВЕЗД

При применении техники ЛОЗ возникает целый ряд серьезных проблем. Выделим среди них главные.

Проблема максимизации обратного потока фотонов – это ограничение по получению достаточного для работы датчика волнового фронта сигнала от ЛОЗ, во многом связанное с зависимостью уровня обратного потока фотонов ЛОЗ от распределения мезосферных атомов над территорией РФ, и в том числе тех мест, где расположены крупнейшие российские обсерватории [9, 10]. Кроме этого, эффективность применения ЛОЗ напрямую зависит от величины магнитного поля Земли и уровня интегральной турбулентности в точке стояния астрономического инструмента [15, 16]. Эта проблема заставляет уделить особое внимание разработке специальной лазерной техники с оптимальными спектральными и пространственно-временными параметрами. Поэтому любой подход, который сможет увеличить обратный поток, является важным.

Проблема коррекции глобального наклона волнового фронта – это основное ограничение ЛОЗ, связанное с тем, что в целях максимизации обратного потока излучения от ЛОЗ при его формировании используется фокусировка лазерного пучка излучения, что приводит к практической неподвижности в фокусе телескопа картины распределения света, формируемой ЛОЗ [16–19]. Это обусловлено самим принципом обратимости флуктуаций. В результате его действия моностатическая, формируемая всей апертурой самого телескопа при осевом расположении выходящего лазерного пучка, ЛОЗ не меняет своего положения. Таким образом, моностатическая ЛОЗ не может дать информацию о глобальном наклоне входного зрачка телескопа. А поскольку флуктуации наклона волнового фронта имеют определяющие значения по величине дисперсии, то для его устранения используется сигнал дрожания изображения естественной звезды, ближайшей к наблюдаемому КО (или созвездия звезд). Это увеличивает сложность и стоимость системы АО в целом. Перспективным подходом решения проблемы измерения глобального наклона по сигналу от ЛОЗ является использование полихроматических ЛОЗ (ПЛОЗ). Так называемая техника ПЛОЗ основана на использовании зависимости рефракции земной атмосферы от длины волны излучения [20].

ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНЫХ СХЕМ ВОЗБУЖДЕНИЯ АТОМОВ НАТРИЯ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ЛАЗЕРНЫХ ОПОРНЫХ ЗВЕЗД

Выполненный анализ эффективности применения девяти возможных схем возбуждения атома натрия для создания монохроматических и полихроматических ЛОЗ позволил нам [21] сделать следующие выводы:

1. Для создания монохроматической ЛОЗ оптимальным переходом является переход 32P3/2 ← 32S1/2, для возбуждения которого необходимо использовать излучение с длиной волны 588,995 нм.

2. Для создания полихроматической ЛОЗ при использовании эффекта каскадной флуоресценции при однофотонном возбуждении наиболее подходящим является переход 42P3/2 ← 32S1/2, возбуждаемый на длине волны 330,237 нм. При этом эффективность возбуждения будет на два порядка ниже эффективности создания монохроматической ЛОЗ 588,995 нм.

3. Эффективность двухфотонного ступенчатого возбуждения высоких энергетических состояний с целью достижения каскадной флуоресценции сравнима с эффективностью однофотонного возбуждения. При этом следует иметь в виду, что процесс двухфотонного ступенчатого возбуждения атома требует жесткого согласования условий воздействия для обеих длин волн во времени и пространстве, что представляет огромные технические трудности при возбуждении ЛОЗ.

РАСЧЕТ ОБРАТНОГО ФОТОННОГО ПОТОКА ДЛЯ ЛАЗЕРНЫХ ОПОРНЫХ ЗВЕЗД

Было обнаружено, что обратный поток на приемнике при формировании натриевой ЛОЗ излучением с круговой поляризацией выше, чем при линейной поляризации (рис. 3, 4). Кроме этого, показано, что эффект от применения лазерного излучения с круговой поляризацией для создания натриевой ЛОЗ зависит от уровня магнитного поля, и в российских обсерваториях максимум соответствует ориентации телескопа, близкой к зенитному углу.

Поскольку величина магнитного поля в российских обсерваториях Северного Кавказа выше, чем в обсерватории Параналь в два раза, это сулит некоторые преимущества. Оказалось, что ситуация с обратным потоком фотонов от натриевой ЛОЗ для условий зимы лучше, чем для лета [9].

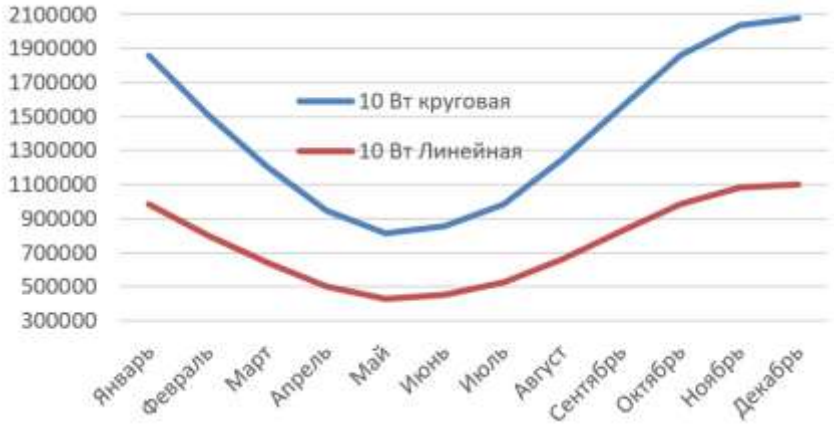


Рис. 3. Обратный поток фотонов на приемнике при формировании натриевой ЛОЗ излучением с круговой и линейной поляризацией



Рис. 4. Обратный поток от натриевой ЛОЗ в зависимости от мощности лазерного излучения: ситуация для условий зимы лучше, чем для лета [5]

Было также показано, что имеет место зависимость обратного потока фотонов ЛОЗ от ширины спектральной линии лазерного излучения с круговой поляризацией. Показано, что когда ширина спектральной линии лазера превышает 2 ГГц, это отрицательно влияет на величину обратного потока фотонов от ЛОЗ при любой мощности лазера (рис. 5, 6).

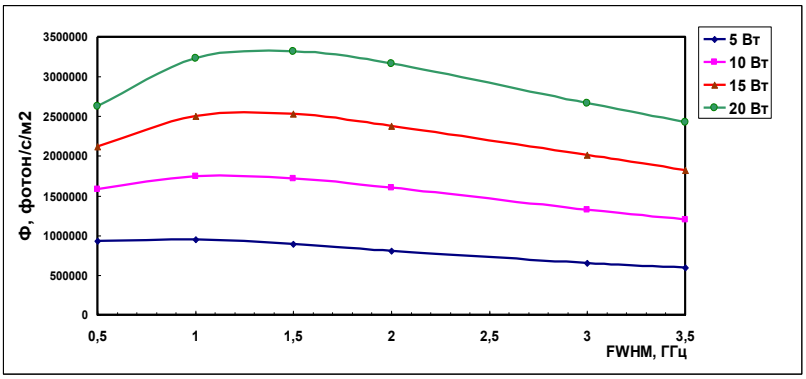


Рис. 5. Зависимость обратного потока фотонов натриевой ЛОЗ от ширины спектральной линии лазерного излучения с круговой поляризацией

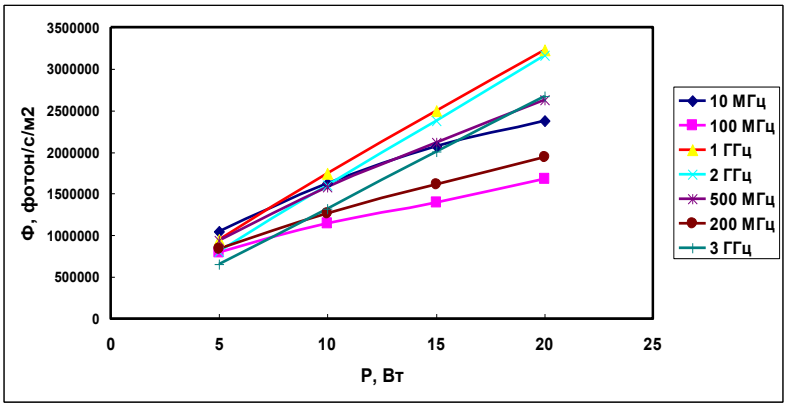


Рис. 6. Зависимость обратного потока фотонов натриевой ЛОЗ от мощности лазерного излучения при различной ширине спектральной линии лазерного излучения с круговой поляризацией

Кроме параметров лазерного излучения важным является размер апертуры телескопа, формирующего ЛОЗ. Ясно, чем больше размер излучающей области в слое натрия мезосферы – «пятна ЛОЗ», тем более яркий опорный источник возможно создать. На рис. 7 представлены результаты численного моделирования обратного потока фотонов от натриевой ЛОЗ на приемнике в зависимости от размера передающей апертуры.

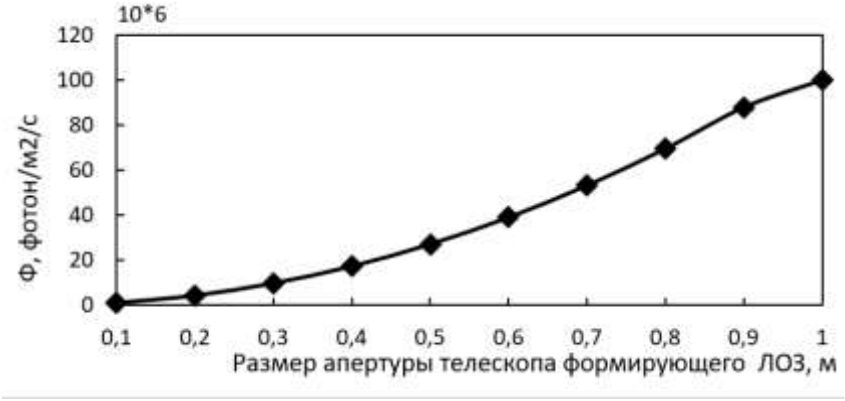


Рис. 7. Обратный поток фотонов от натриевой ЛОЗ на приемнике в зависимости от размера апертуры формирующего телескопа

Отметим, что использование телескопа диаметром больше, чем $2\times r_0$ (где r_0 – параметр Фрида, характеризующий интегральное значение атмосферной турбулентности на длине волны 0,5 мкм) не эффективно [22] и приведет к появлению спеклов, а значит, как следствие, датчик волнового фронта будет работать по самому крупному спеклу. Типичные значения параметра Фрида в астрономических обсерваториях РФ r_0 = 5–10 см [5]. Как показывают результаты численного моделирования для различных размеров апертуры формирующего ЛОЗ телескопа и как следствия «пятна ЛОЗ» в слое натрия (рис.7) яркость ЛОЗ может возрастать с увеличением излучающей области в атмосфере в несколько раз. В том числе для случая, когда r_0 меняется от 5 до 10 см, при соответствующем выборе апертуры формирующего телескопа $2\times r_0$ обратный поток фотонов от ЛОЗ возрастает в четыре раза, что свидетельствует о необходимости выбора мест установки телескопов с наиболее низким уровнем атмосферной турбулентности для увеличения яркости ЛОЗ.

Это подтверждает важность атмосферных измерений не только на этапе проектирования АО систем с ЛОЗ для определения требований к элементам системы, но и на этапе выбора мест установки наземных оптико-электронных систем. Требуется проведение исследований

для поиска мест с наилучшим **локальным** астроклиматом на территории РФ, где благоприятные температурный режим, роза ветров и местный рельеф формируют низкий уровень турбулентности.

Отметим в связи с этим одну важную особенность при размещении обсерваторий в восточных районах России – это величина магнитного наклонения, равная 70-71 град. Предельный зенитный угол телескопов составляет 60 град., что означает невозможность на практике наблюдений реализации ситуаций, когда лазерное излучение параллельно геомагнитному полю Земли. Но именно данный вариант имеет преимущество в величине обратного потока фотонов от натриевой ЛОЗ. По мере приближения к перпендикулярному направлению, преимущество применения лазерного излучения с циркулярной поляризацией исчезает, что объясняется влиянием геомагнитного поля через прецессию Лармора.

ПАРАМЕТР ПРИМЕНИМОСТИ АДАПТИВНОЙ ОПТИКИ

Для предварительных исследований на этапе выбора места установки наземных оптико-электронных систем с адаптивной оптикой представляется полезным применение данных атмосферных реанализов NCEP/NCAR Reanalysis, ECMWF ERA5, NASA MERRA2. В частности, зонирование по величине параметра применимости адаптивной оптики V200 – скорости ветра на уровне давления 200 мбар, изменяющегося в зависимости от сезона, географических широты и долготы [23]. В качестве примера на рис. 8 представлено усредненное за год значение параметра применимости адаптивной оптики на территории РФ.

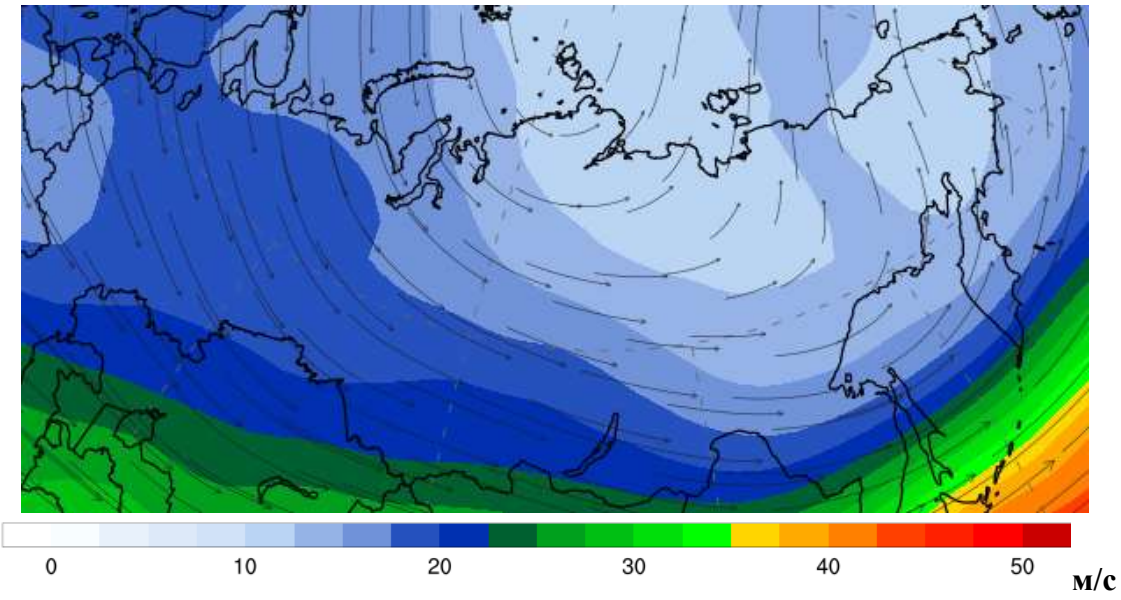


Рис. 8. Распределение значений параметра применимости адаптивной оптики V200 (усреднено за год) на территории РФ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненные исследования атмосферы и ее особенностей позволяют перейти непосредственно к внедрению систем АО в крупнейшие работающие телескопы РФ. В частности:

– в Институте астрономии РАН в настоящее время создается система АО на двухметровом телескопе «Цейсс-2000» (совместно с МГУ) для работы в обсерватории Пик Терскол с использованием рэлеевской ЛОЗ [24];

– ИОА СО РАН внедряет [25] многоконтурную систему АО на БСВТ (совместно с ИСЗФ СО РАН) в Байкальской астрофизической обсерватории СО РАН.

В целом получаемые результаты служат вопросам организации оптимальной стратегии астрономических наблюдений и модернизации аппаратуры на телескопах в обсерваториях, включая создание систем АО, в том числе и с применением ЛОЗ.

Список использованных источников

1. *Fugare R.* Laser beacon adaptive optics // Optics & Photonics News. – 1993. – Vol. 4, is. 6. – P. 14–19.

2. *Лукин В. П., Фортес Б. В.* Адаптивное формирование пучков и изображений в атмосфере. – Новосибирск : Изд-во СО РАН, 1999. – 214 с.

3. Лазерное излучение в турбулентной атмосфере / А. С. Гурвич [и др.]. – М. : Наука, 1976. – 277 с.

4. Astroclimate of the Terskol Observatory / E. A. Kopylov [et al.] // Proc. SPIE. – 2024. – Vol. 13097. – P. 130974F-7.

5. Optical Turbulence Characteristics at the Special Astrophysical Observatory Site / A.Yu. Shikhovtsev [et al.] // MDPI. Atmosphere. – 2024. – Vol. 15(11). – P.13–46.

6. *Шиховцев А. Ю., Ковадло П. Г.* Вертикальные профили оптической турбулентности и оценка внешнего масштаба турбулентности над Байкальской астрофизической обсерваторией // Оптика атмосферы и океана. – 2024. – Т. 37, № 9. – С. 808–814.

7. *Больбасова Л. А., Копылов Е. А., Потанин С. А.* Ташанта как перспективный астропункт Горного Алтая: первые результаты исследования астроклимата // Астрономический журнал. – 2024. – Т. 101, № 7. – С. 672–680.

8. *Лукин В. П.* Требования к динамическим характеристикам систем адаптивной оптики // Квантовая электроника. – 2022. – Т. 52, № 7. – С. 652–660.

9. *Bolbasova L. A., Ermakov S. A., Lukin V. P.* Simulation of sodium LGS return flux formed by polarized light for astronomical observatories of the North Caucasus // Atmospheric and Oceanic Optics. – 2023. – Vol. 36, suppl. 1. – P. S94–S100.

10. *Больбасова Л. А., Ермаков С. А., Лукин В. П.* Влияние ширины спектральной линии лазерного излучения на яркость натриевой лазерной опорной звезды в условиях среднеширотной атмосферы // Оптика атмосферы и океана. – 2024. – Т. 37, № 8. – С. 705–710.

11. *Татарский В. И.* Распространение волн в турбулентной атмосфере. – М. : Наука, 1967. – 548 с.

12. *Lukin V. P., Fortes B. V.* Ground-based spatial interferometers and atmospheric turbulence // Pure and Applied Optics. – 1996. – Vol. 5, № 1. – P. 1–11.

13. *Лукин В. П., Фортес Б. В.* Пространственные фазовые интерферометры наземного базирования и атмосферная турбулентность // Астрономический журнал. – 1996. – Т. 73, № 3. – С. 419–425.

14. О проекте евразийских субмиллиметровых телескопов (ESMT) и возможности применения адаптивной оптики для улучшения качества субизображений / В. Б. Хайкин [и др.] // Журнал радиоэлектроники. – 2022. – № 7. – С. 1684–1719.

15. Optimization of cw sodium laser guide star efficiency / R. Holzlöhner [et al.] // A&A. – 2010. – Vol. 510. – P. A20-10.

16. *Больбасова Л. А., Лукин В. П.* Возможности адаптивной оптической коррекции наклонов волнового фронта при использовании сигналов от традиционной и полихроматической лазерной опорной звезды // Оптика атмосферы и океана. – 2022. – Т. 35, № 10. – С. 871–877.

17. *Лукин В. П.* Лазерные опорные звезды и проблема измерения наклона волнового фронта // Оптика атмосферы и океана. – 1996. – Т. 9, № 11. – С. 1433–1442.

18. *Ragazzoni R.* Absolute tip-tilt determination with laser beacons // Astron. Astrophys. – 1996. – Vol. 305. – P. L13–L16.

19. *Клейменов В. В., Новикова Е. В.* Анализ эффективности моностатической и бистатической схем формирования лазерной опорной звезды // Оптика атмосферы и океана. – 2023. – Т. 36, № 4. – С. 331–336.

20. The polychromatic artificial sodium star: A new concept for correcting the atmospheric tilt / R. Foy [et al.] // Astronomy & Astrophysics. – 1995. – Vol. 111. – P. 569–578.

21. Сравнение эффективности схем возбуждения атомов натрия для создания монохроматических и полихроматических лазерных опорных звезд / С. М. Бобровников [и др.] // Квантовая электроника. – 2024. – № 2. – С. 67–76.

22. *Клейменов В. В., Новикова Е. В., Олейников М. И.* О выборе диаметра апертуры зондирующего лазера в наземных адаптивных оптико-электронных системах при формировании натриевой опорной звезды // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2021. – Т. 21, № 1. – С. 24–30. – DOI: 10.17586/2226-1494-2021-21-1-24-30.

23. *Больбасова Л. А., Лукин В. П.* Исследования атмосферы для задач адаптивной оптики // Оптика атмосферы и океана. – 2021. – Т. 34, № 4. – С. 254–271. – DOI: 10.15372/AOO20210403.

24. Параметры формирования рэлеевской лазерной опорной звезды адаптивной оптики для телескопа Цейсс-2000 обсерватории Пик Терскол / А. В. Ларичев [и др.] // Астрофизический бюллетень. – 2025. – Т. 80, № 2. – С. 342–350.

25. *Borzilov A. G., Konyaev P. A., Lukin V. P.* Adaptive optical image correction system for the Large Solar Vacuum Telescope // Proc. 21th International conference «Laser Optics» (ICLO). – SPb., 2024. – P. 163.

А. В. Гришин,
кандидат технических наук;
В. В. Гришин,
кандидат технических наук, доцент

ТЕХНОЛОГИЯ ЛОГИКО-ВЕРОЯТНОСТНОГО РАСЧЕТА ГОТОВНОСТИ НАЗЕМНЫХ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Рассмотрено свойство готовности наземных радиоэлектронных систем космических комплексов в процессе их применения по назначению. Предложено использование информации о показателях готовности наземных радиоэлектронных систем для принятия управленческих решений при их функционировании. Приведено математическое обоснование применения общего логико-вероятностного метода для расчета показателей готовности наземных радиоэлектронных систем и представлена технология такого расчета.

Ключевые слова: наземные радиоэлектронные системы космических комплексов, расчет показателей готовности, общий логико-вероятностный метод, технология.

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение функционирования на орбите космических аппаратов в соответствии с их целевым назначением требует регулярного проведения с ними сеансов управления и других операций информационного обмена (применение по назначению) с помощью наземных радиоэлектронных систем космических комплексов (НРЭС КК). В этой связи готовность НРЭС КК к применению по назначению в процессе их функционирования играет исключительно важную роль. При этом обеспечение требуемого уровня готовности НРЭС осуществляется посредством планирования и реализации функциональных процессов.

ГОТОВНОСТЬ КАК КОМПЛЕКСНОЕ СВОЙСТВО НАЗЕМНЫХ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Эффективность применения НРЭС КК в значительной степени зависит от его функционального качества. Из совокупности функционально-технических свойств НРЭС, входящих в функциональное качество, готовность является одним из важнейших свойств, так как она определяет как эффективность применения НРЭС по назначению, так и ресурсы на поддержание работоспособного технического состояния.

В соответствии с [1] под готовностью понимают свойство объекта, заключающееся в его способности выполнять требуемые функции в заданных условиях, в заданный момент или период времени при условии, что все необходимые внешние ресурсы обеспечены. Таким образом, готовность характеризует самую важную сторону НРЭС КК, а именно выполнение тех функций, для которых и предназначены эти системы.

Анализ готовности НРЭС КК показывает, что она является комплексным свойством и определяется надежностью НРЭС в различных режимах применения, а также обеспеченностью внешними ресурсами.

Обеспечение готовности НРЭС КК к применению по назначению решается посредством управления функциональными процессами и обеспечением этих процессов. Поэтому в рамках управления функционированием НРЭС КК перспективным направлением является управление на основе информации о готовности систем к выполнению задач по назначению, которое позволяет учесть влияние различных факторов на готовность НРЭС (рис. 1).

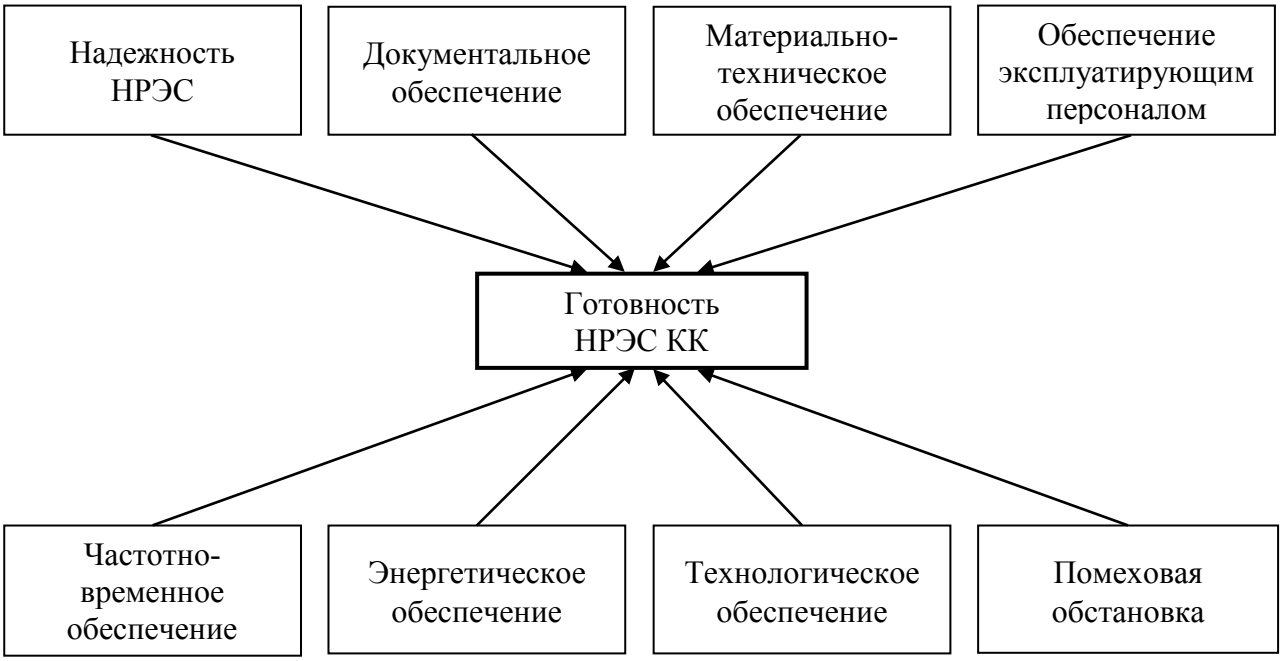


Рис. 1. Факторы, влияющие на готовность НРЭС КК

Решение задачи расчета готовности НРЭС КК заключается в вычислении показателей готовности. Определяя эти показатели, можно оценить влияние различных факторов на уровень готовности НРЭС. На основе полученной информации целесообразно разрабатывать предложения для принятия управленческих решений по функционированию НРЭС КК: планированию применения, типу задействования в контуре управления КА, проведению технического обслуживания с определением его параметров (в случае адаптивного варианта), проведению доработок и модернизации. При этом необходимо использовать такие методы расчета показателей готовности, которые позволяют учесть максимальное количество факторов и дают достоверные оценки. В качестве такого метода предлагается использовать общий логико-вероятностный метод (ОЛВМ), который позволяет [2]:

– с помощью универсального графо-аналитического аппарата схем функциональной целостности (СФЦ) описать любую структурную модель готовности НРЭС;

– за счет использования полного набора функций алгебры логики (конъюнкции, дизъюнкции и инверсии) учесть не только положительный, но и отрицательный вклад элементов модели в расчетный показатель, что является важным отличием от классических логико-вероятностных методов (ЛВМ);

– учесть возможность нахождения элементов модели во множественных (не бинарных) состояниях;

– учесть группы несовместных событий (ГНС) и различные последовательности случайных событий;

– учесть отказы групп элементов модели по общей причине и их комбинаторные отношения;

– учесть циклические (мостиковые) связи между элементами модели;

– рассчитать вероятностные показатели, в том числе немонотонных (смешанных) моделей систем;

– рассчитать показатели значимости положительных и отрицательных вкладов каждого из элементов в вероятность реализации исследуемых свойств НРЭС;

– создать формализованные модели многоуровневых СФЦ НРЭС с возможностью программной реализации на ЭВМ.

Особый интерес, в контексте расчета готовности НРЭС, представляет способ получения необходимых исходных данных для логико-вероятностной модели. Он заключается в комплексировании частных моделей, разрабатываемых для разнородных элементов моделируемой структурно-сложной системы, а также внешних воздействующих факторов. Получаемая вероятностная функция готовности НРЭС является комплексной расчетной математической моделью, которая может быть использована как для получения точечной оценки готовности, так и интервальной, в том числе для различных законов распределения случайных событий, характеризуемых вероятностными параметрами для каждого из элементов.

Существенные возможности для расчета готовности НРЭС дает и так называемый итерационный логико-статистический метод, включающий имитационное моделирование системы непосредственно на основе разработанной СФЦ и численное решение системы логических уравнений относительно сформулированного логического критерия.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ ОБЩЕГО ЛОГИКО-ВЕРОЯТНОСТНОГО МЕТОДА ДЛЯ РАСЧЕТА ГОТОВНОСТИ НАЗЕМНЫХ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ

В рамках использования общего логико-вероятностного метода для расчета готовности НРЭС КК требуется найти вероятностную функцию ее готовности в виде

$$B\Phi_{\text{г}} = F\{Y_{\text{г}}\}, \tag{1}$$

где $Y_{\text{г}}$ – логическая функция готовности РЭС.

В свою очередь, логическую функцию готовности радиоэлектронной системы необходимо выразить через один или несколько логических критериев ее готовности. Запись логического критерия готовности НРЭС осуществляется в виде логической функции следующего вида:

$$Y_{\text{г}} = f(\{y_i, \overline{y}_i\},\ i = \overline{1, N}), \tag{2}$$

где N – общее число вершин в структурной модели готовности НРЭС.

В качестве аргументов логического критерия в формуле (2) выступают обозначения выходных функций $\{y_i, \overline{y}_i\}$ тех вершин модели (факторов), функциональная работоспособность или неработоспособность (влияние) которых полностью и однозначно определяют состояние готовности НРЭС.

Основным аппаратом структурного моделирования готовности НРЭС КК в общем логико-вероятностном методе являются схемы функциональной целостности (СФЦ) [2]. Это специального вида граф, заданный отношением на базисном множестве X элементов моделируемой системы:

$$sfc = \left\langle X^2; Y \right\rangle = \left\langle \{X_{\text{фн}}, X_{\text{кмп}}, X_{\text{фк}}\}; \{Y_{\wedge}, Y_{\neg\wedge}, Y_{\vee}, Y_{\neg\vee}\} \right\rangle.$$

При этом данное множество разбивается на три подмножества элементов (вершин, соответствующих элементарным событиям: функциональные $X_{\text{фн}}$, комплексированные $X_{\text{кмп}}$, фиктивные $X_{\text{фк}}$), а дуги, являющиеся элементами множества Y (графика отношения на X), в свою очередь, разделяются на конъюнктивные, инверсно-конъюнктивные, дизъюнктивные и инверсно-дизъюнктивные. Таким образом, становится возможным реализовать при логико-вероятностном моделировании полный набор логических функций (И, ИЛИ, НЕ) и их сочетаний, а также учет различных видов зависимостей и множественных состояний элементов.

Для расчета СФЦ используются следующие базовые аналитические соотношения:

1) для прямой выходной функции:

$$y_i = x_i \wedge (\bigvee_{j \in A_i} \tilde{y}_j) \wedge (\bigwedge_{k \in B_i} \tilde{y}_k), \quad (3)$$

где i – номер функциональной вершины;

$$y_i = (\bigvee_{j \in A_i} \tilde{y}_j) \wedge (\bigwedge_{k \in B_i} \tilde{y}_k), \quad (4)$$

где i – номер фиктивной вершины;

2) для инверсной выходной функции:

$$\overline{y_i} = \overline{x_i} \vee (\bigwedge_{j \in A_i} \overline{\tilde{y}_j}) \vee (\bigvee_{k \in B_i} \overline{\tilde{y}_k}), \quad (5)$$

где i – номер функциональной вершины;

$$\overline{y_i} = (\bigwedge_{j \in A_i} \overline{\tilde{y}_j}) \vee (\bigvee_{k \in B_i} \overline{\tilde{y}_k}), \quad (6)$$

где i – номер фиктивной вершины.

В выражениях (3)–(6) A и B – совокупности дизъюнктивных и конъюнктивных дуг для i-й вершины. Использование логических уравнений (3)–(6) можно показать на примере некоторых частных фрагментов СФЦ:

– с функциональной i-й вершиной и прямым выходом

$$y_i = x_i \wedge (y_k \vee y_l) \wedge (y_m \vee y_n); \quad (7)$$

– с фиктивной i-й вершиной и прямым выходом

$$y_i = (y_k \vee y_k) \wedge (y_m \vee y_n); \quad (8)$$

– с функциональной i-й вершиной и инверсным выходом

$$\overline{y_i} = \overline{x_i} \vee (\overline{y_k} \wedge \overline{y_l}) \vee (\overline{y_m} \wedge \overline{y_n}); \quad (9)$$

– с фиктивной i-й вершиной и инверсным выходом

$$\overline{y_i} = (\overline{y_k} \wedge \overline{y_l}) \vee (\overline{y_m} \wedge \overline{y_n}). \quad (10)$$

В выражениях (7)–(10) y_k и y_l – дизъюнктивные дуги, а y_m и y_n – конъюнктивные дуги.

Математическое обоснование следует положить в основу разработки технологии расчета готовности РЭС КК, использующей общий логико-вероятностный метод.

ТЕХНОЛОГИЯ РАСЧЕТА ГОТОВНОСТИ НАЗЕМНЫХ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ НА ОСНОВЕ ОБЩЕГО ЛОГИКО-ВЕРОЯТНОСТНОГО МЕТОДА

Технологию расчета готовности НРЭС КК на основе общего логико-вероятностного метода (ОЛВМ) удобно формализовать в виде алгоритма, представленного на рис. 2.

1. Сначала в процессе постановки задачи определяются структурно-функциональная схема НРЭС, режимы и условия ее применения, требуемое значение показателя готовности. Далее в рамках логико-вероятностного моделирования разрабатывается структурно-логическая схема готовности НРЭС с использованием аппарата СФЦ и выводится соответствующая система логических уравнений (СЛУ). Данная первичная модель является своеобразной базой

знаний об НРЭС в исследуемом контексте, обеспечивающей решение задачи построения расчетной математической модели и дальнейшей количественной оценки показателя готовности.

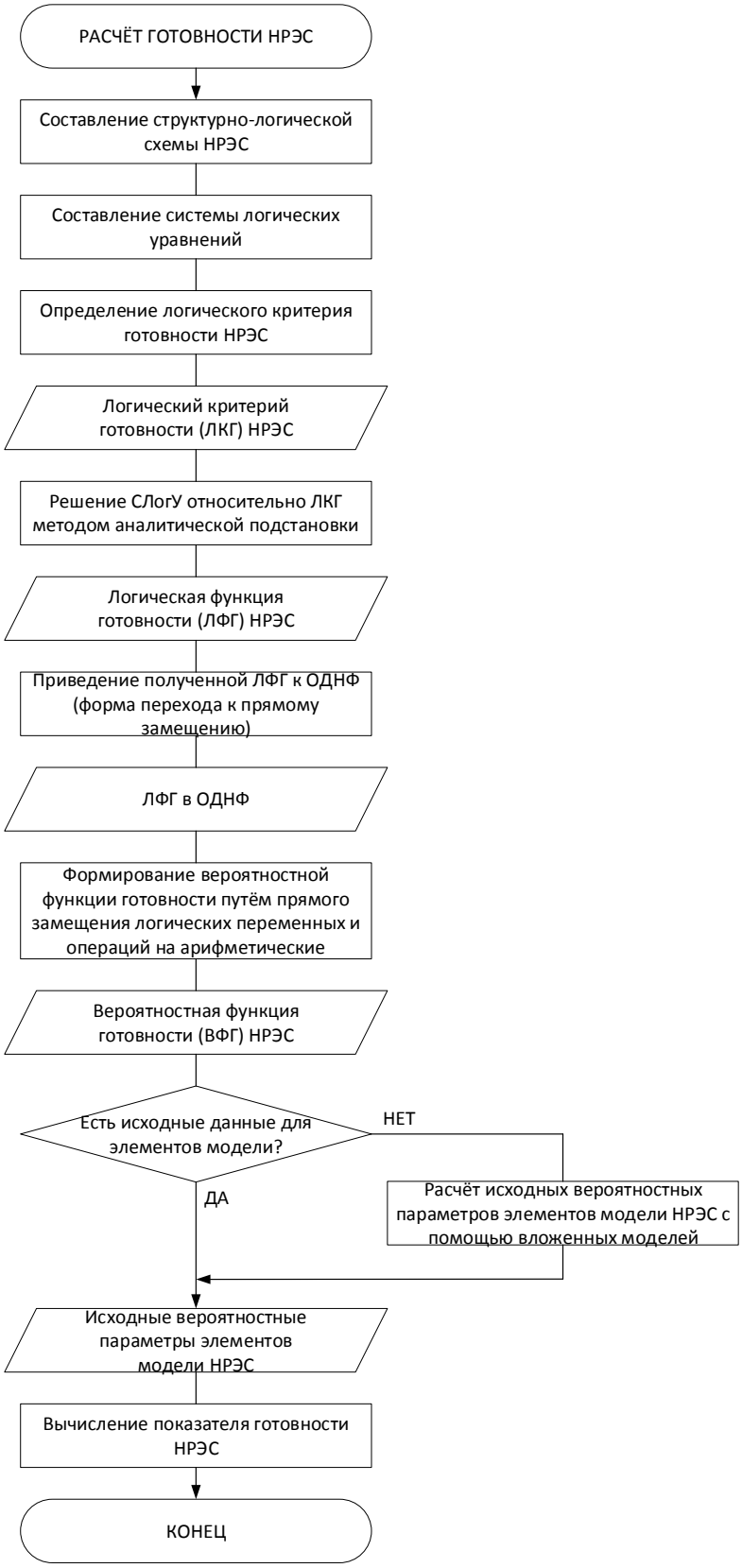


Рис. 2. Алгоритм технологии расчета готовности НРЭС КК на основе ОЛВМ

2. Формулируется логический критерий готовности (в общем случае – несколько критериев) НРЭС КК в зависимости от заданного режима и условий применения системы. Критерий формулируется с использованием структурно-логической схемы готовности и определяет все условия, необходимые и достаточные как для нахождения НРЭС в состоянии готовности (выполнения целевых задач), так и – неготовности (неисправность, отсутствие технологических данных, наличие помех, критически снижающих качество выполнения задачи и т. п.).

3. Строится, согласно выражению (2), логическая функция готовности (ЛФГ) НРЭС КК, как аналитическое решение СЛУ относительно заданного критерия. ЛФГ однозначно отображает полные последовательности и взаимосвязи сложных событий, вероятности реализации которых характеризуют готовность системы. В сущности, формируется область состояний готовности системы на множестве всех ее возможных состояний.

4. Определяется, в соответствии с выражением (1), вероятностная функция готовности (ВФГ) НРЭС КК. В логико-вероятностном моделировании важное место занимает вопрос перехода от логических функций к вероятностным. В практике наибольшее применение находят следующие методы [4, 5]:

– символический метод определения вероятностной функции;

– определение вероятностной функции методом ортогонализации (форма перехода к полному замещению);

– комбинированный метод определения вероятностной функции (форма перехода к частичному замещению).

5. Вводятся числовые значения исходных вероятностных параметров элементов модели. При этом очень важно обеспечить их точное соответствие физическому и смысловому содержанию тех событий, которыми представляются собственные характеристики элементов исследуемой НРЭС КК. В случае отсутствия данных, пригодных для непосредственной подстановки в ВФГ, проводится их расчет с использованием вложенных (вспомогательных) моделей. Чаще всего эти модели и отражают смысл или физическую сущность протекающих в соответствующих элементах процессов, учитываемых событий и воздействующих на НРЭС факторов, позволяя выразить данные явления и процессы в вероятностно-статистическом смысле.

Здесь необходимо различать собственные x_i и функциональные y_i события, сопоставляемые каждому элементу модели. Вероятностная характеристика P_i собственного события x_i определяет работоспособность данного элемента в заданных конкретных условиях его работы в системе. Функциональное событие y_i является сложным событием, оно включает в себя как собственную характеристику P_i элемента находиться в состоянии работоспособности, так и всю функцию обеспечения реализации y_i хотя бы одной допустимой комбинацией входных условий. Только при этих условиях реализуется выходная функция y_i данного элемента x_i в исследуемой модели. Кроме того, важное место при ОЛВМ занимают фиктивные и комплексированные события (вершины): первые не имеют собственного события и служат лишь для логической связки других, а вторые используются или для вложенных моделей (не отображаемых на данном уровне детализации), или для учета сложных событий, не описываемых стандартными ЛВМ (ГНС, множественные исходы и достоверные последовательности событий).

6. Проводится вычисление конкретного значения выбранного показателя готовности НРЭС (например, коэффициента готовности, коэффициента оперативной готовности, коэффициента технического использования и др.) по результатам подстановки исходных данных в ВФГ. При этом расчет показателя готовности может проводиться многократно при различных значениях исходных данных, сценариях функционирования НРЭС и наборах воздействующих факторов и учитываемых условий.

Дополнительные возможности анализа готовности НРЭС предоставляет расчет показателей вклада и значимости каждого элемента (групп элементов) модели в общесистемный по-

казатель [5]. Значимость $\zeta_i = \{P_{\text{НРЭС}} \mid P_i = 1\} - \{P_{\text{НРЭС}} \mid P_i = 0\}$ есть изменение значения системной вероятностной характеристики $P_{\text{НРЭС}}$ вследствие изменения собственного вероятностного параметра P_i данного элемента от 0 до 1 при фиксированных значениях параметров всех других элементов НРЭС. При принятии гипотезы о независимости в совокупности отказов элементов их значимость может быть рассчитана как частная производная $\zeta_i = \partial P_{\text{НРЭС}} / \partial P_i$. Положительные $\varphi_i^+ = \{P_{\text{НРЭС}} \mid P_i = 1\} - P_{\text{НРЭС}}$ и отрицательные $\varphi_i^- = -(P_{\text{НРЭС}} - \{P_{\text{НРЭС}} \mid P_i = 0\})$ вклады элементов в системный показатель $P_{\text{НРЭС}}$ показывают, на сколько изменится системный показатель $P_{\text{НРЭС}}$ при указанных изменениях параметра P_i i-го элемента НРЭС. При принятии гипотезы о независимости в совокупности отказов элементов вычисления вкладов могут выполняться по формулам $\varphi_i^+ = (1 - P_i)\zeta_i$ и $\varphi_i^- = -P_i\zeta_i$, откуда следует, что вклады элементов представляют собой «доли» значимости, пропорциональные значениям P_i и Q_i (соответственно, готовности и неготовности).

На рис. 3 приведен пример СФЦ модели расчета готовности НРЭС КК верхнего уровня (без детализации вложенных моделей исходных данных).

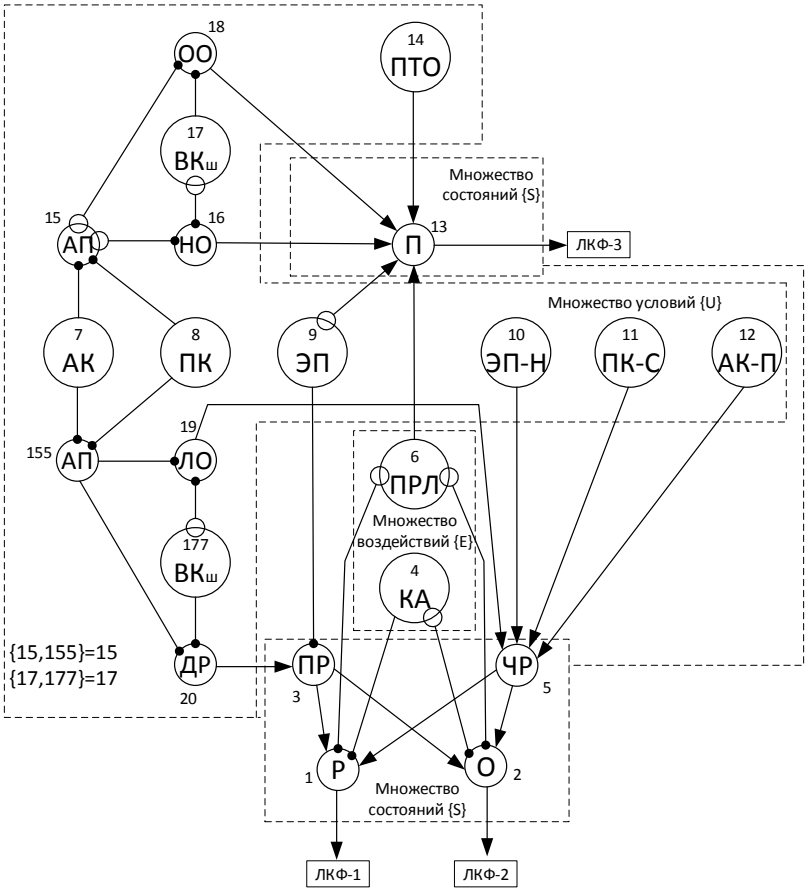


Рис. 3. СФЦ модели расчета готовности НРЭС КК

Модель, в частности, учитывает следующие влияющие факторы:

– работоспособность аппаратного комплекса НРЭС;

– работоспособность программного комплекса НРЭС;

– работоспособность системы встроенного контроля технического состояния (ТС) аппаратно-программного комплекса (АПК) НРЭС;

– эксплуатационную технологичность (периодичность и длительность проведения технического обслуживания);

– загруженность НРЭС проведением сеансов управления КА;

– укомплектованность эксплуатирующим персоналом и его операционная «работоспособность»;

– внешние воздействия на НРЭС (в первую очередь, помехи в радиолинии различного происхождения).

На рис. 3 приняты следующие обозначения событий (состояний): АК – работоспособность аппаратного комплекса НРЭС; АК-П – частичная работоспособность аппаратного комплекса (неисправность резервных полукомплектов); ПК – работоспособность программного комплекса НРЭС; ПК-С – частичная работоспособность программного комплекса (наличие сбоев); ЭП – операционная «работоспособность» и укомплектованность эксплуатирующим персоналом; ЭП-Н – частичная операционная «работоспособность» или минимально необходимая укомплектованность эксплуатирующим персоналом; ВК – работоспособность системы встроенного контроля НРЭС; ПТО – проведение технического обслуживания НРЭС; ПРЛ – наличие помех в радиоканале управления КА; КА – проведение сеанса управления КА; ЛО – событие ошибки 1-го рода при определении ТС АПК; НО – событие ошибки 2-го рода при определении ТС АПК; ДР – событие достоверного определения работоспособного ТС АПК; ОО – событие достоверного определения неработоспособного ТС АПК; ПР – событие полной работоспособности НРЭС; ЧР – событие частичной работоспособности НРЭС; Р – режим применения НРЭС по назначению; О – режим готовности НРЭС к применению по назначению. Большими кругами на схеме обозначены функциональные (комплексированные) вершины, малыми – фиктивные; дуги со стрелками являются дизъюнктивными, с точками – конъюнктивными, с кружками в начале – инверсными.

Логическими критериями готовности НРЭС выступают выходы вершин:

– № 1 (работа / применение по назначению)

$$Y_1 = (y_3 \vee y_5) \wedge y_4 \wedge \overline{y_6}; \tag{11}$$

– № 2 (ожидание / готовность к применению по назначению)

$$Y_2 = (y_3 \vee y_5) \wedge \overline{y_4} \wedge \overline{y_6}; \tag{12}$$

– № 13 (простой / неготовность к применению по назначению)

$$Y_{13} = y_6 \vee y_7 \vee y_8 \vee y_9 \vee y_{14}. \tag{13}$$

Путем решения СЛУ, соответствующей составленной СФЦ, относительно логических критериев готовности получаем немонотонные логические функции готовности (неготовности) НРЭС:

$$\begin{aligned} Y_1 = {} & (\overline{x_4} \wedge \overline{x_6} \wedge x_{10}) \vee (\overline{x_4} \wedge \overline{x_6} \wedge x_{11}) \vee (\overline{x_4} \wedge \overline{x_6} \wedge x_{12}) \vee \\ & \vee (\overline{x_4} \wedge \overline{x_6} \wedge x_7 \wedge x_8 \wedge x_{17}) \vee (\overline{x_4} \wedge \overline{x_6} \wedge x_7 \wedge x_8 \wedge x_9 \wedge \overline{x_{17}}); \end{aligned} \tag{14а}$$

$$\begin{aligned} Y_2 = {} & (x_4 \wedge \overline{x_6} \wedge x_{10}) \vee (x_4 \wedge \overline{x_6} \wedge x_{11}) \vee (x_4 \wedge \overline{x_6} \wedge x_{12}) \vee \\ & \vee (x_4 \wedge \overline{x_6} \wedge x_7 \wedge x_8 \wedge x_{17}) \vee (x_4 \wedge \overline{x_6} \wedge x_7 \wedge x_8 \wedge x_9 \wedge \overline{x_{17}}); \end{aligned} \tag{14б}$$

$$\begin{aligned} Y_{13} = {} & x_6 \vee \overline{x_9} \vee x_{14} \vee (\overline{x_7} \wedge x_{17}) \vee \\ & \vee (\overline{x_8} \wedge x_{17}) \vee (\overline{x_7} \wedge \overline{x_{17}}) \vee (\overline{x_8} \wedge \overline{x_{17}}). \end{aligned} \tag{14в}$$

Вероятностные функции, необходимые для расчета стационарных показателей готовности (неготовности) НРЭС будут иметь следующий вид:

$$P_{\text{НРЭС 1}} = P_4Q_6P_{10} + P_4Q_6Q_{10}P_{11} + P_4Q_6Q_{10}Q_{11}P_{12} + \\ + P_4Q_6P_7P_8Q_{10}Q_{11}Q_{12}Q_{17} + P_4Q_6P_7P_8P_9Q_{10}Q_{11}Q_{12}P_{17}; \quad (15а)$$

$$P_{\text{НРЭС 2}} = Q_4Q_6P_{10} + Q_4Q_6Q_{10}P_{11} + Q_4Q_6Q_{10}Q_{11}P_{12} + \\ + Q_4Q_6P_7P_8Q_{10}Q_{11}Q_{12}Q_{17} + Q_4Q_6P_7P_8P_9Q_{10}Q_{11}Q_{12}P_{17}; \quad (15б)$$

$$P_{\text{НРЭС 3}} = P_6 + Q_6Q_9 + Q_6P_9P_{14} + Q_6Q_7P_9Q_{14}Q_{17} + \\ + Q_6P_7Q_8P_9Q_{14}Q_{17} + Q_6Q_7P_9Q_{14}P_{17} + Q_6P_7Q_8P_9Q_{14}P_{17}. \quad (15в)$$

Таким образом, представленная технология расчета готовности НРЭС КК на основе общего логико-вероятностного метода позволяет с помощью комплексной расчетной математической модели (14) и (15) не только оценить уровень готовности, но и проводить исследования зависимости показателей готовности НРЭС от времени и различных воздействующих факторов, в том числе путем статистического моделирования и виртуальной отработки возможных сценариев функционирования системы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для достоверного оценивания готовности НРЭС КК необходим методический аппарат, учитывающий как надежность самих НРЭС, так и влияние внешних факторов в рамках системы их функционирования. Из известных методов оценивания функциональных характеристик для расчета готовности НРЭС КК наиболее эффективным является общий логико-вероятностный метод. Он позволяет рассматривать как положительные, так и отрицательные разнородные факторы, влияющие на состояние готовности НРЭС. В связи с этим в статье рассмотрена технология логико-вероятностного расчета готовности наземных радиоэлектронных систем космических комплексов при их функционировании, которая обеспечивает, как структурную сложность и режимы функционирования радиоэлектронных систем, так и условия их применения, определяемые внешними факторами.

Список использованных источников

1. ГОСТ 27.102–2021. Надежность в технике. Надежность объекта. Термины и определения. – М. : Стандартинформ, 2021. – 46 с.

2. *Можаев А. С.* Общий логико-вероятностный метод анализа надежности структурно сложных систем : учеб. пособие. – СПб. : ВМА им. Н. Г. Кузнецова, 1998. – 230 с.

3. *Рябинин И. А., Черкесов Г. Н.* Логико-вероятностные методы исследования надежности структурно-сложных систем. – М. : Радио и связь, 1981. – 264 с.

4. *Черкесов Г. Н.* Надежность аппаратно-программных комплексов. – СПб. : Питер, 2005. – 479 с.

5. 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.

Р. И. Алтунин;
А. В. Астапович,
кандидат технических наук, доцент;
Т. Н. Данилова;
К. К. Жбанов,
кандидат технических наук;
А. И. Яковлев,
кандидат технических наук, доцент

МОДЕЛЬ АПРИОРНОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПОГРЕШНОСТЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ ОРИЕНТИРНОЙ СЕТИ

Выполнено описание математической модели ориентирной геодезической сети, которая состоит из детерминированной и стохастической моделей пространственного геодезического построения. Детерминированная модель представляет собой совокупность математических связей, которые позволяют заданным значениям исходных данных ставить в соответствие единственные значения элементов ориентирной геодезической сети. Стохастическая модель основана на генерировании результатов измерений элементов ориентирной геодезической сети, их уравнивании и оценке точности значений геодезического азимута.

Представлены результаты имитационного моделирования, которое выполнялось в программном продукте Mathcad с использованием алгоритмов, описанных в математической модели геодезического построения.

Результатом моделирования является выбор наиболее рационального подхода к определению геодезического азимута на основе совместной обработки спутниковых и линейно-угловых измерений.

Ключевые слова: геодезический азимут, детерминированная модель, имитационное моделирование, линейно-угловые измерения, метод наименьших квадратов, спутниковые измерения, стохастическая модель.

ВВЕДЕНИЕ

Решение научных задач не представляется возможным без широкого применения методов моделирования. Моделирование позволяет исследовать только существенные признаки объекта или явления, абстрагировавшись от второстепенных факторов, что в итоге способствует разработке метода получения необходимой информации. При этом важно создать модель, адекватно описывающую исследуемый процесс [1]. Адекватность модели будет определяться правильным выбором существенных и несущественных признаков. Правильный выбор признаков возможно осуществить на основе постановки задачи, которая будет выражать основополагающие требования к создаваемой модели. Поэтому для решения задачи моделирования необходимо сначала выполнить постановку задачи, а затем создать саму модель, опирающуюся на сформулированные принципы.

Для определения высокоточного азимута направления могут применяться астрономический и спутниковый методы. Предметом настоящего исследования является спутниковый метод определения азимута.

Повышение точности определения высокоточного азимута спутниковыми методами может быть связано с созданием специальных геодезических построений с достаточным числом избыточных элементов. Иными словами, перспективным направлением для определения высокоточного азимута неастрономическими методами является сочетание спутниковых и линейно-угловых измерений в геодезическом построении (ориентирной геодезической сети), которое должно состоять из опорного, ориентирного и вспомогательных пунктов.

Опорный и ориентирный пункты закрепляют определяемое ориентирное направление, а вспомогательные пункты необходимы для выполнения избыточных спутниковых, линейных и угловых измерений в геопространственном построении.

Целью данного исследования является построение математической модели для выявления оптимальной конфигурации пространственного геодезического треугольника и уровня по-

грешностей измерений его элементов, которые обеспечат точность определения геодезического азимута 0,5".

Моделирование ориентирной геодезической сети включает:

1) построение детерминированной модели пространственного геодезического построения;

2) построение стохастической модели пространственного геодезического построения для исследования влияния отдельных факторов на точность определения геодезического азимута.

Описание решения сформулированных задач выполнено в следующих разделах статьи.

ДЕТЕРМИНИРОВАННАЯ МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ГЕОДЕЗИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ

Под детерминированной моделью пространственного геодезического построения следует понимать совокупность математических связей, которые позволяют заданным значениям исходных данных ставить в соответствие единственные значения элементов ориентирной геодезической сети.

Ориентирная геодезическая сеть представляет собой пространственный треугольник (рис. 1), в котором *1* – опорный пункт, расположенный на поверхности сфероида, *2* – ориентирный пункт, *3* – вспомогательный пункт.

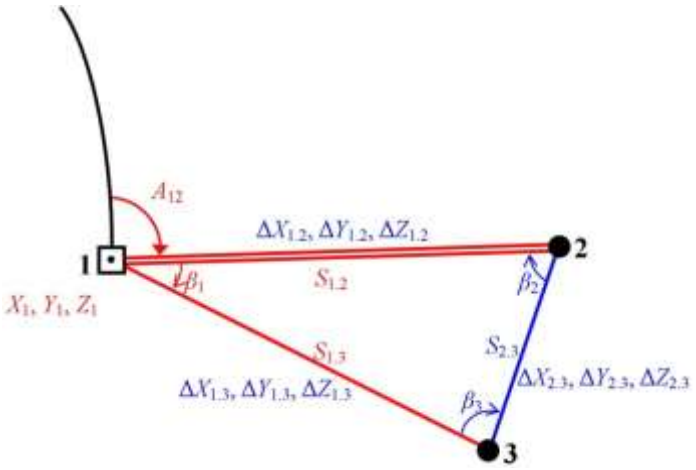


Рис. 1. Схема эталонной ориентирной геодезической сети

Принятое допущение, что геодезическая высота H_1 опорного пункта равна нулю, не влияет на результаты моделирования, но существенно упрощает переход от геоцентрических прямоугольных координат к геодезическим (широте и долготе).

Пространственное положение ориентирной сети определяют следующие исходные данные (на рис. 1 выделены красным цветом):

1) геоцентрические пространственные координаты опорного пункта X_1, Y_1, Z_1;

2) геодезический азимут $A_{1.2}^{\Gamma}$;

3) длины сторон между опорным и ориентирным пунктами, а также между опорным и вспомогательным пунктами $S_{1.2}, S_{1.3}$;

4) горизонтальный угол β_1 при вершине 1 (опорный пункт) треугольника;

5) зенитные расстояния с опорного на ориентирный пункт и с опорного на вспомогательный пункт $Z_{1.2}, Z_{1.3}$.

Для исходных данных могут быть установлены любые значения, которые необходимы для моделирования и удовлетворяют условию $H_1 = 0$. Значения зенитных расстояний при этом

устанавливаются равными 90°. Это допущение принято для упрощения вычислений, которые не повлияют на результаты моделирования.

С помощью исходных данных вычисляются остальные элементы ориентирной геодезической сети (на рис. 1 выделены синим цветом), к которым относятся:

1) длина стороны между ориентирным и вспомогательным пунктом $S_{2.3}$,

$$S_{2.3} = \sqrt{{S_{1.2}}^2 + {S_{1.3}}^2 - 2S_{1.2}S_{1.3}\cos\beta_1};$$

2) горизонтальный угол β_2 при вершине 2 (ориентирный пункт) треугольника,

$$\beta_2 = \arcsin\frac{S_{1.3}\sin\beta_1}{S_{2.3}};$$

3) горизонтальный угол β_3 при вершине 3 (вспомогательный пункт) треугольника,

$$\beta_3 = 180° - \beta_1 - \beta_2;$$

4) приращения геоцентрических координат по сторонам треугольника $\Delta X_{1.2}, \Delta Y_{1.2}, \Delta Z_{1.2}, \Delta X_{1.3},\ \Delta Y_{1.3},\ \Delta Z_{1.3},\ \Delta X_{2.3}, \Delta Y_{2.3}, \Delta Z_{2.3}$:

$$\begin{bmatrix}\Delta X_{1.2}\\ \Delta Y_{1.2}\\ \Delta Z_{1.2}\end{bmatrix} = A_1 S_{1.2}\begin{bmatrix}\sin Z_{1.2}\cos A^{\Gamma}_{1.2}\\ \sin Z_{1.2}\sin A^{\Gamma}_{1.2}\\ \cos Z_{1.2}\end{bmatrix}, \begin{bmatrix}\Delta X_{1.3}\\ \Delta Y_{1.3}\\ \Delta Z_{1.3}\end{bmatrix} = A_1 S_{1.3}\begin{bmatrix}\sin Z_{1.3}\cos(A^{\Gamma}_{1.2} + \beta_1)\\ \sin Z_{1.3}\sin\left(A^{\Gamma}_{1.2} + \dot{\beta}_1\right)\cos Z_{1.3}\end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix}\Delta X_{2.3}\\ \Delta Y_{2.3}\\ \Delta Z_{2.3}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\Delta X_{1.3}\\ \Delta Y_{1.3}\\ \Delta Z_{1.3}\end{bmatrix} - \begin{bmatrix}\Delta X_{1.2}\\ \Delta Y_{1.2}\\ \Delta Z_{1.2}\end{bmatrix},$$

где A_1 – матрица перехода с элементами,

$$A_1 = \begin{bmatrix}-\sin B_1\cos L_1 & -\sin L_1 & \cos B_1\cos L_1\\ -\sin B_1\sin L_1 & \cos L_1 & \cos B_1\sin L_1\\ \cos B_1 & 0 & \sin B_1\end{bmatrix}.$$

Здесь B_1, L_1 – сфероидические широта и долгота опорного пункта:

$$B_1 = \arctan\frac{Z_1}{D_1}, L_1 = \arctan\frac{Y_1}{X_1},$$

где D_1 – экваториальное расстояние, $D_1 = \sqrt{{X_1}^2 + {Y_1}^2}$.

Таким образом, детерминированная модель ориентирной геодезической сети представляет собой треугольник, сориентированный в пространстве по заданному значению геодезического азимута $A^{\Gamma}_{1.2}$. Размеры и конфигурация треугольника задаются по длинам сторон $S_{1.2}, S_{1.3}$ и углу β_1 между ними. Остальные элементы треугольника $S_{2.3}, \beta_2, \beta_3$ вычисляются по тригонометрическим формулам, а приращения геоцентрических координат вычисляются из решения прямой геодезической задачи в пространстве.

Полученные значения элементов детерминированной модели ориентирной геодезической сети образует вектор данных $\dot{\boldsymbol{X}}$:

$$\dot{\boldsymbol{X}} = \left[\Delta\dot{X}_{1.2}\Delta\dot{Y}_{1.2}\Delta\dot{Z}_{1.2}\Delta\dot{X}_{1.3}\Delta\dot{Y}_{1.3}\Delta\dot{Z}_{1.3}\Delta\dot{X}_{2.3}\Delta\dot{Y}_{2.3}\Delta\dot{Z}_{2.3}\dot{s}_{1.2}\dot{s}_{1.3}\dot{s}_{2.3}\dot{\beta}_1\dot{\beta}_2\dot{\beta}_3\right]^T,$$

который обладает нулевым уровнем погрешностей, поскольку они удовлетворяют условиям:

$$\Delta\dot{X}_{1.3} - \Delta\dot{X}_{1.2} - \Delta\dot{X}_{2.3} = 0;\ \Delta\dot{Y}_{1.3} - \Delta\dot{Y}_{1.2} - \Delta\dot{Y}_{2.3} = 0;\ \Delta\dot{Z}_{1.3} - \Delta\dot{Z}_{1.2} - \Delta\dot{Z}_{2.3} = 0;$$

$$\sqrt{{\Delta\dot{X}_{1.2}}^2 + {\Delta\dot{Y}_{1.2}}^2 + {\Delta\dot{Z}_{1.2}}^2} - \dot{s}_{1.2} = 0;\ \sqrt{{\Delta\dot{X}_{1.3}}^2 + {\Delta\dot{Y}_{1.3}}^2 + {\Delta\dot{Z}_{1.3}}^2} - \dot{s}_{1.3} = 0;$$

$$\sqrt{\Delta\dot{X}_{2.3}{}^2 + \Delta\dot{Y}_{2.3}{}^2 + \Delta\dot{Z}_{2.3}{}^2} - \dot{s}_{2.3} = 0;\ \dot{A}^{\Gamma}_{1.3} - \dot{A}^{\Gamma}_{1.2} - \dot{\beta}_1 = 0;\ \dot{A}^{\Gamma}_{2.1} - \dot{A}^{\Gamma}_{2.3} - \dot{\beta}_2 = 0;$$

$$\dot{A}^{\Gamma}_{3.2} - \dot{A}^{\Gamma}_{3.1} - \dot{\beta}_3 = 0;\ \dot{\beta}_1 + \dot{\beta}_2 + \dot{\beta}_3 - 180° = 0;\ \dot{d}_{1.2}\frac{\sin\dot{\beta}_2}{\sin\dot{\beta}_3} - \dot{d}_{1.3} = 0;\ \dot{d}_{1.2}\frac{\sin\dot{\beta}_1}{\sin\dot{\beta}_3} - \dot{d}_{2.3} = 0.$$

Здесь $\dot{d}_{1.2}, \dot{d}_{1.3}, \dot{d}_{2.3}$ – значения горизонтального проложения сторон детерминированной модели ориентирной геодезической сети;

$A^{\Gamma}_{i.j}$ – значения геодезических азимутов направлений $i.j$ в детерминированной модели, вычисляемые по формуле

$$\dot{A}^{\Gamma}_{i.j} = \operatorname{arctg}\frac{\dot{Y}'_{i.j}}{\dot{X}'_{i,j}}, \qquad (1)$$

где $\dot{X}'_{i.j}, \dot{Y}'_{i.j}, \dot{Z}'_{i.j}$ – значения в детерминированной модели топоцентрических горизонтных координат пункта j относительно пункта i,

$$\begin{bmatrix}\dot{X}'_{i.j}\\ \dot{Y}'_{i.j}\\ \dot{Z}'_{i.j}\end{bmatrix} = A_i^{\mathrm{T}} \cdot \begin{bmatrix}\Delta\dot{X}_{i.j}\\ \Delta\dot{Y}_{i.j}\\ \Delta\dot{Z}_{i.j}\end{bmatrix}.$$

Обобщая изложенное выше, детерминированная модель ориентирной геодезической сети позволяет, установив исходные данные, получать модельные значения всех элементов в геодезической сети.

СТОХАСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ГЕОДЕЗИЧЕСКОГО ПОСТРОЕНИЯ

Построение стохастической модели заключается в генерировании результатов измерений элементов ориентирной геодезической сети, их уравнивании и оценке точности сгенерированных значений геодезического азимута.

1. Моделирование результатов измерений.

При выполнении любых измерений полученный результат x отличается от истинного значения $\dot{x}$ на некоторую величину θ, которая называется истинной ошибкой. То есть истинная ошибка результата измерения определяется равенством [2]

$$\theta = x - \dot{x}.$$

Применительно к рассматриваемой задаче истинные значения $\dot{x}$ соответствуют значениям элементов детерминированной модели ориентирной геодезической сети, поэтому при моделировании измерений отдельный результат измерения может быть представлен в виде

$$x = \dot{x} + \theta. \qquad (2)$$

Для решения задачи моделирования измерений истинную ошибку будем считать случайной величиной, подчиняющейся нормальному закону распределения, значения которой по модулю не могут превышать некоторого предельного значения $\Delta_{\text{пред}}$.

Величина $\Delta_{\text{пред}}$ называется предельной ошибкой и является критерием точности, который отражает половину доверительного интервала, покрывающего с вероятностью близкой к единице область возможных значений погрешностей измерений:

$$|\theta| < \Delta_{\text{пред}}. \qquad (3)$$

При моделировании погрешностей измерений вероятность появления событий (3) принимается как

$$P\{|\theta| < \Delta_{\text{пред}}\} = 0{,}997.$$

Таким образом, значения результатов измерений будем вычислять по формуле (2), при этом возможные значения погрешностей измерений моделируются, исходя из гипотезы нормального распределения величины θ с параметрами плотности вероятности:

$$M(\theta) = 0 \ \text{ и } \ m = \frac{\Delta_{\text{пред}}}{3},$$

где $M(\theta)$ – математическое ожидание;

m – средняя квадратическая погрешность измерений.

В геодезическом треугольнике (см. рис. 1) моделируются результаты:

– спутниковых определений приращений пространственных координат между вершинами треугольника: $\Delta X_{1.2}, \Delta Y_{1.2}, \Delta Z_{1.2}, \Delta X_{1.3}, \Delta Y_{1.3}, \Delta Z_{1.3}, \Delta X_{2.3}, \Delta Y_{2.3}, \Delta Z_{2.3}$;

– измерений длин сторон пространственного треугольника: $s_{1.2}, s_{1.3}, s_{2.3}$;

– измерений горизонтальных углов при вершинах треугольника 123: $\beta_1, \beta_2, \beta_3$.

Результаты измерений образуют вектор измеренных значений $\boldsymbol{X}$:

$$\boldsymbol{X} = [\Delta X_{1.2}\ \Delta Y_{1.2}\ \Delta Z_{1.2}\ \Delta X_{1.3}\ \Delta Y_{1.3}\ \Delta Z_{1.3}\ \Delta X_{2.3}\ \Delta Y_{2.3}\ \Delta Z_{2.3}\ s_{1.2},\ s_{1.3},\ s_{2.3}\ \beta_1\ \beta_2\ \beta_3]^{\mathrm{T}}.$$

Стохастическая модель результатов измерений элементов ориентирной геодезический сети представляется в виде

$$\boldsymbol{X} = \dot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{\theta};$$

где $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1 \ \ \theta_2 \ \ \theta_3 \ \ \theta_4 \ \ \theta_5 \ \ \theta_6 \ \ \theta_7 \ \ \theta_8 \ \ \theta_9 \ \ \theta_{10} \ \ \theta_{11} \ \ \theta_{12} \ \ \theta_{13} \ \ \theta_{14} \ \ \theta_{15}]^{\mathrm{T}}$.

Погрешность измерения отдельного элемента геодезической сети θ_a моделируется с помощью выражения

$$\theta_a = rnorm \rightarrow P\{-3 \cdot m_a < \theta_a < 3 \cdot m_a\},$$

где a – порядковый номер элемента сети [$m_{\Delta X_{i.j}}, m_{\Delta Y_{i.j}}, m_{\Delta Z_{i.j}}$ – средняя квадратическая ошибка (СКО) приращений координат между пунктами i и j по осям X, Y, Z (для элементов сети $a = 1..9$), $m_{s_{i.j}}$– СКО длин сторон $i.j$ треугольника (для элементов сети $a = 10..12$), m_{β_i}– СКО горизонтальных углов i треугольника (для элементов сети $a = 13..15$)].

Значения СКО для моделирования результатов измерений элементов сети принимаются на основании технических характеристик приборов, с помощью которых будут выполняться подобные измерения в реальных условиях.

В представленной модели значения θ_a генерируются в программном продукте Mathcad с помощью встроенного оператора $rnorm(n, b, m)$, который возвращает вектор из n случайных чисел, имеющих нормальное распределение с параметрами $b = 0$ и СКО $= m$ [3].

Таким образом, в исследуемой геодезической сети может быть смоделировано требуемое количество n измерений всех ее элементов, которые обладают заданным уровнем точности.

2. Модель уравнивания ориентирной геодезической сети.

В стохастической модели ориентирной геодезической сети блок уравнивания основан на алгоритме параметрического способа, в основе которого лежит принцип минимизации квадратичной формы

$$\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}} P \boldsymbol{v} = \min,$$

где $\boldsymbol{v}$ – вектор поправок к результатам моделирования элементов геодезического построения;

P – весовая матрица значений элементов геодезического построения.

В стохастической модели ориентирной геодезической сети (см. рис. 1) имеется 15 элементов, значения которых получены по формуле (2):

$$\Delta X_{1.2}, \Delta Y_{1.2}, \Delta Z_{1.2}, \Delta X_{1.3},\ \Delta Y_{1.3},\ \Delta Z_{1.3}, \Delta X_{2.3}, \Delta Y_{2.3}, \Delta Z_{2.3}, s_{1.2}, s_{1.3}, s_{2.3},\ \beta_1,\ \beta_2,\ \beta_3.$$

В модели уравнивания ориентирной сети вес результатов элементов геодезического построения устанавливается, исходя из технических характеристик приборов, которые предполагается использовать в реальных измерениях. Кроме того, имеется возможность изменять величину погрешности измерения любого элемента геодезического построения и тем самым изучать влияние соотношения погрешностей разнородных измерений на точность определения геодезического азимута ориентирного направления.

Для упрощения принято, что взаимная корреляция ошибок спутниковых, линейных и угловых измерений отсутствует. Это допущение позволяет весовую матрицу модели уравнивания представить в виде

$$P = \begin{bmatrix} m_{\Delta X_{1.2}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_{\Delta Y_{1.2}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{\Delta Z_{1.2}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_{\Delta X_{1.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\Delta Y_{1.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\Delta Z_{1.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\Delta X_{2.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\Delta Y_{2.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\Delta Z_{2.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{S_{1.2}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{S_{1.3}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{S_{2.3}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\beta_1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\beta_2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\beta_3} \end{bmatrix}.$$

Выбор параметров модели уравнивания основан на том, что положение треугольника относительно зафиксированного в пространстве пункта № 1 определяют шесть необходимых величин, в качестве которых принимаются координаты векторов $R_{1.2}$ и $R_{1.3}$ в трехмерном геоцентрическом пространстве.

Приближенными значениями параметров в модели параметрических уравнений поправок удобно использовать значения пространственных векторов $R_{1.2}$ и $R_{1.3}$ детерминированной модели ориентирной геодезической сети

$$\boldsymbol{t}^0 = \begin{bmatrix} t_1^0 \\ t_2^0 \\ t_3^0 \\ t_4^0 \\ t_5^0 \\ t_6^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\dot{X}_{1.2} \\ \Delta\dot{Y}_{1.2} \\ \Delta\dot{Z}_{1.2} \\ \Delta\dot{X}_{1.3} \\ \Delta\dot{Y}_{1.3} \\ \Delta\dot{Z}_{1.3} \end{bmatrix}.$$

Тогда поправки $\boldsymbol{\tau} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}_{1.2} \\ \boldsymbol{\delta}_{1.3} \end{bmatrix}$ к приближенным значениям параметров $\boldsymbol{t}^0$ будут отражать ошибки $\boldsymbol{\delta}_{1.2} = \begin{bmatrix} \delta X_{1.2} \\ \delta Y_{1.2} \\ \delta Z_{1.2} \end{bmatrix}$; $\boldsymbol{\delta}_{1.3} = \begin{bmatrix} \delta X_{1.3} \\ \delta Y_{1.3} \\ \delta Z_{1.3} \end{bmatrix}$ координат уравненных векторов $R'_{1.2}$ и $R'_{1.3}$ в ориентирной геодезической сети.

Уравнения поправок для измеренных приращений координат очевидны. Они имеют вид:

$$\begin{cases} v_{\Delta X_{1.2}} = \delta X_{1.2} + l_{\Delta X_{1.2}}; \\ v_{\Delta Y_{1.2}} = \delta Y_{1.2} + l_{\Delta Y_{1.2}}; \\ v_{\Delta Z_{1.2}} = \delta Z_{1.2} + l_{\Delta Z_{1.2}}; \\ v_{\Delta X_{1.3}} = \delta X_{1.3} + l_{\Delta X_{1.3}}; \\ v_{\Delta Y_{1.3}} = \delta Y_{1.3} + l_{\Delta Y_{1.3}}; \\ v_{\Delta Z_{1.3}} = \delta Z_{1.3} + l_{\Delta Z_{1.3}}; \\ v_{\Delta X_{2.3}} = \delta X_{1.3} - \delta X_{1.2} + l_{\Delta X_{2.3}}; \\ v_{\Delta Y_{2.3}} = \delta Y_{1.3} - \delta Y_{1.2} + l_{\Delta Y_{2.3}}; \\ v_{\Delta Z_{2.3}} = \delta Z_{1.3} - \delta Z_{1.2} + l_{\Delta Z_{2.3}}; \end{cases} \quad (4)$$

где $\boldsymbol{l}_\Delta$ – вектор свободных членов,

$$\boldsymbol{l}_\Delta = \begin{bmatrix} l_{\Delta X_{1.2}} \\ l_{\Delta Y_{1.2}} \\ l_{\Delta Z_{1.2}} \\ l_{\Delta X_{1.3}} \\ l_{\Delta Y_{1.3}} \\ l_{\Delta Z_{1.3}} \\ l_{\Delta X_{2.3}} \\ l_{\Delta Y_{2.3}} \\ l_{\Delta Z_{2.3}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} t_1^0 - \Delta X_{1.2} \\ t_2^0 - \Delta Y_{1.2} \\ t_3^0 - \Delta Z_{1.2} \\ t_4^0 - \Delta X_{1.3} \\ t_5^0 - \Delta Y_{1.3} \\ t_6^0 - \Delta Z_{1.3} \\ t_4^0 - t_1^0 - \Delta X_{2.3} \\ t_5^0 - t_2^0 - \Delta Y_{2.3} \\ t_6^0 - t_3^0 - \Delta Z_{2.3} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \\ \theta_4 \\ \theta_5 \\ \theta_6 \\ \theta_7 \\ \theta_8 \\ \theta_9 \end{bmatrix}.$$

Поскольку длины сторон треугольника и пространственные приращения координат связаны соотношением $S = \sqrt{(\Delta X)^2 + (\Delta Y)^2 + (\Delta Z)^2}$, то уравнения поправок для длин сторон можно представить в следующем виде:

$$\begin{cases} v_{S_{1.2}} = \dfrac{\Delta X_{1.2}}{S_{1.2}} \delta X_{1.2} + \dfrac{\Delta Y_{1.2}}{S_{1.2}} \delta Y_{1.2} + \dfrac{\Delta Z_{1.2}}{S_{1.2}} \delta Z_{1.2} + l_{S_{1.2}}; \\ v_{S_{1.3}} = \dfrac{\Delta X_{1.3}}{S_{1.3}} \delta X_{1.3} + \dfrac{\Delta Y_{1.3}}{S_{1.3}} \delta Y_{1.3} + \dfrac{\Delta Z_{1.3}}{S_{1.3}} \delta Z_{1.3} + l_{S_{1.3}}; \\ v_{S_{2.3}} = \dfrac{-\Delta X_{2.3}}{S_{2.3}} \delta X_{1.2} - \dfrac{\Delta Y_{2.3}}{S_{2.3}} \delta Y_{1.2} - \dfrac{\Delta Z_{2.3}}{S_{2.3}} \delta Z_{1.2} + \dfrac{\Delta X_{2.3}}{S_{2.3}} \delta X_{1.3} + \dfrac{\Delta Y_{2.3}}{S_{2.3}} \delta Y_{1.3} + \dfrac{\Delta Z_{2.3}}{S_{2.3}} \delta Z_{1.3} + l_{S_{2.3}}, \end{cases} \quad (5)$$

где $\boldsymbol{l}_S$ – вектор свободных членов,

$$\boldsymbol{l}_S = \begin{bmatrix} l_{S_{1.2}} \\ l_{S_{1.3}} \\ l_{S_{2.3}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{(t_1^0)^2 + (t_2^0)^2 + (t_3^0)^2} - s_{1.2} \\ \sqrt{(t_4^0)^2 + (t_5^0)^2 + (t_6^0)^2} - s_{1.3} \\ \sqrt{(t_4^0 - t_1^0)^2 + (t_5^0 - t_2^0)^2 + (t_6^0 - t_3^0)^2} - s_{2.3} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \theta_{10} \\ \theta_{11} \\ \theta_{12} \end{bmatrix}.$$

Для составления уравнений поправок к результатам измерений горизонтальных углов воспользуемся математической связью на пункте i между значениями ориентирных направлений с горизонтальным углом в детерминированной модели геодезического построения:

$$\dot{A}_{1.3}^{\Gamma} - \dot{A}_{1.2}^{\Gamma} = \dot{\beta}_1; \; \dot{A}_{2.1}^{\Gamma} - \dot{A}_{2.3}^{\Gamma} = \dot{\beta}_2; \; \dot{A}_{3.2}^{\Gamma} - \dot{A}_{3.1}^{\Gamma} = \dot{\beta}_3.$$

Тогда, выражая геодезические азимуты направлений функциями топоцентрических горизонтных координат, с учетом их дифференциальных связей с геоцентрическими координатами, будем иметь:

$$\begin{cases} v_{\beta_1} = -F_{1.2}A_1^{\mathrm{T}}\delta_{1.2} + F_{1.3}A_1^{\mathrm{T}}\delta_{1.3} + l_{\beta_1}; \\ v_{\beta_2} = (F_{2.3} - F_{2.1})A_2^{\mathrm{T}}\delta_{1.2} - F_{2.3}A_2^{\mathrm{T}}\delta_{1.3} + l_{\beta_2}; \\ v_{\beta_3} = F_{3.2}A_3^{\mathrm{T}}\delta_{1.2} - (F_{3.2} - F_{3.1})A_3^{\mathrm{T}}\delta_{1.3} + l_{\beta_3}, \end{cases} \quad (6)$$

где $F_{i.j}$ – матрица строка частных производных соответствующих геодезических азимутов (1) направлений $i.j$ по горизонтным топоцентрическим координатам,

$$F_{i.j} = \left[\frac{\partial A_{i.j}^{\Gamma}}{\partial X'_{i.j}} \quad \frac{\partial A_{i.j}^{\Gamma}}{\partial Y'_{i.j}} \quad \frac{\partial A_{i.j}^{\Gamma}}{\partial Z'_{i.j}}\right] = \left[-\rho'' \frac{\sin A_{i.j}^{\Gamma}}{D_{i.j}} \quad \rho'' \frac{\cos A_{i.j}^{\Gamma}}{D_{i.j}} \quad 0\right];$$

$D_{i.j}$ – горизонтальное проложение между пунктами геодезического треугольника,

$$D_{i.j} = \sqrt{\left(X'_{i.j}\right)^2 + \left(Y'_{i.j}\right)^2};$$

$\boldsymbol{l}_{\beta}$ – вектор свободных членов,

$$\boldsymbol{l}_{\beta} = \begin{bmatrix} l_{\beta_1} \\ l_{\beta_2} \\ l_{\beta_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{A}_{1.3}^{\Gamma} - \dot{A}_{1.2}^{\Gamma} - \beta_1 \\ \dot{A}_{2.1}^{\Gamma} - \dot{A}_{2.3}^{\Gamma} - \beta_2 \\ \dot{A}_{3.2}^{\Gamma} - \dot{A}_{3.1}^{\Gamma} - \beta_3 \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} \theta_{13} \\ \theta_{14} \\ \theta_{15} \end{bmatrix}.$$

Геодезические азимуты соответствующих направлений по сторонам треугольника вычисляются по формуле (1) с использованием значений параметров детерминированной модели ориентирной геодезической сети.

Решение системы уравнений поправок выполняется методом наименьших квадратов, которое представляется в виде

$$\boldsymbol{v} = P_B\boldsymbol{l}, \quad (7)$$

где $\boldsymbol{v}$ – вектор поправок к результатам моделирования измерений в ориентирной геодезической сети, $\boldsymbol{v} = \left[v_{\Delta X_{1.2}} v_{\Delta Y_{1.2}} v_{\Delta Z_{1.2}} v_{\Delta X_{1.3}} v_{\Delta Z_{1.3}} v_{\Delta X_{2.3}} v_{\Delta Y_{2.3}} v_{\Delta Z_{2.3}} v_{S_{1.2}} v_{S_{1.3}} v_{S_{2.3}} v_{\beta_1} v_{\beta_2} v_{\beta_3}\right]^{\mathrm{T}}$;

P_B – проекционная матрица, $P_B = E - B(B^{\mathrm{T}}PB)^{-1}B^{\mathrm{T}}P$ (где E – единичная матрица);

$\boldsymbol{l}$ – вектор свободных членов, $\boldsymbol{l} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{l}_{\Delta} \\ \boldsymbol{l}_{S} \\ \boldsymbol{l}_{\beta} \end{bmatrix}$;

B – матрица коэффициентов, составляемая на основе параметрических уравнений (4)–(6).

Заметим, что выражение (7) включает 15 строк, каждая из которых относится к конкретному элементу геодезической сети. Следовательно, в случае исключения той или иной строки и столбца в матрице P_B и соответствующей строки вектора $\boldsymbol{l}$, появляется возможность изучения влияния избыточных элементов ориентирной геодезической сети на точность определения искомых параметров. Это позволяет при моделировании измерений в сети выявить необходимое и достаточное количество ее элементов, обеспечивающее требуемую точность определения азимута.

В представленной модели уравнивание спутниковых, линейных и угловых измерений в различных комбинациях осуществляется в программном продукте Mathcad с помощью встроенного оператора $submatrix(M, ar, br, as, bs)$, который возвращает подматрицу массива M, состоящую из элементов строк от ar до br и столбцов от as до bs массива M. То есть с помощью данного оператора возможно «отключать» те или иные измерения путем выделения из общей матрицы требуемого фрагмента.

Таким образом, представленный блок позволяет выполнять уравнивание спутниковых, линейных и угловых измерений в любых сочетаниях, на основе параметрического способа. Дальнейшей задачей является описание блока оценки точности определения азимута.

3. Оценка точности определения геодезического азимута.

Оценка точности определения геодезического азимута $m_{A_{1.2}^{\Gamma}}$ осуществляется по формуле

$$m_{A_{1.2}^{\Gamma}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}\left(A'^{\Gamma}_{1.2\,i} - \dot{A}_{1.2}^{\Gamma}\right)^2}{n}},$$

где $A'^{\Gamma}_{1.2\,i}$ – значение геодезического азимута направления 1.2, вычисленное по формуле (1) с использованием уравненных значений параметров стохастической модели;

n – число испытаний определения азимута по стохастической модели. Для обеспечения репрезентативности $n = 30$.

Точность определения геодезического азимута в i-м испытании может оцениваться по результатам уравнивания по формуле

$$m_{A_{1.2\,i}^{\Gamma}} = \sqrt{\frac{v^{\mathrm{T}}Pv}{9}}\sqrt{f(B^TPB)^{-1}f^T},$$

где f – матрица частных производных от оцениваемой функции (1),

$$f = [F_{12}A_1 \quad 0 \quad 0 \quad 0].$$

Критерием правильности оценки точности служит приближенное равенство

$$m_{A_{1.2}^{\Gamma}} \approx \frac{\sum_{i=1}^{n}\left(m_{A_{1.2\,i}^{\Gamma}}\right)}{n}.$$

Таким образом, представленные детерминированная и стохастическая модели определяют конфигурацию ориентирной геодезической сети, значения элементов геодезического построения и их ошибки. Данная модель позволяет варьировать схемой сети и значениями ее элементов с заданным уровнем погрешностей. Вычислительные алгоритмы модели позволяют уравнивать результаты моделирования измерений в любом их сочетании – как все вместе, так и только некоторые из них.

Иными словами, изменяемыми параметрами для моделирования являются:

1) конфигурация геодезической сети;

2) точность измерения элементов геодезической сети;

3) состав элементов геодезической сети.

Результатом моделирования должны являться выбор наиболее оптимальной конфигурации геодезической сети, определение требуемых элементов сети, а также точности их измерений. Критерием оптимальности выбора служит достижение требуемой точности определения геодезического азимута.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Имитационное моделирование выполнялось по следующим этапам:

1) исследование влияния СКО определения отдельных элементов сети на точность определения геодезического азимута;

2) выбор наиболее оптимальной конфигурации и длин сторон геодезического построения, обеспечивающих требую точность определения геодезического азимута;

3) исследование влияния отдельных видов избыточных элементов в сети на точность определения геодезического азимута.

В табл. 1 представлены исходные данные, а также изменяемые параметры (выделены полужирным шрифтом) на этапах имитационного моделирования.

Таблица 1

Исходные данные, а также изменяемые параметры на этапах имитационного моделирования

Параметр		Номер этапа моделирования						
		1	2	3				
X_1, Y_1, Z_1		1690310,083 м; 2925900,908 м; 5391471,282 м						
$\dot{A}_{1.2}^{\Gamma}$		35° 15′ 25″						
$\dot{S}_{1.2}$		600 м, 700 м, 800 м, 900 м, 1000 м, 1100 м, 1200 м, 1300 м, 1400 м, 1500 м						
$\dot{\beta}_1$		50° 15′ 25″						
$\dot{S}_{1.3}$		50 м	**5 м, 50 м, 500 м**	5 м				
$m_{\Delta XY}$	14Ц8030	**2,0 мм + 0,5 мм/км**	2,0 мм + 0,5 мм/км	2,0 мм + 0,5 мм/км				
	14Ц828	**3,0 мм + 0,5 мм/км**	–	–				
$m_{\Delta Z}$	14Ц8030	**4,0 мм + 0,8 мм/км**	4,0 мм + 0,8 мм/км	4,0 мм + 0,8 мм/км				
	14Ц828	**5,0 мм + 1,0 мм/км**	–	–				
m_S	6Та1	**1,0 мм + 1,0 мм/км**	1,0 мм + 1,0 мм/км	1,0 мм + 1,0 мм/км				
	Leica TC 2003	**1,5 мм + 2,0 мм/км**	–	–				
m_β		**1″, 2″, 3″**	1″	1″				
Измерения:		1	1	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**
$\Delta X_{1.2}, \Delta Y_{1.2}, \Delta Z_{1.2}$		+	+	+	+	+	+	+
$\Delta X_{1.3}, \Delta Y_{1.3}, \Delta Z_{1.3}$, $\Delta X_{2.3}, \Delta Y_{2.3}, \Delta Z_{2.3}$		+	+		+	+	+	+
$S_{1.2}, S_{1.3}, S_{2.3}$		+	+			+	+	+
β_1		+	+				+	+
β_2, β_3		+	+					+

Имитационное моделирование выполнялось в программном продукте MathCad на основе детерминированной и стохастической моделей, описанных в статье, с использованием данных представленных в табл. 1.

На первом этапе имитационного моделирования выявлено следующее:

1) на точность определения азимута существенно влияют погрешности спутниковых измерений. Результаты моделирования показали, что при использовании более точной аппаратуры 14Ц8030 «Медиана» вместо аппаратуры 14Ц828 «Вешка» точность определения азимута повышается на 23%;

2) линейные измерения в сети, выполненные с различными погрешностями не повлияли на точность определения азимута. Данный вывод не следует считать неожиданным вследствие того, что точность линейных измерений, выполненных более грубым прибором (6Та1), превосходит или сопоставима с точностью спутниковых измерений на равных дистанциях;

3) погрешности угловых измерений оказывают влияние на точность определения азимута. Результаты моделирования показали, что более точная программа угловых измерений позволяет повысить точность определения азимута на 15 %.

На втором этапе имитационного моделирования выявлено, что точность определения азимута 0,5" достигается при длине ориентирного направления не менее 900 м, при этом длина вспомогательной линии на точность определения азимута существенного влияния не оказывает. Последнее обстоятельство открывает возможность размещать вспомогательный пункт вблизи основного, что позволяет свести к минимуму дополнительные работы по выбору площадок с хорошими условиями радиовидимости и по обеспечению взаимной видимости на вспомогательный пункт.

На третьем этапе имитационного моделирования выявлено:

1) выполнение избыточных спутниковых измерений, т. е. выполнение спутниковых измерений в геодезической сети вместо спутниковых измерений только ориентирного направления, позволяют существенно повысить точность определения геодезического азимута (на 14%);

2) добавление избыточных линейных измерений также оказывает положительное влияние на точность определения геодезического азимута. Повышение точности составило 27% относительно спутниковых измерений только на ориентирном направлении;

3) наилучшие результаты по точности определения азимута достигаются при совместной обработке спутниковых, линейных и угловых измерений. Повышение точности составило 36% относительно спутниковых измерений только на ориентирном направлении. Заметим также, что добавление к измеренным величинам при уравнивании одного угла и всех углов в сети показало практически одинаковый эффект повышения точности. Это может быть объяснено меньшим вкладом угловых измерений в повышение точности определения азимута, а также тем, что при уравнивании использовался угол при ориентирном направлении. Тем не менее, вследствие достаточной тривиальности процесса выполнения угловых измерений электронным тахеометром представляется целесообразным при решении целевой задачи выполнение угловых измерений на всех пунктах сети;

4) при выполнении спутниковых наблюдений на ориентирном направлении для достижения СКО определения азимута 0,5" необходимо расстояние между опорным и ориентирным пунктами не менее 1200–1300 м. Выполнение спутниковых наблюдений в геодезической сети позволяет снизить это расстояние до 1100 м, а при совместном уравнивании спутниковых, линейных и угловых измерений длина ориентирного направления может быть снижена до 900 м (на 31%).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей работе представлена модель влияния уровня априорной неопределенности погрешностей измерений и конфигурации ориентирной сети на точность определения геодезического азимута, которая позволяет предложить наиболее оптимальный подход к совместному уравниванию измерительной информации в геодезической сети.

Данная модель отличается от известных моделей подходом к составлению параметрических уравнений поправок углов, который основан на использовании матрицы перехода от пространственных геоцентрических к горизонтным топоцентрическим координатам.

Модель влияния уровня априорной неопределенности включает в себя математическую модель пространственного геодезического построения и результаты имитационного моделирования определения геодезического азимута с помощью математической модели пространственного геодезического построения.

Математическая модель пространственного геодезического построения позволяет: создавать ориентирную сеть из трех пунктов любой пространственной конфигурации; получать значения спутниковых, линейных и угловых измерений с нулевым уровнем погрешностей; моделировать результаты спутниковых, линейных и угловых измерений с требуемым уровнем погрешностей и в необходимом количестве приемов; выполнять совместное уравнивание спутниковых, линейных и угловых измерений в любом их сочетании, или в любом сочетании отдельных элементов этих измерений; выполнять оценку точности значений геодезических азимутов, которые получены в результате уравнивания смоделированных геодезических измерений.

Имитационное моделирование выполнялось в программном продукте Mathcad с использованием алгоритмов, описанных в математической модели геодезического построения.

В ходе моделирования определены требования к точности измерения отдельных элементов сети и установлена их степень влияния на точность определения азимута.

Выявлено, что для достижения точности азимута в 0,5" длина ориентирного направления должна быть не менее 900 м. Длины других направлений в ориентирной сети не должны превышать этого значения. Наиболее целесообразным вариантом представляется размещение вспомогательного пункта вблизи опорного или ориентирного пункта.

Установлено, что создание ориентирной сети в виде треугольника позволяет существенно повысить точность определения геодезического азимута. При этом наибольший эффект повышения точности наблюдается при совместном уравнивании спутниковых линейных и угловых измерений всех элементов сети.

Список использованных источников

1. *Петухов Г. Б., Якунин В. И.* Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М. : АСТ, 2006. – 504 с.
2. *Астапович А. В.* Теория математической обработки геодезических измерений : учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2024. – 1 CD-R.
3. *Расолько Г. А., Кремень Е. В., Кремень Ю. А.* Технологии программирования : математическое моделирование и система компьютерной математики MathCad : учеб.-методич. пособие. – Минск : БГУ, 2022. – 1 CD-R.

Р. И. Алтунин;
А. В. Астапович,
кандидат технических наук, доцент;
К. К. Жбанов,
кандидат технических наук;
А. И. Яковлев,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ АЗИМУТОВ НА ОСНОВЕ СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКИ СПУТНИКОВЫХ, ЛИНЕЙНО-УГЛОВЫХ И АСТРОНОМИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассмотрена методика определения высокоточных астрономических азимутов направлений, основанная на интеграции астрономического и спутникового методов определения азимута. Особенностью предлагаемой методики является способ уточнения приращений геоцентрических координат определяемого спутниковым методом направления, основанный на выполнении избыточных измерений. Для этого вблизи определяемого направления выбирается третий пункт, который образует геодезическую сеть в виде треугольника. В этой сети выполняются спутниковые и линейно-угловые измерения, которые уравниваются параметрическим способом.

Изложены основные этапы параметрического способа уравнивания применительно к совместной обработке спутниковых и линейно-угловых измерений в пространстве. Предложен подход к составлению параметрических уравнений поправок углов, основанный на использовании матрицы перехода от пространственных геоцентрических к горизонтным топоцентрическим координатам, позволяющий существенно упростить вычисления.

Выполнено краткое описание порядка вычисления окончательного значения астрономического азимута.

Представлено описание натурного эксперимента, выполненного на эталонной ориентирной сети. В ходе экспериментальных исследований выявлено, что предлагаемая методика позволяет повысить точность определения астрономического азимута на 18–38%.

Ключевые слова: астрономический азимут, линейно-угловые измерения, метод наименьших квадратов, параметрический способ уравнивания, спутниковые измерения.

ВВЕДЕНИЕ

Определение высокоточных астрономических азимутов крайне актуально для выполнения широкого спектра задач, таких как геодезическое сопровождение строительства, маркшейдерия, определение исходных направлений для развития геодезических сетей традиционными методами, ориентирование антенных и радиолокационных комплексов, а также решение задач обороны.

Астрономические азимуты могут определяться различными методами, такими как астрономический, гироскопический, геодезический и спутниковый.

Высокоточные астрономические азимуты со средней квадратической ошибкой (СКО) 1" и 2" согласно [1–3] могут быть получены только астрономическим методом с использованием астрономических теодолитов АУ-2"/10", АУ-01 и ДКМ3-А. Особенностью метода являются повышенные требования к квалификации исполнителей, которые обусловлены сложностью освоения высокоточных астрономических теодолитов, по этой причине данный вид работ можно назвать «геодезическим искусством». Серьезным недостатком метода является моральное и, главное, физическое устаревание таких приборов, их выпуск прекращен более 30 лет назад.

В качестве альтернативы астрономическим универсалам могут рассматриваться современные высокоточные электронные тахеометры, снабженные астрономической насадкой зрительной трубы. В табл. 1 представлены тактико-технические характеристики астрономического универсала АУ-01 и высокоточных электронных тахеометров.

Таблица 1

Тактико-технические характеристики астрономического универсала АУ-01 и высокоточных электронных тахеометров

Характеристика	Название прибора		
	АУ-01 [4]	Trimble S8 [5]	Leica TCA 2003 [6]
Вес, кг	42	5,25	7,5
Увеличение зрительной трубы, крат	43,5	30	30
Наличие подвижной сетки нитей	+	–	–
СКО измерения горизонтального угла одним приемом, угл. сек.	<0,7	0,5	0,5
СКО измерения вертикального угла одним приемом, угл. сек.	<0,7	0,5	0,5
Цена деления накладного уровня, угл. сек.	1,5±0,5	отсутствует	отсутствует
Компенсатор	отсутствует	центрированный двухосевой	центрированный двухосевой
Диапазон работы компенсатора, угл. мин.	отсутствует	±5,4	±4
Точность компенсатора, угл. сек.	отсутствует	0,5	0,3

Анализ данных табл. 1 позволяет выявить следующие особенности современных высокоточных электронных тахеометров:

1) СКО измерения углов с помощью современных высокоточных электронных тахеометров и астрономических универсалов сопоставима;

2) в электронных тахеометрах отсутствует накладной уровень, который необходим для вычисления и учета поправки за наклон горизонтальной оси при вычислении высокоточного азимута. Вместе с тем в конструкции тахеометров предусмотрены высокоточные электронные компенсаторы наклона горизонтальной и вертикальной осей, с помощью которых поправки за наклоны осей автоматически учитываются в процессе измерений углов;

3) в электронных тахеометрах более слабая оптика (меньшее увеличение зрительной трубы), что объясняется их ориентированностью на решение задач инженерной геодезии. По этой же причине в конструкции электронных тахеометров не предусмотрено наличие подвижной сетки нитей;

4) тахеометры намного легче и компактнее астрономических универсалов.

Таким образом, можно сделать вывод, что такие тахеометры могут быть использованы для высокоточного определения астрономических азимутов. Это подтверждают результаты экспериментальных исследований, а также широкое практическое применение высокоточных электронных тахеометров для решения целевой задачи.

Например, в [7] представлены результаты определения астрономического азимута по часовому углу Полярной звезды, выполненные с использованием высокоточного электронного тахеометра по программе наблюдений 1". Полученные значения азимута показали оптимистичные результаты с соблюдением всех внутренних допусков программы наблюдений. Тем не менее, к полученным результатам следует относиться с осторожностью вследствие методических ошибок фиксации момента наблюдения светила, а также вследствие конструктивных особенностей зрительной трубы тахеометра (относительно малое увеличение, отсутствие подвижной сетки нитей), поэтому реалистичной представляется оценка достижимой точности определения астрономического азимута с использованием высокоточного электронного тахеометра на уровне 1,5".

Альтернативой астрономического метода является спутниковый метод определения высокоточного азимута. Границы применения спутникового метода определяются возможностью приема сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) – метод не может быть реализован в закрытой местности, в замкнутых пространствах или в условиях преднамеренного распространения помех. Тем не менее, простота реализации и оперативность получения данных заставляют обращать на спутниковый метод пристальное внимание.

Сущность спутникового метода определения азимута заключается в измерении приращений геоцентрических координат ΔX_{ij}, ΔY_{ij}, ΔZ_{ij} между начальной i и конечной j точками определяемого направления ij (рис. 1) и дальнейшей интерпретации полученных данных.

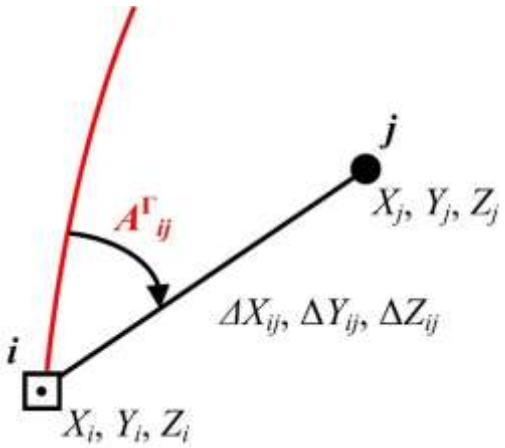


Рис. 1. Схема определения геодезического азимута спутниковым методом

Астрономический азимут с использованием спутникового метода вычисляется в два этапа. Сначала вычисляется геодезический азимут A^{Γ}_{ij} направления ij по формуле

$$\left.\begin{bmatrix} B_i \\ L_i \end{bmatrix} \atop \begin{bmatrix} \Delta X_{ij} \\ \Delta Y_{ij} \\ \Delta Z_{ij} \end{bmatrix}\right\} \rightarrow A^{\mathrm{T}} \cdot \begin{bmatrix} \Delta X_{ij} \\ \Delta Y_{ij} \\ \Delta Z_{ij} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X'_{ij} \\ Y'_{ij} \\ Z'_{ij} \end{bmatrix} \rightarrow A^{\Gamma}_{ij} = arctg\,\frac{Y'_{ij}}{X'_{ij}}, \qquad (1)$$

где B_i, L_i – геодезические координаты начальной точки;

$X'_{ij}, Y'_{ij}, Z'_{ij}$ – топоцентрические горизонтные координаты точки j относительно точки i;

A – матрица для перехода к топоцентрическим горизонтным координатам, которая вычисляется по формуле

$$A = \begin{bmatrix} -\sin B_i \cos L_i & -\sin L_i & \cos B_i \cos L_i \\ -\sin B_i \sin L_i & \cos L_i & \cos B_i \sin L_i \\ \cos B_i & 0 & \sin B_i \end{bmatrix}. \qquad (2)$$

Затем осуществляется переход от геодезического азимута к астрономическому азимуту A_{ij} по формуле [1]

$$A_{ij} = A_{ij}^{\Gamma} + \eta_i \tan\varphi_i + \frac{\eta_i \cos A_{ij}^{\Gamma} - \xi_i \sin A_{ij}^{\Gamma}}{\tan Z_{ij}} = A_{ij}^{\Gamma} + \delta A_{ij} + \delta M_{ij}, \quad (3)$$

где ξ_i, η_i – составляющие уклонения отвесной линии (СУОЛ) в меридиане и первом вертикале на пункте наблюдения;

φ_i – астрономическая широта пункта наблюдения;

Z_{ij} – зенитное расстояние направления на земной предмет;

δA_{ij} – поправка Лапласа;

δM_{ij} – поправка в направление за уклонение отвесной линии в начальной точке.

Таким образом, СКО определения астрономического азимута $m_{A_{ij}}$ спутниковым методом зависит от точности определения геодезического азимута $m_{A_{ij}^{\Gamma}}$ и точности определения поправки Лапласа $m_{\delta A_{ij}}$ [8]:

$$m_{A_{ij}} = \sqrt{m_{A_{ij}^{\Gamma}}^2 + m_{\delta A_{ij}}^2} = \sqrt{\left(\frac{\rho'' m_{\Delta_{ij}}}{D_{ij}}\right)^2 + \left(m_{\eta_i} \tan\varphi_i\right)^2}, \quad (4)$$

где ρ'' – 206265";

$m_{\Delta_{ij}}$ – СКО определения приращений координат между точками;

D_{ij} – расстояние между начальной и конечной точками, приведенное на плоскость горизонта, $D_{ij} = \sqrt{\left(X'_{ij}\right)^2 + \left(Y'_{ij}\right)^2}$;

m_{η_i} – СКО определения СУОЛ в первом вертикале на пункте наблюдения.

Следует учесть, что поправка за УОЛ принимает малые значения, поэтому в формуле (4) не учитывается.

Точность определения приращений координат современной многочастотной мультисистемной спутниковой геодезической аппаратурой составляет 2,5 мм + 0,5 мм/км, а достижимая точность определения СУОЛ составляет 0,3", поэтому для обеспечения определения астрономического азимута с СКО 1" расстояние между начальной и конечной точками определяемого направления на широте 55° должно составлять не менее 700 м, а на широте 65° – не менее 900 м.

При выполнении работ в полевых условиях создание такого протяженного базиса не всегда возможно. Это связано, во-первых, с необходимостью обеспечения взаимной видимости между точками, а, во-вторых, с необходимостью поиска площадок, обладающих хорошими условиями радиовидимости.

Таким образом, спутниковый метод наряду с астрономическим может использоваться для определения высокоточных астрономических азимутов в случае возможности приема сигналов ГНСС, наличия информации о СУОЛ высокой точности и, главное, возможности разнесения концов базиса определяемого направления на расстояние около 1 км.

Обобщая сказанное, астрономический метод определения азимута с использованием высокоточных тахеометров не обеспечивает СКО определения азимута в 1", а для достижения такой же точности спутниковым методом необходимо создание длинного базиса. Преодолеть недостатки рассмотренных методов и обеспечить СКО определения астрономического азимута на уровне 1" возможно путем интеграции спутникового и астрономического метода определения азимутов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Согласно формулы (3) точность определения астрономического азимута спутниковым методом тем выше, чем выше точность определения СУОЛ, чем выше точность определения приращений координат и чем больше длина линии направления. При выборе пути повышения точности определения астрономического азимута спутниковым методом необходимо учитывать следующие обстоятельства:

– повышение точности определения СУОЛ выше 0,3" имеющимися техническими средствами не представляется возможным;

– увеличение длины линии в реальных условиях не всегда возможно;

– СКО определения приращений координат обусловлена техническими характеристиками используемой спутниковой аппаратуры.

Вместе с тем, точность определения приращений координат может быть повышена в случае использования дополнительных измерений. Вполне очевидно, что на точность определения азимута решающее влияние будут оказывать «боковые» ошибки определения приращений координат. Ослабить влияние таких ошибок предлагается за счет создания геодезической сети в виде базиса определяемого астрономического направления и дополнительного бокового пункта, т. е. в виде геодезического треугольника (рис. 2), на котором обеспечена взаимная видимость между пунктами.

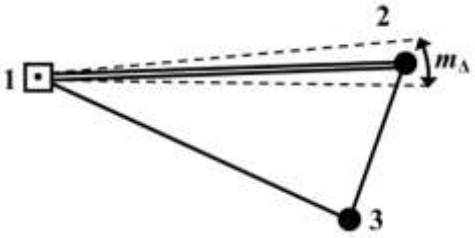


Рис. 2. Схема геодезического треугольника

На пунктах сети выполняются сеансы синхронных спутниковых наблюдений в режиме «статика», а также дополнительно выполняются измерения всех сторон и углов треугольника с помощью тахеометра. Совместное уравнивание спутниковых и линейно-угловых измерений сети позволит повысить точность определения приращений координат, так как избыточные измерения повышают точность конечного результата.

Тем не менее, сочетание спутниковых и линейно-угловых измерений в такой сети не позволяет учесть систематический разворот треугольника, который может быть вызван конфигурацией спутниковых созвездий или неблагоприятными условиями радиовидимости.

Для нейтрализации влияния таких погрешностей предлагается в дополнение к спутниковым определениям астрономического азимута использовать определение астрономического азимута, выполненное по часовому углу Полярной звезды с помощью высокоточного электронного тахеометра. В этом случае будет два разнородных и сопоставимых по точности измерения одного и того же азимута направления. При уравнивании измерений с равными весами (иначе говоря, равноточных измерений) справедлива формула среднего соотношения весов [9]:

$$\frac{P}{p} \approx \frac{n}{k}, \tag{5}$$

где P – вес уравненного значения измеренной величины;
p – вес измеренного значения величины;
k – число необходимых величин;
n – число измеренных величин.

Применительно к задаче уравнивания азимутов, полученных спутниковым и астрономическим методами, в формуле (5) можно принять: p – вес определения азимута одним каким-либо методом, равный 1; k – число необходимых методов определения азимута, равное 1; n – число используемых методов определения азимутов, равное 2. Тогда вес P уравненного значения азимута, определенного двумя методами, будет равен 2.

СКО уравненного значения азимута M_A вычисляется из выражения

$$M_A = \mu\sqrt{\frac{1}{P}}, \tag{6}$$

где μ – СКО единицы веса. Величина μ принимается равной m_A – СКО определения азимута одним методом. Следовательно,

$$M_A = m_A\sqrt{\frac{1}{P}} = m_A\sqrt{0,5} = 0,7m_A. \tag{7}$$

Таким образом, в случае совместной обработки астрономических азимутов, определенных спутниковым и астрономическим методами, теоретически возможно повысить точность уравненного азимута на 30% относительно использования только одного вида информации.

Обобщая изложенное выше, предлагаемая методика определения высокоточного азимута должна включать в себя следующие этапы.

Этап 1. Полевые наблюдения, включающие в себя:

1.1. Определение астрономического азимута направления по часовому углу Полярной звезды с использованием высокоточного электронного тахеометра.

1.2. Определение приращений пространственных прямоугольных координат вершин (пунктов) треугольника с помощью спутниковой геодезической аппаратуры.

1.3. Измерение длин сторон и горизонтальных углов треугольника с помощью высокоточного электронного тахеометра.

Этап 2. Обработка результатов полевых наблюдений, включающая в себя:

2.1. Вычисление астрономического азимута, определенного по часовому углу Полярной звезды.

2.2. Систематизация результатов наземных измерений.

2.2.1. Постобработка сеансов спутниковых наблюдений.

2.2.2. Вычисление горизонтальных углов направлений и длин линий.

2.3. Совместная обработка спутниковых и линейно-угловых измерений.

2.3.1. Уравнивание спутниковых и линейно-угловых измерений.

2.3.2. Вычисление астрономического азимута по результатам уравнивания.

2.4. Вычисление окончательного значения астрономического азимута по результатам астрономических и наземных наблюдений.

Задачей, поставленной в настоящей статье, является описание алгоритма совместной обработки спутниковых и линейно-угловых измерений, а также порядка вычисления окончательного значения астрономического азимута.

Уравнивание результатов измерений предлагается выполнять параметрическим способом.

ПРИМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СПОСОБА УРАВНИВАНИЯ ДЛЯ СОВМЕСТНОЙ ОБРАБОТКИ СПУТНИКОВЫХ И ЛИНЕЙНО-УГЛОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Описание параметрического способа уравнивания выполнено применительно к геодезическому треугольнику 123 (см. рис. 2), в котором проведены измерения углов и длин сторон с помощью высокоточного электронного тахеометра, а также определены приращения пространственных прямоугольных координат его вершин (пунктов) с помощью спутниковой геодезической аппаратуры.

В треугольнике 123 исходными данными являются геоцентрические координаты начальной точки X_1, Y_1, Z_1, а измеренными величинами являются:

– спутниковые измерения приращений координат между точками ΔX_{12}, ΔY_{12}, ΔZ_{12}, ΔX_{13}, ΔY_{13}, ΔZ_{13}, ΔX_{23}, ΔY_{23}, ΔZ_{23};

– линейные измерения – наклонные расстояния S_{12}, S_{13}, S_{23};

– угловые измерения – горизонтальные углы β_1, β_2, β_3 при вершинах треугольника 123.

Измеренные величины образуют вектор измеренных значений X:

$$X = \begin{Vmatrix} \Delta X_{12} \\ \Delta Y_{12} \\ \Delta Z_{12} \\ \Delta X_{13} \\ \Delta Y_{13} \\ \Delta Z_{13} \\ \Delta X_{23} \\ \Delta Y_{23} \\ \Delta Z_{23} \\ S_{12} \\ S_{13} \\ S_{23} \\ \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \end{Vmatrix}. \qquad (8)$$

Для установления весовой матрицы P используются:

– ковариационные матрицы K ошибок определения приращений геоцентрических координат векторов 12, 13, 23 (K_{12}, K_{13}, K_{23}), которые становятся доступны после выполнения постобработки спутниковых наблюдений в соответствующем программном продукте;

– СКО измерения наклонных расстояний сторон геодезического треугольника с помощью электронного тахеометра m_{S12}, m_{S13}, m_{S23}, которые вычисляются, исходя из технических характеристик прибора и длины измеренных линий;

– СКО измерения горизонтальных углов треугольника $m_{\beta 1}$, $m_{\beta 2}$, $m_{\beta 3}$, которая определяется, исходя из технических характеристик прибора и программы наблюдений (числа приемов) [1].

Учитывая, что взаимная корреляция ошибок спутниковых, линейных и угловых измерений отсутствует, весовая матрица будет иметь вид

$$P = \begin{Vmatrix} K_{12}^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_{13}^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{23}^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_{S12}^{-2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{S13}^{-2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{S23}^{-2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\beta 1}^{-2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\beta 2}^{-2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_{\beta 3}^{-2} \end{Vmatrix}, \qquad (9)$$

где

$$K = \begin{Vmatrix} m_{\Delta X}^2 & r_{XY} m_{\Delta X} m_{\Delta Y} & r_{XZ} m_{\Delta X} m_{\Delta Z} \\ r_{XY} m_{\Delta X} m_{\Delta Y} & m_{\Delta Y}^2 & r_{YZ} m_{\Delta Y} m_{\Delta Z} \\ r_{XZ} m_{\Delta X} m_{\Delta Z} & r_{YZ} m_{\Delta Y} m_{\Delta Z} & m_{\Delta Z}^2 \end{Vmatrix}. \quad (10)$$

Здесь $m_{\Delta X}, m_{\Delta Y}, m_{\Delta Z}$ – СКО определения приращений координат по осям *X*, *Y*, *Z*;

r_{XY}, r_{XZ}, r_{YZ} – коэффициенты корреляции между приращениями координат по соответствующим осям.

Положение треугольника относительно зафиксированного в пространстве пункта 1 определяют шесть необходимых параметров, в качестве которых примем поправки к приращениям пространственных прямоугольных координат:

$$\delta X_{12}, \delta Y_{12}, \delta Z_{12}, \delta X_{13}, \delta Y_{13}, \delta Z_{13}.$$

Для составления параметрических уравнений поправок *v* в качестве приближенных значений параметров t^0 примем результаты измерений пространственных векторов 12 и 13:

$$t^0 = \begin{Vmatrix} t_1^0 \\ t_2^0 \\ t_3^0 \\ t_4^0 \\ t_5^0 \\ t_6^0 \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} \Delta X_{12} \\ \Delta Y_{12} \\ \Delta Z_{12} \\ \Delta X_{13} \\ \Delta Y_{13} \\ \Delta Z_{13} \end{Vmatrix} \quad (11)$$

и выразим поправки к результатам измерений элементов геодезического построения через поправки к приближенным значениям параметров.

Уравнения поправок для приращений координат:

$$\begin{cases} \nu_{\Delta X_{12}} = \delta X_{12} + l_{\Delta X_{12}}; \\ \nu_{\Delta Y_{12}} = \delta Y_{12} + l_{\Delta Y_{12}}; \\ \nu_{\Delta Z_{12}} = \delta Z_{12} + l_{\Delta Z_{12}}; \\ \nu_{\Delta X_{13}} = \delta X_{13} + l_{\Delta X_{13}}; \\ \nu_{\Delta Y_{13}} = \delta Y_{13} + l_{\Delta Y_{13}}; \\ \nu_{\Delta Z_{13}} = \delta Z_{13} + l_{\Delta Z_{13}}; \\ \nu_{\Delta X_{23}} = \delta X_{13} - \delta X_{12} + l_{\Delta X_{23}}; \\ \nu_{\Delta Y_{23}} = \delta Y_{13} - \delta Y_{12} + l_{\Delta Y_{23}}; \\ \nu_{\Delta Z_{23}} = \delta Z_{13} - \delta Z_{12} + l_{\Delta Z_{23}}, \end{cases} \quad (12)$$

где $l_{\Delta X_{12}}, l_{\Delta Y_{12}}, l_{\Delta Z_{12}}, l_{\Delta X_{13}}, l_{\Delta Y_{13}}, l_{\Delta Z_{13}}, l_{\Delta X_{23}}, l_{\Delta Y_{23}}, l_{\Delta Z_{23}}$ – свободные члены параметрических уравнений поправок для приращений координат.

Уравнения поправок для длин сторон:

$$\begin{cases} \nu_{S_{12}} = \dfrac{\Delta X_{12}}{S_{12}}\delta X_{12} + \dfrac{\Delta Y_{12}}{S_{12}}\delta Y_{12} + \dfrac{\Delta Z_{12}}{S_{12}}\delta Z_{12} + l_{S_{12}}; \\ \nu_{S_{13}} = \dfrac{\Delta X_{13}}{S_{13}}\delta X_{13} + \dfrac{\Delta Y_{13}}{S_{13}}\delta Y_{13} + \dfrac{\Delta Z_{13}}{S_{13}}\delta Z_{13} + l_{S_{13}}; \\ \nu_{S_{23}} = -\dfrac{\Delta X_{23}}{S_{23}}\delta X_{12} - \dfrac{\Delta Y_{23}}{S_{23}}\delta Y_{12} - \dfrac{\Delta Z_{23}}{S_{23}}\delta Z_{12} + \dfrac{\Delta X_{23}}{S_{23}}\delta X_{13} + \dfrac{\Delta Y_{23}}{S_{23}}\delta Y_{13} + \dfrac{\Delta Z_{23}}{S_{23}}\delta Z_{13} + l_{S_{23}}, \end{cases} \quad (13)$$

где $l_{S_{12}}, l_{S_{13}}, l_{S_{23}}$ – свободные члены параметрических уравнений поправок для длин сторон.

Уравнения поправок для углов v_β представим через уравнения поправок для геодезических азимутов направлений v_A:

$$\begin{cases} \nu_{\beta_1} = \nu_{A_{13}} - \nu_{A_{12}} + l_{\beta_1}; \\ \nu_{\beta_2} = \nu_{A_{21}} - \nu_{A_{23}} + l_{\beta_2}; \\ \nu_{\beta_3} = \nu_{A_{32}} - \nu_{A_{31}} + l_{\beta_3}, \end{cases} \quad (14)$$

где l_{β_1}, l_{β_2}, l_{β_3} – свободные члены параметрических уравнений поправок для углов.

Уравнения поправок для геодезических азимутов вычисляются по формулам:

$$\begin{cases} \nu_{A_{12}} = F_{12}A_1^T\delta_{12}; \\ \nu_{A_{13}} = F_{13}A_1^T\delta_{13}; \\ \nu_{A_{21}} = -F_{21}A_2^T\delta_{12}; \\ \nu_{A_{23}} = -F_{23}A_2^T\delta_{12} + F_{23}A_2^T\delta_{13}; \\ \nu_{A_{31}} = -F_{31}A_3^T\delta_{13}; \\ \nu_{A_{32}} = F_{32}A_3^T\delta_{12} - F_{32}A_3^T\delta_{13}, \end{cases} \quad (15)$$

где F_{ij} – векторы частных производных соответствующих геодезических азимутов направлений ij (азимуты вычисляются по формуле (1)) по осям горизонтных топоцентрических координат, вычисляемые по формуле

$$F_{ij} = \left\| \frac{\partial A_{ij}^\Gamma}{\partial X'_{ij}} \quad \frac{\partial A_{ij}^\Gamma}{\partial Y'_{ij}} \quad \frac{\partial A_{ij}^\Gamma}{\partial Z'_{ij}} \right\| = \left\| \rho'' \frac{-\sin A_{ij}^\Gamma}{D_{ij}} \quad \rho'' \frac{\cos A_{ij}^\Gamma}{D_{ij}} \quad 0 \right\|; \quad (16)$$

A_i – матрица перехода, вычисляемая по формуле (2);

δ_{ij} – векторы поправок к приращениям координат по направлениям ij, вычисляемые по формуле

$$\delta_{ij} = \left\| \delta X_{ij} \quad \delta Y_{ij} \quad \delta Z_{ij} \right\|. \quad (17)$$

С учетом выражений (15) уравнения поправок углов (14) запишем в следующем виде:

$$\begin{cases} \upsilon_{\beta_1} = -F_{12}A_1^T\delta_{12} + F_{13}A_1^T\delta_{13} + l_{\beta_1}; \\ \upsilon_{\beta_2} = (F_{23} - F_{21})A_2^T\delta_{12} - F_{23}A_2^T\delta_{13} + l_{\beta_2}; \\ \upsilon_{\beta_3} = F_{32}A_3^T\delta_{12} - (F_{32} - F_{31})A_3^T\delta_{13} + l_{\beta_3}. \end{cases} \quad (18)$$

Уравнения (18) выразим через поправки к приближенным значениям параметров (17) и запишем уравнения поправок углов в окончательном виде:

$$\begin{cases} \nu_{\beta_1} = -F_{12}\cdot a_1\cdot\delta X_{12} - F_{12}\cdot b_1\cdot\delta Y_{12} - F_{12}\cdot c_1\cdot\delta Z_{12} + F_{13}\cdot a_1\cdot\delta X_{13} + F_{13}\cdot b_1\cdot\delta Y_{13} + F_{13}\cdot c_1\cdot\delta Z_{13} + l_{\beta_1}; \\ \nu_{\beta_2} = (F_{23}-F_{21})\cdot a_2\cdot\delta X_{12} + (F_{23}-F_{21})\cdot b_2\cdot\delta Y_{12} + (F_{23}-F_{21})\cdot c_2\cdot\delta Z_{12} - F_{23}\cdot a_2\cdot\delta X_{13} - F_{23}\cdot b_2\cdot\delta Y_{13} - F_{23}\cdot c_2\cdot\delta Z_{13} + l_{\beta_2}; \\ \nu_{\beta_3} = F_{32}\cdot a_3\cdot\delta X_{12} + F_{32}\cdot b_3\cdot\delta Y_{12} + F_{32}\cdot c_3\cdot\delta Z_{12} - (F_{32}-F_{31})\cdot a_3\cdot\delta X_{13} - (F_{32}-F_{31})\cdot b_3\cdot\delta Y_{13} - (F_{32}-F_{31})\cdot c_3\cdot\delta Z_{13} + l_{\beta_3}. \end{cases} \quad (19)$$

где a, b, c – первый второй и третий столбцы соответственно транспонированной матрицы перехода A (2):

$$a_i = \begin{Vmatrix} -\sin B_i \cos L_i \\ -\sin L_i \\ \cos B_i \cos L_i \end{Vmatrix}; b_i = \begin{Vmatrix} -\sin B_i \sin L_i \\ \cos L_i \\ \cos B_i \sin L_i \end{Vmatrix}; c_i = \begin{Vmatrix} \cos B_i \\ 0 \\ \sin B_i \end{Vmatrix}. \quad (20)$$

Свободные члены параметрических уравнений поправок $l_{\Delta X_{12}}$, $l_{\Delta Y_{12}}$, $l_{\Delta Z_{12}}$, $l_{\Delta X_{13}}$, $l_{\Delta Y_{13}}$, $l_{\Delta Z_{13}}$, $l_{\Delta X_{23}}$, $l_{\Delta Y_{23}}$, $l_{\Delta Z_{23}}$, $l_{S_{12}}$, $l_{S_{13}}$, $l_{S_{23}}$, l_{β_1}, l_{β_2}, l_{β_3} образуют матрицу свободных членов L, которая вычисляется следующим образом:

$$L = \begin{Vmatrix} l_{\Delta X_{12}} \\ l_{\Delta Y_{12}} \\ l_{\Delta Z_{12}} \\ l_{\Delta X_{13}} \\ l_{\Delta Y_{13}} \\ l_{\Delta Z_{13}} \\ l_{\Delta X_{23}} \\ l_{\Delta Y_{23}} \\ l_{\Delta Z_{23}} \\ l_{S_{12}} \\ l_{S_{13}} \\ l_{S_{23}} \\ l_{\beta_1} \\ l_{\beta_2} \\ l_{\beta_3} \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} t_1^0 - \Delta X_{12} \\ t_2^0 - \Delta Y_{12} \\ t_3^0 - \Delta Z_{12} \\ t_4^0 - \Delta X_{13} \\ t_5^0 - \Delta Y_{13} \\ t_6^0 - \Delta Z_{13} \\ t_4^0 - t_1^0 - \Delta X_{23} \\ t_5^0 - t_2^0 - \Delta Y_{23} \\ t_6^0 - t_3^0 - \Delta Z_{23} \\ \sqrt{(t_1^0)^2 + (t_2^0)^2 + (t_3^0)^2} - S_{12} \\ \sqrt{(t_4^0)^2 + (t_5^0)^2 + (t_6^0)^2} - S_{13} \\ \sqrt{(t_4^0 - t_1^0)^2 + (t_5^0 - t_2^0)^2 + (t_6^0 - t_3^0)^2} - S_{23} \\ A_{13}^{\Gamma} - A_{12}^{\Gamma} - \beta_1 \\ A_{21}^{\Gamma} - A_{23}^{\Gamma} - \beta_2 \\ A_{32}^{\Gamma} - A_{31}^{\Gamma} - \beta_3 \end{Vmatrix}, \quad (21)$$

где A_{12}^{Γ}, A_{13}^{Γ}, A_{21}^{Γ}, A_{23}^{Γ}, A_{31}^{Γ}, A_{32}^{Γ} – геодезические азимуты соответствующих направлений по сторонам треугольника, которые вычисляются по формуле (1), при этом приращения геоцен-

трических координат вычисляются с использованием приближенных значений параметров, которые представлены в табл. 2.

Таблица 2

Формулы для вычисления приращений геоцентрических координат направлений с использованием приближенных значений параметров

Направление	Используемые приращения геоцентрических координат	Приращения геоцентрических координат, выраженные через	
		приближенные значения параметров	уравненные значения параметров
12	$\begin{Vmatrix}\Delta X_{12}\\ \Delta Y_{12}\\ \Delta Z_{12}\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_1^0\\ t_2^0\\ t_3^0\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_1\\ t_2\\ t_3\end{Vmatrix}$
13	$\begin{Vmatrix}\Delta X_{13}\\ \Delta Y_{13}\\ \Delta Z_{13}\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_4^0\\ t_5^0\\ t_6^0\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_4\\ t_5\\ t_6\end{Vmatrix}$
21	$\begin{Vmatrix}-\Delta X_{12}\\ -\Delta Y_{12}\\ -\Delta Z_{12}\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}-t_1^0\\ -t_2^0\\ -t_3^0\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}-t_1\\ -t_2\\ -t_3\end{Vmatrix}$
23	$\begin{Vmatrix}\Delta X_{13}-\Delta X_{12}\\ \Delta Y_{13}-\Delta Y_{12}\\ \Delta Z_{13}-\Delta Z_{12}\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_4^0-t_1^0\\ t_5^0-t_2^0\\ t_6^0-t_3^0\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_4-t_1\\ t_5-t_2\\ t_6-t_3\end{Vmatrix}$
31	$\begin{Vmatrix}-\Delta X_{13}\\ -\Delta Y_{13}\\ -\Delta Z_{13}\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}-t_4^0\\ -t_5^0\\ -t_6^0\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}-t_4\\ -t_5\\ -t_6\end{Vmatrix}$
32	$\begin{Vmatrix}\Delta X_{12}-\Delta X_{13}\\ \Delta Y_{12}-\Delta Y_{13}\\ \Delta Z_{12}-\Delta Z_{13}\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_1^0-t_4^0\\ t_2^0-t_5^0\\ t_3^0-t_6^0\end{Vmatrix}$	$\begin{Vmatrix}t_1-t_4\\ t_2-t_5\\ t_3-t_6\end{Vmatrix}$

Матрица коэффициентов параметрических уравнений поправок B вычисляется на основе уравнений поправок (12), (13), (19):

$$B = \begin{Vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{\Delta X_{12}}{S_{12}} & \frac{\Delta Y_{12}}{S_{12}} & \frac{\Delta Z_{12}}{S_{12}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\Delta X_{13}}{S_{13}} & \frac{\Delta Y_{13}}{S_{13}} & \frac{\Delta Z_{13}}{S_{13}} \\ -\frac{\Delta X_{23}}{S_{23}} & -\frac{\Delta Y_{23}}{S_{23}} & -\frac{\Delta Z_{23}}{S_{23}} & \frac{\Delta X_{23}}{S_{23}} & \frac{\Delta Y_{23}}{S_{23}} & \frac{\Delta Z_{23}}{S_{23}} \\ -F_{12}\cdot a_1 & -F_{12}\cdot b_1 & -F_{12}\cdot c_1 & F_{13}\cdot a_1 & F_{13}\cdot b_1 & F_{13}\cdot c_1 \\ (F_{23}-F_{21})\cdot a_2 & (F_{23}-F_{21})\cdot b_2 & (F_{23}-F_{21})\cdot c_2 & -F_{23}\cdot a_2 & -F_{23}\cdot b_2 & -F_{23}\cdot c_2 \\ F_{32}\cdot a_3 & F_{32}\cdot b_3 & F_{32}\cdot c_3 & -(F_{32}-F_{31})\cdot a_3 & -(F_{32}-F_{31})\cdot b_3 & -(F_{32}-F_{31})\cdot c_3 \end{Vmatrix}. \quad (22)$$

Решение системы нормальных уравнений для определения вектора поправок τ к предварительным значениям параметров осуществляется по формуле

$$\tau = -\left(B^T PB\right)^{-1} B^T PL. \quad (23)$$

Вектор поправок v к уравниваемым величинам вычисляется из выражения

$$\nu = B\tau + L. \quad (24)$$

Уравненные значения параметров t вычисляются по формуле

$$t = t_0 + \tau = \begin{Vmatrix} \Delta X_{12} + \delta X_{12} \\ \Delta Y_{12} + \delta Y_{12} \\ \Delta Z_{12} + \delta Z_{12} \\ \Delta X_{13} + \delta X_{13} \\ \Delta Y_{13} + \delta Y_{13} \\ \Delta Z_{13} + \delta Z_{13} \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} t_1 \\ t_2 \\ t_3 \\ t_4 \\ t_5 \\ t_6 \end{Vmatrix} = \begin{Vmatrix} \Delta X'_{12} \\ \Delta Y'_{12} \\ \Delta Z'_{12} \\ \Delta X'_{13} \\ \Delta Y'_{13} \\ \Delta Z'_{13} \end{Vmatrix}. \quad (25)$$

Уравненные значения измеренных величин X' вычисляются по формуле

$$X' = X + \nu = \begin{Vmatrix} \Delta X'_{12} \\ \Delta Y'_{12} \\ \Delta Z'_{12} \\ \Delta X'_{13} \\ \Delta Y'_{13} \\ \Delta Z'_{13} \\ \Delta X'_{23} \\ \Delta Y'_{23} \\ \Delta Z'_{23} \\ S'_{12} \\ S'_{13} \\ S'_{23} \\ \beta'_1 \\ \beta'_2 \\ \beta'_3 \end{Vmatrix}. \qquad (26)$$

Контроль правильности уравнивания осуществляется по формулам:

$$\begin{aligned}
&t_1 - \Delta X'_{12} = 0;\\
&t_2 - \Delta Y'_{12} = 0;\\
&t_3 - \Delta Z'_{12} = 0;\\
&t_4 - \Delta X'_{13} = 0;\\
&t_5 - \Delta Y'_{13} = 0;\\
&t_6 - \Delta Z'_{13} = 0;\\
&t_4 - t_1 - \Delta X'_{23} = 0;\\
&t_5 - t_2 - \Delta Y'_{23} = 0;\\
&t_6 - t_3 - \Delta Z'_{23} = 0;\\
&\sqrt{t_1^2 + t_2^2 + t_3^2} - S'_{12} = 0;\\
&\sqrt{t_4^2 + t_5^2 + t_6^2} - S'_{13} = 0;\\
&\sqrt{(t_4 - t_1)^2 + (t_5 - t_2)^2 + (t_6 - t_3)^2} - S'_{23} = 0;\\
&A'^{\Gamma}_{13} - A'^{\Gamma}_{12} - \beta'_1 = 0;\\
&A'^{\Gamma}_{21} - A'^{\Gamma}_{23} - \beta'_2 = 0;\\
&A'^{\Gamma}_{32} - A'^{\Gamma}_{31} - \beta'_3 = 0,
\end{aligned} \qquad (27)$$

где A'^{Γ}_{12}, A'^{Γ}_{13}, A'^{Γ}_{21}, A'^{Γ}_{23}, A'^{Γ}_{31}, A'^{Γ}_{32} – уравненные значения геодезических азимутов соответствующих направлений, вычисленные по формуле (1), при этом приращения геоцентрических

координат вычисляются с использованием уравненных значений параметров, которые представлены в табл. 2.

Для оценки точности уравнивания сначала вычисляется СКО единицы веса μ по формуле

$$\mu = \sqrt{\frac{\nu^{\mathrm{T}} P \nu}{n-k}}, \tag{28}$$

где n – число уравниваемых величин, $n = 15$;
k – число необходимых измерений, $k = 6$.

Затем выполняется оценка точности уравниваемых параметров m_t по формуле

$$m_t = \mu\sqrt{Q_{kk}}, \tag{29}$$

где Q_{kk} – диагональный элемент матрицы $Q = \left(B^{\mathrm{T}} P B\right)^{-1}$.

В заключение выполняется оценка точности уравниваемых значений измеренных величин m_X по формуле

$$m_X = \mu\sqrt{Q'_{nn}}, \tag{30}$$

где Q'_{nn} – диагональный элемент матрицы $Q' = B\left(B^{\mathrm{T}} P B\right)^{-1} B^{\mathrm{T}}$.

Результатом совместной обработки спутниковых и линейно-угловых измерений, уравненных параметрическим способом, являются уточненные значения приращений прямоугольных геоцентрических координат, вычисленное на их основе значение геодезического азимута направления 12 A'^{Γ}_{12}, а также оценка точности уравнивания сети.

После описания параметрического способа уравнивания спутниковых и линейно-угловых измерений необходимо представить порядок вычисления окончательного значения астрономического азимута направления.

ПОРЯДОК ВЫЧИСЛЕНИЯ ОКОНЧАТЕЛЬНОГО ЗНАЧЕНИЯ АСТРОНОМИЧЕСКОГО АЗИМУТА НАПРАВЛЕНИЯ

При постановке задачи было определено, что предлагаемая методика определения высокоточных астрономических азимутов основывается на совместной обработке результатов астрономических и наземных азимутальных определений.

Под результатом наземных азимутальных определений следует понимать значение астрономического азимута направления, которое вычислено по результатам уравнивания спутниковых и линейно-угловых измерений, а также результаты оценки точности вычисленного значения азимута.

Астрономический азимут направления A^N_{12}, полученный по результатам наземных измерений, вычисляется с использованием уравненного значения геодезического азимута A'^{Γ}_{12} по формуле (3).

Оценка точности азимута A^N_{12} выполняется по формуле

$$m_{A^N_{12}} = \sqrt{m_{A'^{\Gamma}_{12}}{}^2 + \left(m_{\eta_1} \tan\varphi_1\right)^2}. \tag{31}$$

Здесь $m_{A^N_{12}}$ – СКО определения астрономического азимута направления 12, полученного наземным способом;

$m_{A_{12}^{\prime\Gamma}}$ – СКО определения уравненного значения геодезического азимута направления 12, которая вычисляется по формуле

$$m_{A_{12}^{\prime\Gamma}} = \mu\sqrt{f\left(B^{\mathrm{T}}PB\right)^{-1} f^{\mathrm{T}}}, \tag{32}$$

где f – матрица частных производных от оцениваемой функции,

$$f = \left\| F_{12}\cdot a_1 \quad F_{12}\cdot b_1 \quad F_{12}\cdot c_1 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \right\|. \tag{33}$$

Под результатом астрономических азимутальных определений следует понимать значение астрономического азимута направления, которое получено по методике определения азимута по часовому углу Полярной звезды с точностью 1" с использованием высокоточного электронного тахеометра, а также результаты оценки точности определения азимута.

Порядок вычисления астрономического азимута определенного по часовому углу Полярной звезды A_{12}^{A} описан в [2], автоматизация данного процесса возможна при использовании специального программного обеспечения «Орион».

В качестве результатов оценки точности целесообразно использовать ту точность (СКО) определения азимута $m_{A_{12}^{A}}$, в соответствии с которой выполнена программа астрономических наблюдений. При этом, в случае если определение астрономического азимута выполнялось по программе наблюдений 1", СКО определения азимута следует принимать равной 1,5".

Окончательное значение астрономического азимута A_{12}^{Σ} направления вычисляется как средневесовое из двух значений азимутов:

$$A_{12}^{\Sigma} = \frac{A_{12}^{N}\cdot p_1 + A_{12}^{A}\cdot p_2}{p_1 + p_2}, \tag{34}$$

где p_1 – вес измерения астрономического азимута направления 12, полученного наземным способом;

p_2 – вес измерения астрономического азимута направления 12, полученного по часовому углу Полярной звезды.

Веса измерений азимутов вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} p_1 &= m_{A_{12}^{N}}^{-2}, \\ p_2 &= m_{A_{12}^{A}}^{-2}. \end{aligned} \tag{35}$$

В результате получим средневзвешенное значение высокоточного астрономического азимута определяемого направления на основе использования двух независимых и сопоставимых по точности методов получения азимута.

Таким образом, выполнено теоретическое описание предлагаемой методики определения высокоточных астрономических азимутов направлений. Для практического подтверждения разработанных теоретических положений выполнены экспериментальные исследования, которые представлены ниже.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Экспериментальные исследования выполнялись на территории астрономо-геодезического полигона в г. Боровичи Новгородской обл. В качестве экспериментальной геодезической сети были выбраны три бетонных столба с устройствами принудительного центрирования, на которых имеется взаимная видимость. Схема сети представлена на рис. 3.

На пунктах представленной сети в соответствии с описанной методикой были выполнены следующие виды работ:

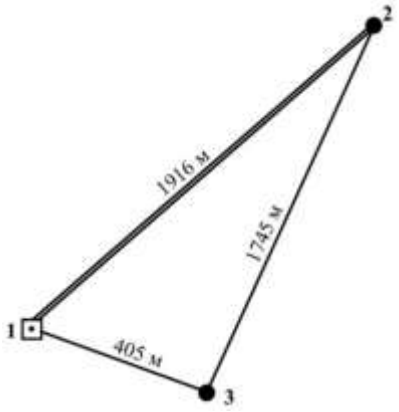


Рис. 3. Схема экспериментальной геодезической сети

1) определение эталонного астрономического азимута направления 12 по часовому углу Полярной звезды с точностью 1" [2] с помощью астрономического теодолита ДКМ-3А;

2) определение астрономического азимута направления 12 по часовому углу Полярной звезды по программе наблюдений 1" с помощью высокоточного электронного тахеометра Leica TC 2003;

3) выполнение четырех сеансов синхронных спутниковых наблюдений в режиме «статика» на всех пунктах сети продолжительностью 2 ч каждый с использованием трех полевых комплектов высокоточной геодезической аппаратуры потребителей ГНСС 14Ц8030 «Медиана»;

4) измерение горизонтальных углов треугольника 123 способом отдельного угла по программе наблюдений 1,5" [1] с помощью высокоточного электронного тахеометра Leica TC 2003;

5) измерение длин линий треугольника 123 в прямом и обратном направлении с помощью высокоточного электронного тахеометра Leica TC 2003.

Обработка полевых наблюдений выполнялась следующим образом:

1) вычисление астрономических азимутов по результатам астрономических наблюдений осуществлялось в специализированной программе «Орион»;

2) обработка спутниковых наблюдений выполнялась с использованием штатного программного продукта VPP;

3) совместная обработка спутниковых и линейно-угловых измерений, вычисление геодезических и астрономических азимутов по результатам спутниковых и наземных измерений, а также вычисление окончательных значений астрономических азимутов выполнялись в программном продукте MathCad на основе алгоритмов, описанных в теоретической части статьи.

Результаты вычисления астрономических азимутов направления 12 представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты вычисления астрономических азимутов направления 12

Наименование азимута	Формульное обозначение	Использованное оборудование	Значение, ° ' "	СКО по внутр. сход., "	СКО по эталону, "
Эталонный азимут	A_{12}	ДКМ-3А	66 39 17,31		
Азимут из астрономических наблюдений	A_{12}^{A}	Leica TC 2003	66 39 17,50	0,40	
Азимут из спутниковых наблюдений	A_{12}^{S}	14Ц8030	66 39 18,70 66 39 19,41 66 39 19,44 66 39 18,49	0,24	1,01
Азимут из наземных измерений	A_{12}^{N}	14Ц8030 Leica TC 2003	66 39 18,44 66 39 18,95 66 39 19,00 66 39 18,54	0,14	0,83
Окончательный азимут	A_{12}^{Σ}	14Ц8030 Leica TC 2003	66 39 18,12 66 39 18,55 66 39 18,61 66 39 18,23	0,12	0,63

Анализ результатов, представленных в табл. 3, позволяет сделать следующие выводы:

1. Малая величина СКО определения азимута спутниковым методом по внутренней сходимости объясняется большой длиной эталонного направления.

2. Азимуты, полученные с использованием спутниковой аппаратуры, имеют выраженный систематический сдвиг, который равен 1,2–2,1" для данных наблюдений.

3. Совместная обработка спутниковых и линейно-угловых измерений позволяет повысить точность определения азимутов, это подтверждается уменьшением размаха значений азимутов в приемах с 0,95" до 0,56".

4. Совместная обработка астрономических и наземных измерений позволяет компенсировать систематический сдвиг, характерный для наземных измерений, а значит повысить точность определения азимута, что и доказывают результаты эксперимента.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика позволяет повысить точность и достоверность определения астрономического азимута за счет интегрирования астрономического и спутникового методов определения азимутов, а также за счет уравнивания спутниковых и линейно-угловых измерений в геодезической сети. Создание сети в виде треугольника обусловлено необходимостью компенсации ошибок определения приращений координат по направлению. Компенсация таких ошибок достигается за счет выполнения избыточных линейно-угловых, а также спутниковых наблюдений.

Экспериментальные исследования показали повышение точности определения астрономического азимута относительно спутникового метода на 18% в случае вычисления азимута с использованием спутниковых и линейно-угловых измерений и на 38% в случае вычисления азимута с использованием астрономических, спутниковых и линейно-угловых измерений.

Для реализации методики требуется выполнение спутниковых и линейно-угловых измерений на пунктах сети, а также выполнение астрономических наблюдений определяемого ориентирного направления. Обязательным условием является наличие информации о СУОЛ на район выполнения работ.

Трудоемкость и оперативность предлагаемой методики относительно определения астрономического азимута с помощью астрономического универсала возрастет незначительно вследствие простоты работы с электронным тахеометром. По этой же причине выполнение линейно-угловых измерений в геодезическом треугольнике следует считать тривиальной задачей. Трудозатраты на реализацию спутникового метода связаны лишь с установкой аппаратуры над точками, накоплением навигационной измерительной информации и приведением полевых комплектов в походное положение. Выполнение вычислительных операций также не представляет существенных сложностей при использовании современных программных средств и реализации в них представленных в настоящей работе алгоритмов уравнивания.

Таким образом, предлагаемая методика может быть полезна для решения прикладных задач. Дальнейшими направлениями исследований являются описание коррелатного способа уравнивания для совместной обработки спутниковых и линейно-угловых измерений, обоснование оптимального способа уравнивания для решения целевой задачи, а также исследование влияния на точность конечного результата отдельных видов избыточных измерений и длин сторон сети.

Список использованных источников

1. Руководство по астрономо-геодезическим работам при топогеодезическом обеспечении войск. – М. : РИО ВТС, 1980. – Ч. 1. – 423 с.

2. Руководство по астрономо-геодезическим работам при топогеодезическом обеспечении войск. – М. : РИО ВТС, 1982. – Ч. 2. – 427 с.

3. Руководство по астрономо-геодезическим работам при топогеодезическом обеспечении войск. – М. : РИО ВТС, 1979. – Ч. 3. – 224 с.

4. Комплекс астрономического универсала АУ-01. Техническое описание. – М. : ЦНИИГАиК, 1987. – 200 с.

5. Русгеоком: технические характеристики Trimble S8 0,5". – URL : https://www.rusgeocom.ru/products/robotizirovannyj-taheometr-trimble-s8-05-robotic-dr-hp-finelock (дата обращения: 25.03.2025).

6. Технические характеристики тахеометра Leica TC 2003. – URL : https://geodesy.znu.ac.ir/files/uploaded/editor_files/geodesy/files/LABS/workshop/TC2003.pdf (дата обращения: 25.03.2025).

7. Методика определения астрономического азимута с использованием высокоточного электронного тахеометра Leica TC 2003 / А. И. Яковлев [и др.] // Труды Института прикладной астрономии РАН. – 2025. – Вып. 72. – С. 42–45.

8. *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.

9. *Большаков В. Д., Гайдаев П. А.* Теория математической обработки геодезических измерений. – М. : Недра, 1977. – 367 с.

О. Г. Анискина[1],
кандидат физико-математических наук, доцент;
С. А. Давыдов[2];
С. М. Камнев[3];
Н. Б. Толстоброва[4]
[1] РГГУ, г. Санкт-Петербург.
[2–4] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НА ОСНОВЕ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Представлены результаты прогнозирования грозовой деятельности с помощью индексов неустойчивости атмосферы, рассчитанных на основе гидродинамического прогноза. Проведен анализ прогностических полей высокой вероятности возникновения гроз, полученных в ходе численного эксперимента, на их соответствие данным карт погоды Главного гидрометеорологического центра (ГГМЦ) МО РФ и карт грозопеленгации в реальном времени с сайта map.blitzortung.org.

Ключевые слова: конвективные системы, прогноз грозовой деятельности, индексы неустойчивости атмосферы, гидродинамическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Конвективные облака, группируясь, создают конвективные облачные системы. В результате действия силы плавучести возникают и развиваются вертикальные движения в атмосфере, формирующие конвективную облачность. Активно развитая конвекция при высокой влажности воздуха способствует образованию кучево-дождевых облаков, в которых могут наблюдаться такие опасные метеорологические явления, как грозы [1].

Мощные вертикальные движения в грозовых облаках определяются по значениям измеряемых метеорологических параметров, например: давления, скорости ветра, температуры. Поля этих величин можно получить на основе гидродинамического прогноза. В работе использовалась мезомасштабная модель WRF-ARW, позволяющая с помощью параметризации кучевой конвекции добиться близкого к действительности определения конвективных систем.

ИНДЕКСЫ АТМОСФЕРНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ

В современных методах прогнозирования грозовой активности используются индексы неустойчивости, характеризующие состояние атмосферы. Эти индексы достигают критических значений, когда в атмосфере развивается глубокая конвекция, вызывающая опасные явления погоды: грозы, град, смерчи и др. Для определения индексов неустойчивости атмосферы часто требуется построение аэрологической диаграммы, но для экономии времени можно использовать программы для автоматического расчета индексов по данным гидродинамических моделей атмосферы [2]. В данном исследовании проводился эксперимент с использованием индексов Вайтинга (K), Томпсона (Ti), индекса плавучести (Li) и Total Totals (TT) индекса.

ИНДЕКС ГРОЗОВОЙ АКТИВНОСТИ ВАЙТИНГА (K)

Индекс грозовой активности K определяется как сумма вертикального градиента температуры между изобарическими поверхностями 850 гПа и 500 гПа и разности температуры точки ро-

сы на поверхности 850 гПа и дефицита точки росы на поверхности 700 гПа. В табл. 1 представлена классификация гроз для оценивания вероятности их появления по индексу K [3].

Таблица 1

Классификация гроз по индексу K

Значение	Типовая ситуация
K < 20	Гроз ожидать не следует
20 < K < 25	Изолированные грозы
25 < K < 30	Отдельные грозы
K > 30	Грозы повсеместно

LI-ИНДЕКС (ИНДЕКС ПЛАВУЧЕСТИ)

Индекс плавучести рассчитывается как разница температуры окружающей среды и температуры частицы воздуха, адиабатически поднявшейся от поверхности земли до уровня изобарической поверхности 500 гПа. Li-индекс характеризует термическую стратификацию атмосферы. При устойчивой атмосфере значения индекса положительные, при неустойчивой – отрицательные. Классификация состояния атмосферы и грозовой активности по индексу Li представлена в табл. 2 [3].

Таблица 2

Оценивание возможности появления гроз по индексу Li

Значение	Состояние атмосферы
$Li \geq 6$	Глубокая инверсия. Атмосфера очень устойчива. Развиты нисходящие движения воздуха
$1 \leq Li \leq 5$	Устойчивое состояние атмосферы. Кучевая облачность хорошей погоды
$-2 \leq Li \leq 0$	Небольшая неустойчивость. Конвективная облачность с ливнями, при интенсивном дневном прогреве или в зоне атмосферного фронта – с грозами и градом
$-5 \leq Li \leq -3$	Умеренная неустойчивость. Сильные грозы
$Li \leq -6$	Высокая неустойчивость. Очень сильные грозы

TI-ИНДЕКС (ИНДЕКС ТОМПСОНА)

Индекс Томпсона представляет собой разницу числа Вайтинга и индекса плавучести. В табл. 3 представлены значения для оценивания возможности появления гроз по индексу Ti [3].

Таблица 3

Оценивание возможности появления гроз по индексу Ti

Значение	Типовая ситуация
Ti < 25	Без гроз
$25 \leq Ti \leq 34$	Возможны грозы
$35 \leq Ti \leq 39$	Грозы, местами сильные
$Ti \geq 40$	Сильные грозы

TOTAL TOTALS ИНДЕКС (TT)

Индекс Total Totals определяется как сумма вертикального градиента температуры между изобарическими поверхностями 850 гПа и 500 гПа и разности температуры точки росы на поверхности 850 гПа и температуры воздуха на 500 гПа. В табл. 4 представлены значения для оценивания возможности появления гроз по индексу TT [3].

Таблица 4

Оценивание возможности появления гроз по индексу TT

Значение	Типовая ситуация
TT< 44	Грозовая деятельность не возможна
44 ≤ TT ≤ 45	Отдельная гроза или несколько гроз
46 ≤ TT ≤ 47	Рассеянные грозовые очаги
48 ≤ TT ≤ 49	Значительное количество гроз, отдельные из которых – сильные
50 ≤ TT ≤ 51	Рассеянные сильные грозовые очаги, отдельные очаги со смерчем
52 ≤ TT ≤ 55	Значительное количество очагов сильных гроз, отдельные очаги со смерчем
TT > 55	Многочисленные сильные грозы с сильными смерчами

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Данное исследование направлено на определение индексов неустойчивости атмосферы, при использовании которых получаются наилучшие результаты оправдываемости прогноза грозовой активности по данным гидродинамической модели. В расчетах использовались архивные данные полей метеорологических величин за 15 августа 2021 года, когда наблюдались грозы над Санкт-Петербургом и Ленинградской областью. Моделирование выполнялось с помощью прогностических значений температуры воздуха и температуры точки росы, полученных с помощью мезомасштабной модели WRF-ARW.

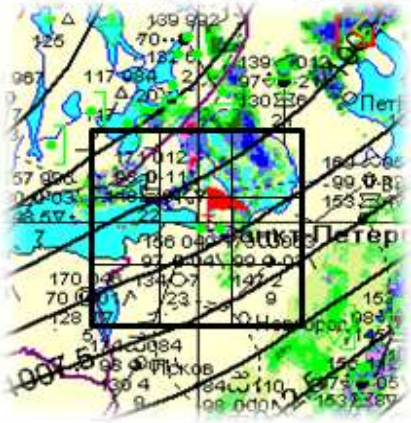
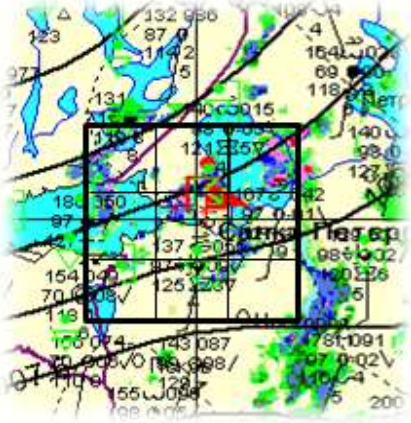
Расчетная область представлена на фрагментах комплексной карты погоды ГГМЦ МО РФ и картах грозопеленгации в табл. 5 [4]. Шаг сетки по горизонтали – 5 км. Прогноз осуществлялся с заблаговременностью 12–24 ч. При расчете индексов неустойчивости атмосферы использовались два варианта параметризации конвективных процессов: параметризация Бетта – Миллера – Янича и новая схема Тидке.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОПРАВДЫВАЕМОСТИ ПРОГНОЗА

Успешность прогноза грозовой активности по индексам неустойчивости атмосферы определялась путем сравнения расчетных грозовых областей с местоположением реальных гроз, наблюдавшихся в течение последних двух часов, площадью, охватываемой ими территории, и областями вероятных гроз по данным метеорологических радиолокаторов. Для определения оправдываемости прогноза расчетная область делилась на девять равных квадратов, географически привязанных к картам погоды и грозопеленгации. Оправдываемость прогноза грозы определялась в каждом квадрате значениями в 0 %, 50 % и 100 %. Учитывалась площадь совпадения областей предполагаемых гроз по расчетным и фактическим данным. Затем рассчитывалось среднее арифметическое значение оправдываемости прогноза по территории для каждого индекса неустойчивости атмосферы [5].

Таблица 5

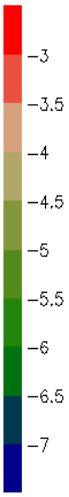
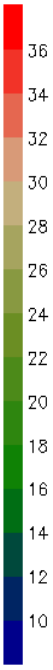
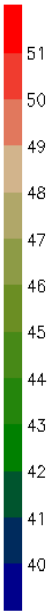
Фрагменты карт ГГМЦ и грозопеленгации

15.08.2021 г. (06:00 UTC)	
Фрагмент комплексной карты погоды	Данные грозопеленгации
	
15.08.2021 г. (12:00 UTC)	
Фрагмент комплексной карты погоды	Данные грозопеленгации
	
15.08.2021 г. (18:00 UTC)	
Фрагмент комплексной карты погоды	Данные грозопеленгации
	

Цветовые шкалы градаций индексов неустойчивости атмосферы представлены в табл. 6. В ней также указаны значения индексов, которые учитывались как грозовая ситуация при определении оправдываемости прогноза.

Таблица 6

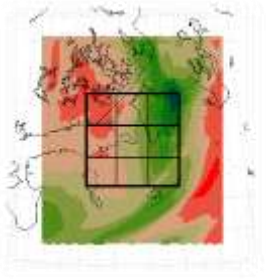
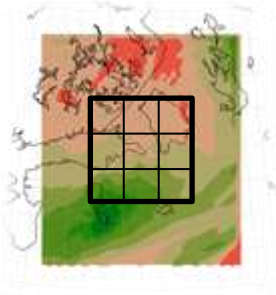
Градации индексов неустойчивости атмосферы

K > 29 (гроза)	Li < -3 (гроза)	Ti > 32 (гроза)	TT > 48 (гроза)
			

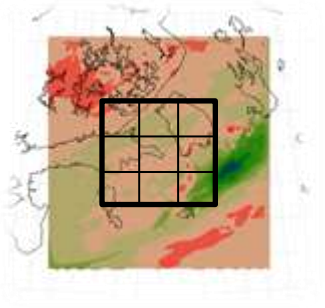
Результаты количественной и качественной оценки успешности прогноза представлены в табл. 7–12.

Таблица 7

Индекс K, параметризация Беттса – Миллера – Янича

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (06:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 12 ч
Оправдываемость прогноза составляет 83,33% Грозовой очаг совпадает с данными МРЛ, но площадь завышена, имеются ложные грозы в южной части Финского залива. Реальные грозы по данным грозопеленгации наблюдались восточнее расчетных значений и попали в градацию индекса грозовой активности 26–29	
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (12:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 18 ч
Оправдываемость прогноза составляет 72,22% По данным грозопеленгации в моделируемой области на данный срок гроз не наблюдалось, но на карте МРЛ присутствуют отдельные небольшие области предполагаемых гроз. Расчет индекса грозовой активности показал небольшой ложный грозовой очаг в восточной части Ладожского озера	

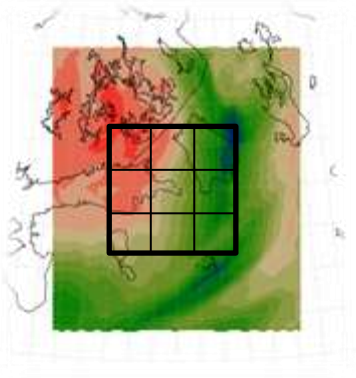
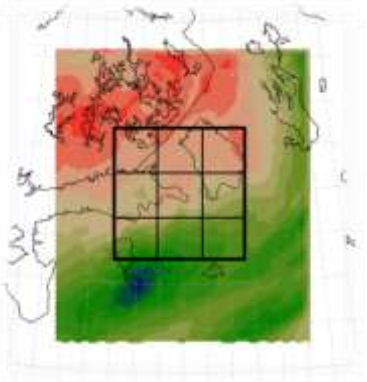
Окончание табл. 7

Срок наблюдения 15.08.2021 (18:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 24 ч
Оправдываемость прогноза составляет 50,00% Данные МРЛ достаточно хорошо согласуются с реально наблюдавшимися грозами. Расчетные значения показали грозы над Ладожским озером в виде очагов, расположенных существенно южнее, а грозы, наблюдавшиеся в Курортном районе Санкт-Петербурга, попали в градацию индекса грозовой активности 26–29, которая охватывает также большую по площади безгрозовую территорию	
Средняя оправдываемость прогноза составляет **68,52%**	

Индекс плавучести Li в самостоятельном виде для прогноза гроз малоинформативен и представляет интерес как составная часть индекса Томпсона.

Таблица 8

Индекс Ti, параметризация Беттса – Миллера – Янича

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (06:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 12 ч
Оправдываемость прогноза составляет 83,33% Индекс Ti по сравнению с индексом K (Вайтинга) точнее показывает реальные грозы, но также завышает площадь грозовой территории, в том числе и над Финским заливом	
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (12:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 18 ч
Оправдываемость прогноза составляет 83,33% Индекс Ti соответствует данным МРЛ на комплексной карте погоды в северо-западной части моделируемой области	

Окончание табл. 8

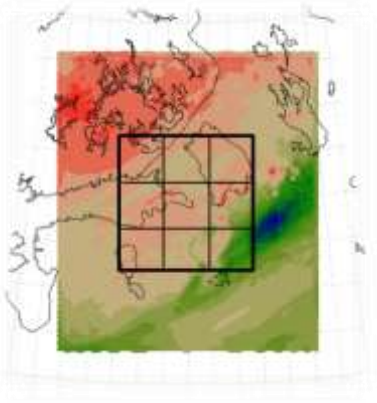
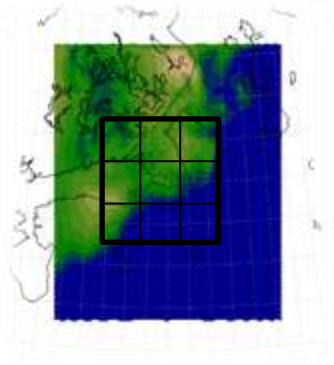
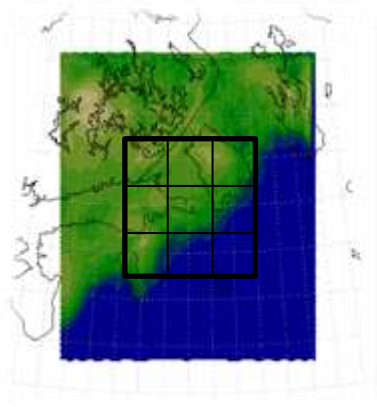
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (18:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 24 ч
Оправдываемость прогноза составляет 88,89% Индекс Ti показал очень качественное соответствие реальным грозам по площади и месту расположения над Финским заливом. Реальные грозы над Ладожским озером попали в градацию 30-32, но в южной части Ладожского озера расчетный очаг хорошо совпадает по месту с грозами, наблюдавшимися в течении последних двух часов. Единичный расчетный очаг хорошо согласуется по площади, но находится северо-западнее местоположения реальных гроз, наблюдавшихся в течении часа. При этом, существенно уменьшились по сравнению с индексом K ложные очаги, находящиеся южнее Ладожского озера	
Средняя оправдываемость прогноза составляет **83,33%**	

Таблица 9

Индекс TT, параметризация Беттса – Миллера – Янича

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (06:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 12 ч
Оправдываемость прогноза составляет 77,78% Индекс TT практически показал отсутствие гроз, хотя в данный срок они наблюдались	
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (12:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 18 ч
Оправдываемость прогноза составляет 94,44% Индекс TT рассчитал высокий процент оправдываемости прогноза, так как показал отсутствие гроз, которое не полностью согласуется с данными карты МРЛ, но, в свою очередь, соответствует реальной ситуации	

Окончание табл. 9

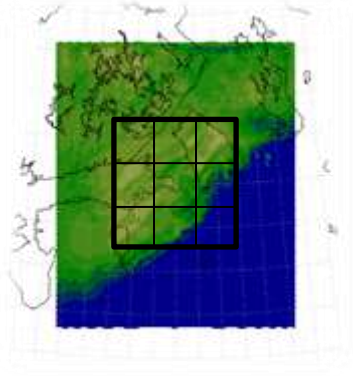
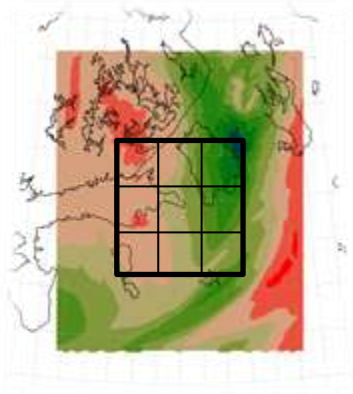
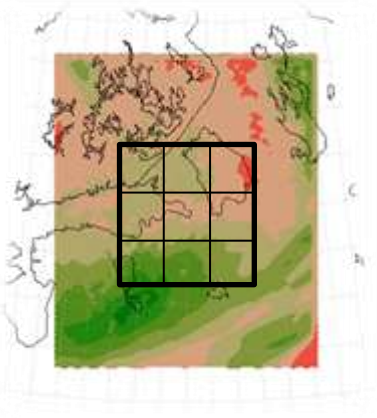
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (18:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 24 ч
Оправдываемость прогноза составляет 77,78% Индекс TT в общих чертах довольно точно воспроизводит по месту характер грозовой ситуации, наблюдавшейся за последние 2 ч, но недостаточно высокий процент оправдываемости прогноза получился за счет неполного соответствия прогностических полей с данными карты МРЛ	
Средняя оправдываемость прогноза составляет **83,33%**	

Таблица 10

Индекс K, параметризация новой схемой Тидке

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (06:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 12 ч
Оправдываемость прогноза составляет 72,22% Индекс K неплохо согласуется с данными карты МРЛ в северо-западной части моделируемой области, но очаги реальных гроз, также как и в схеме Беттса – Миллера – Янича, расположены восточнее расчетных значений и попадают в градацию 26–29. На юге финского залива сохраняется очаг ложной грозы	
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (12:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 18 ч
Оправдываемость прогноза составляет 77,78% Распределение индекса K, рассчитанного по новой схеме Тидке, не сильно отличается от распределения этого же индекса, рассчитанного по схеме Беттса – Миллера – Янича. Сохраняется ложный очаг на востоке Ладожского озера	

Окончание табл. 10

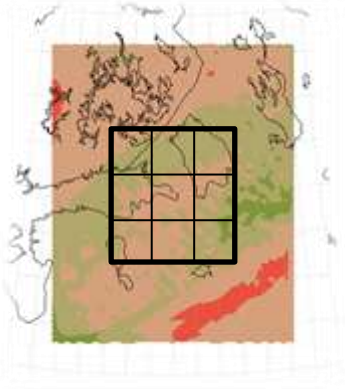
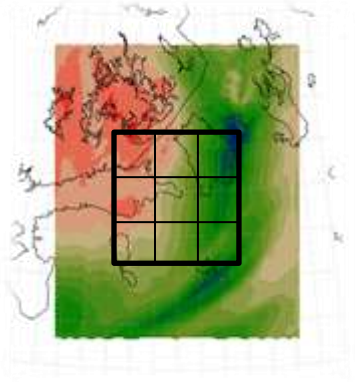
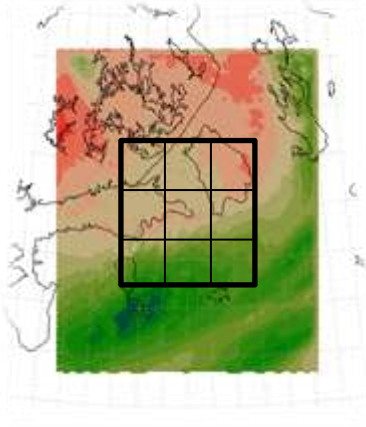
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (18:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 24 ч
Оправдываемость прогноза составляет 61,11% Индекс K не показал грозовых очагов градации выше 29, хотя грозы реально наблюдались, но в целом характер распределения области, относящейся к градации 26–29, соответствует распределению грозовых очагов, фактически наблюдавшихся за последние 2 ч	
Средняя оправдываемость прогноза составляет **70,37%**	

Таблица 11

Индекс Ti, параметризация новой схемой Тидке

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (06:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 12 ч
Оправдываемость прогноза составляет 83,33% Индекс Ti, рассчитанный по новой схеме Тидке, дает более точную локализацию реальных грозовых очагов по месту и площади, при этом, как и в схеме Беттса – Миллера – Янича, присутствует ложный очаг на юге Финского залива	
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (12:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 18 ч
Оправдываемость прогноза составляет 77,78% Индекс Ti, рассчитанный по новой схеме Тидке, не сильно отличается от индекса, рассчитанного по схеме Беттса – Миллера – Янича. Сохраняется ложный очаг на востоке Ладожского озера	

Окончание табл. 11

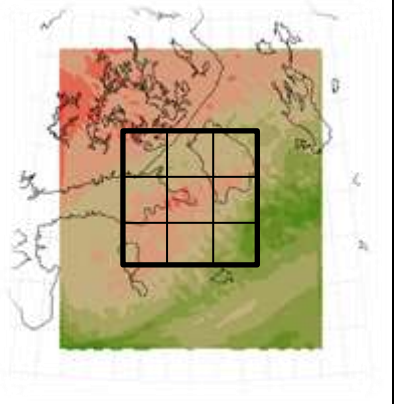
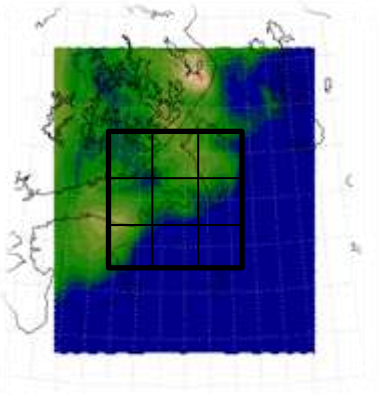
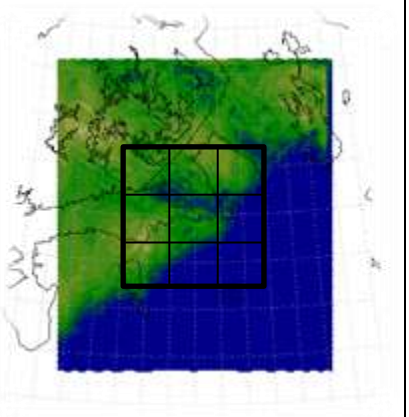
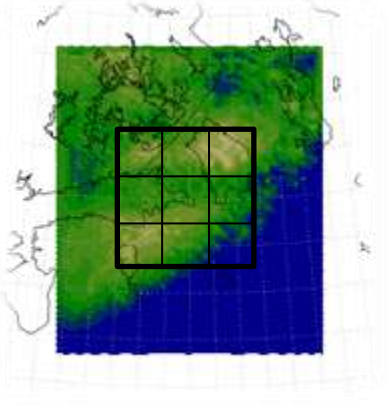
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (18:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 24 ч
Оправдываемость прогноза составляет 88,89% Индекс Ti дает очаги южнее реальных гроз и не показывает грозы над Ладожским озером	
Средняя оправдываемость прогноза составляет **83,33%**	

Таблица 12

Индекс TT, параметризация новой схемой Тидке

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (06:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 12 ч
Оправдываемость прогноза составляет 77,78% Индекс TT не показал гроз в то время, когда они реально наблюдались	
Срок наблюдения 15.08.2021 г. (12:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 18 ч
Оправдываемость прогноза составляет 88,89% Индекс TT на 12 часов, также как индексы K и Ti, показывает ложный грозовой очаг на юге Финского залива	

Окончание табл. 12

Срок наблюдения 15.08.2021 г. (18:00 UTC)	Заблаговременность прогноза 24 ч
Оправдываемость прогноза составляет 61,11% Индекс TT достаточно точно показал грозы над Ладожским озером, но не показал грозы в Курортном районе Санкт-Петербурга	
Средняя оправдываемость прогноза составляет **75,93%**	

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования показали возможность использования индексов неустойчивости атмосферы, рассчитанных по прогностическим данным мезомасштабной гидродинамической модели WRF-ARW, для выявления грозовых очагов с заблаговременностью 12–24 ч. Значения оправдываемости прогноза гроз по рассчитанным индексам представлены в табл. 13.

Таблица 13

Значения оправдываемости прогноза гроз по индексам неустойчивости атмосферы

Параметризация	Индекс неустойчивости атмосферы	Оправдываемость прогноза, %
Схема Беттса – Миллера – Янича	K	68,52
	Li	57,41
	Ti	83,33
	TT	83,33
Новая схема Тидке	K	70,37
	Li	61,11
	Ti	83,33
	TT	75,93

Наиболее высокие результаты оправдываемости прогноза (83,33%) были получены при расчетах с использованием индекса неустойчивости Ti (параметризация Беттса – Миллера – Янича, новая схема Тидке) и индекса TT (параметризация Беттса – Миллера – Янича). Также, с помощью индекса TT наиболее успешно было спрогнозировано отсутствие гроз с заблаговременностью 18 ч (94,44%).

Список использованных источников

1. *Воробьев В. И.* Синоптическая метеорология. – Л. : Гидрометеоиздат, 1991. – 616 с.
2. *Гусейнов Н. Ш., Агаева А. А.* Применение индексов неустойчивости атмосферы к оперативному прогнозированию грозы на основе модельных данных // Ученые записки РГГМУ. – 2019. – № 56. – С. 30–37.
3. Индексы неустойчивости атмосферы. – URL : https://flymeteo.org/stat/indexneust.php (дата обращения: 15.04.2025).
4. Молния и гроза в реальном времени. – URL : https://map.blitzortung.org (дата обращения: 15.04.2025).
5. *Анискина О. Г., Стогниева В. В., Толстоброва Н. Б.* Прогноз гроз с помощью мезомасштабных гидродинамических моделей // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 685. – С. 6–10.

Г. Г. Дмитриков,
кандидат технических наук;
А. Л. Никишечкин;
С. С. Семенюк,
кандидат технических наук, доцент

МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА ПО ОЦЕНКАМ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ ОТ ДВУХ СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ

В статье представлены результаты аналитико-имитационного моделирования процесса определения местоположения космического объекта по оценкам угловых координат, полученным двумя разнесенными радиотехническими и оптическими средствами измерения наземного базирования. Приведены аналитическое описание алгоритма расчета пространственных координат объекта наблюдения и результаты проведения статистических испытаний с целью оценивания точности определения местоположения объекта на различных высотах.

Ключевые слова: определение местоположения, угломерный метод, угловые координаты, космический объект.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время жизнедеятельность человека в различных сферах требует широкого внедрения и применения космических технологий, позволяющих значительно сократить материальные, финансовые и временные ресурсы. Практическая реализация этих процессов, наряду с имеющимися преимуществами использования космоса, имеет и ряд недостатков, связанных с загрязнением околоземного пространства техногенным мусором, который сопровождает запуски и функционирование космических аппаратов, а также все чаще происходит самопроизвольно в результате спонтанных взрывов, столкновений и естественного «старения» космических объектов [1]. В таких условиях важную составляющую в космической сфере деятельности государственных учреждений и ведомств приобретает информация о текущей обстановке в околоземном космическом пространстве, а в интересах обеспечения безопасности страны – о действиях иностранных государств и угрозах нормальному функционированию отечественных космических систем.

В состав системы контроля космического пространства входят как оптические, так и радиотехнические средства наблюдения [2–4]. Каждое средство наблюдения обеспечивает оценивание угловых параметров объекта наблюдения (азимут и угол места). В случае если средства наблюдения разнесены в пространстве, по угломерным измерениям могут быть определены координаты объекта. При этом точность определения местоположения зависит от ряда факторов, в том числе от точности оценок угловых координат и взаимного пространственного положения средств наблюдения и космического объекта. Для оценивания возможностей по определению координат космического объекта угломерным методом с использованием оптического и радиотехнического средств наблюдения разработана аналитико-имитационная модель.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Допустим, что имеются два наземных пункта наблюдения (ПН): радиотехнический и оптический. В каждом из них осуществляются измерения угла места $\alpha(t)$ и азимута $\beta(t)$ объекта

наблюдения (ОН), пространственные координаты которого определяются вектором $S(t)=[x_o(t), y_o(t), z_o(t)]$.

В общем случае результатами измерения угла места α и азимута β являются их оценки $\tilde{\alpha}=\alpha+\delta_\alpha$ и $\tilde{\beta}=\beta+\delta_\beta$, где δ_α и δ_β – погрешности измерения.

Оценки угла места и азимута, полученные радиотехническим средством $\tilde{\alpha}_i^{(r)}$ и $\tilde{\beta}_i^{(r)}$ соответственно, где i – индекс момента времени t_i, в который получены оценки.

Оценки угла места и азимута, полученные оптическим средством $\tilde{\alpha}_j^{(o)}$ и $\tilde{\beta}_j^{(o)}$ соответственно, где j – индекс момента времени t_j, в который получены оценки.

Таким образом, по результатам измерений формируются вектора оценок угловых координат вида:

– вектор N оценок угла места радиотехнического средства

$$\tilde{\mathrm{A}}_{<N>}^{(r)}=<\tilde{\alpha}_1^{(r)},\tilde{\alpha}_2^{(r)},...,\tilde{\alpha}_i^{(r)},...,\tilde{\alpha}_N^{(r)}>;$$

– вектор N оценок азимута радиотехнического средства

$$\tilde{\mathrm{B}}_{<N>}^{(r)}=<\tilde{\beta}_1^{(r)},\tilde{\beta}_2^{(r)},...,\tilde{\beta}_i^{(r)},...,\tilde{\beta}_N^{(r)}>;$$

– вектор M оценок угла места оптического средства

$$\tilde{\mathrm{A}}_{<M>}^{(o)}=<\tilde{\alpha}_1^{(o)},\tilde{\alpha}_2^{(o)},...,\tilde{\alpha}_j^{(o)},...,\tilde{\alpha}_M^{(o)}>;$$

– вектор M оценок азимута оптического средства

$$\tilde{\mathrm{B}}_{<M>}^{(o)}=<\tilde{\beta}_1^{(o)},\tilde{\beta}_2^{(o)},...,\tilde{\beta}_j^{(o)},...,\tilde{\beta}_M^{(o)}>.$$

В ходе моделирования обозначим следующие условия и ограничения.

1. Интервалы между моментами времени равны, т. е.:

$$t_i-t_{i-1}=\mathrm{const}\ \text{и}\ t_j-t_{j-1}=\mathrm{const}.$$

2. Измерения, выполняемые радиотехническим и оптическим средствами, синхронизированы, т. е.:

$$t_i-t_{i-1}=t_j-t_{j-1},\ t_i=t_j.$$

3. Количества оценок угловых координат радиотехнического средства и оптического средства равны, т. е. $N = M$.

4. Задача идентификации решена, измерения $\tilde{\mathrm{A}}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{\mathrm{B}}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{\mathrm{A}}_{<N>}^{(o)}$ и $\tilde{\mathrm{B}}_{<N>}^{(o)}$ соответствуют одному ОН.

5. Средства измерения находятся на поверхности Земли, их положение характеризуется широтой φ и долготой λ.

6. Земля представляет собой сферу с радиусом $R_з$.

7. Погрешности измерения δ_α и δ_β распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением σ.

Моментам измерений соответствует вектор истинных пространственных координат объекта наблюдения $\mathbf{S}_{<M>}=<S_1,S_2,...,S_i,...,S_M>$.

Цель моделирования состоит в оценивании возможностей определения пространственных координат $\mathbf{S}_{<M>}$ ОН с использованием угломерных измерений $\tilde{\mathrm{A}}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{\mathrm{B}}_{<N>}^{(r)}$, $\tilde{\mathrm{A}}_{<N>}^{(o)}$ и $\tilde{\mathrm{B}}_{<N>}^{(o)}$, выполненных наземными радиотехническим и оптическим средствами.

Задачи моделирования:

– аналитическое решение задачи вычисления координат S при заданных исходных данных;

– оценивание погрешностей определения координат S путем имитационного моделирования в зависимости от взаимного пространственного положения средств измерения и ОН.

МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ОБЪЕКТА НАБЛЮДЕНИЯ ПО ОЦЕНКАМ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ ОТ ДВУХ СРЕДСТВ ИЗМЕРЕНИЯ

Рассмотрим один произвольный ПН, в котором в произвольный момент времени t измерено значение угла места α и азимута β. Зафиксируем систему координат, центр которой соответствует положению ПН. При этом ось X является продолжением вектора, направленного от центра Земли к ПН. Ось Z лежит в плоскости горизонта в направлении на север, а ось Y лежит в плоскости горизонта в направлении, перпендикулярном направлению на север.

Плоскость, характеризующая направление по углу места при $\alpha = 0$, соответствует плоскости ZOY и вектору нормали $\vec{n}_\alpha = [1,0,0]$. Пусть в плоскости ZOY лежит вектор $\vec{b}_\alpha = [0,1,1]$, а также произвольный вектор $\vec{r}_\alpha = [x, y, z]$. Тогда плоскость, соответствующая нулевому значению угла места, может быть описана уравнением

$$\vec{n}_\alpha(\vec{r}_\alpha - \vec{b}_\alpha) = 0 \text{ при } \alpha = 0. \quad (1)$$

Плоскость, характеризующая направление по азимуту при $\beta = 0$, соответствует плоскости ZOX и вектору нормали $\vec{n}_\beta = [0,1,0]$. Пусть в плоскости ZOX лежит вектор $\vec{b}_\beta = [1,0,1]$, а также произвольный вектор $\vec{r}_\beta = [x, y, z]$.

Тогда уравнение плоскости, соответствующей нулевому значению азимута, может быть описано уравнением

$$\vec{n}_\beta(\vec{r}_\beta - \vec{b}_\beta) = 0 \text{ при } \beta = 0. \quad (2)$$

Следовательно, направление на ОН в момент времени t при нулевых значениях азимута и угла места характеризуется системой уравнений:

$$\begin{cases} \sum \vec{n}_\alpha(\vec{r}_\alpha - \vec{b}_\alpha) = 0; \\ \sum \vec{n}_\beta(\vec{r}_\beta - \vec{b}_\beta) = 0, \end{cases} \quad (3)$$

где $\sum A$ – операция суммы элементов вектора A.

В случае ненулевых значений угла места и азимута система уравнений (3) преобразуется следующим образом:

$$\begin{cases} \sum\left((\vec{n}_\alpha(\vec{r}_\alpha - \vec{b}_\alpha)\Re_y(\alpha)\right) = 0; \\ \sum\left(\vec{n}_\beta(\vec{r}_\beta - \vec{b}_\beta)\Re_x(\beta)\right) = 0, \end{cases} \quad (4)$$

где $\Re_y(\alpha)$ – матрица поворота относительно оси Y на угол α;

$\Re_x(\beta)$ – матрица поворота относительно оси X на угол β.

При этом матрицы поворота плоскостей угла места и азимута имеют вид:

$$\Re_y(\alpha)=\begin{vmatrix}\cos(\alpha) & 0 & -\sin(\alpha)\\ 0 & 1 & 0\\ \sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha)\end{vmatrix}; \tag{5}$$

$$\Re_y(\beta)=\begin{vmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos(\beta) & -\sin(\beta)\\ 0 & \sin(\beta) & \cos(\beta)\end{vmatrix}. \tag{6}$$

Для перевода системы уравнений (4) в декартову геоцентрическую сферическую систему координат ее необходимо преобразовать к виду:

$$\begin{cases}\sum\left(\vec{n}_\alpha\Re_y(\alpha)\Re_x(\beta)\Re_z(\lambda)\Re_y(\varphi)(\vec{r}_\alpha-\vec{b}_\alpha\Re_y(\alpha)\Re_x(\beta)\Re_z(\alpha)\Re_y(\varphi))-R_x\cos(\alpha)\right)=0;\\ \sum\left(\vec{n}_\beta\Re_x(\beta)\Re_z(\lambda)\Re_y(\varphi)(\vec{r}_\beta-\vec{b}_\beta\Re_x(\beta)\Re_z(\lambda)\Re_y(\varphi))\right)=0,\end{cases} \tag{7}$$

где $\Re_z(\lambda)$ – матрица поворота относительно оси Z на угол долготы λ;

$\Re_y(\varphi)$ – матрица поворота относительно оси Y на угол широты φ;

R_x – вектор вида $[R_з,0,0]$.

Матрицы переноса плоскостей угла места и азимута на широту и долготу размещения ПН имеют следующий вид:

$$\Re_z(\lambda)=\begin{vmatrix}\cos(\lambda) & \sin(\lambda) & 0\\ -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{vmatrix}; \tag{8}$$

$$\Re_y(\varphi)=\begin{vmatrix}\cos(\varphi) & 0 & -\sin(\varphi)\\ 0 & 1 & 0\\ \sin(\varphi) & 0 & \cos(\varphi)\end{vmatrix}. \tag{9}$$

Пусть в общем случае имеет место N пунктов наблюдения и вектор $R_{<2N>}=[r_1,r_2,...,r_{2N}]$, элементами которого являются левые части уравнений системы (7). При этом нечетные элементы характеризуют угломестные плоскости пунктов наблюдения:

$$r_i=\sum\left(\vec{n}_\alpha\Re_y(\alpha_j)\Re_x(\beta_j)\Re_z(\lambda_j)\Re_y(\varphi_j)(\vec{r}_\alpha-\vec{b}_\alpha\Re_y(\alpha_j)\Re_x(\beta_j)\Re_z(\alpha_j)\Re_y(\varphi_j))-R_x\cos(\alpha_j)\right), \tag{10}$$

$$i=1(2)2N-1,\quad j=(i+1)/2,$$

а четные – азимутальные плоскости:

$$r_i=\sum\left(\vec{n}_\beta\Re_x(\beta_j)\Re_z(\lambda_j)\Re_y(\varphi_j)(\vec{r}_\beta-\vec{b}_\beta\Re_x(\beta_j)\Re_z(\lambda_j)\Re_y(\varphi_j))\right), \tag{11}$$

$$i=2(2)2N,\quad j=i/2,$$

где j – номер ПН по порядку.

Таким образом, нечетные элементы вектора R представляют собой функциональную зависимость вида:

$$r_i = f(\alpha_j, \beta_j, \lambda_j, \varphi_j, x, y, z),\ i = 1(2)2N-1,\ \ j = (i+1)/2, \tag{12}$$

а четные – функциональную зависимость вида:

$$r_i = f(\beta_j, \lambda_j, \varphi_j, x, y, z),\ i = 2(2)2N,\ \ j = i/2. \tag{13}$$

В силу того, что результатами измерения угла места и азимута являются их оценки, по результатам измерений в произвольный момент времени t имеет место оценка $\tilde{R}$ вектора $R_{<2N>}$. Поскольку число ПН может быть больше двух, а измерения неизбежно содержат ошибки δ_α и δ_β, плоскости в реальных условиях не будут пересекаться в одной точке. Поэтому задача определения координат ОН с позиции нескольких ПН может быть решена на основе метода наименьших квадратов путем оценивания положения минимума функционала

$$\tilde{\Phi}(S) = \tilde{R}\,\tilde{R}^T, \tag{14}$$

где $S = [x_o, y_o, z_o]$ – вектор координат ОН в момент времени t. Тогда оценка координат ОН $\tilde{S} = [\tilde{x}_o, \tilde{y}_o, \tilde{z}_o]$ в момент времени t определяется выражением $\tilde{S} = \arg\min\left\{\tilde{\Phi}(S))\right\}$.

Оценка координат $\tilde{S}$ может быть найдена итерационным методом, в соответствии с которым на каждой n-й итерации производится расчет приближения оценки координат ОН [5, 6]:

$$\tilde{S}_{n+1} = \tilde{S}_n + (G^T G)^{-1} G^T (\tilde{R} - R(\tilde{S}_n)), \tag{15}$$

где G – матрица Якоби размером $2N \times 3$, элементами которой являются все частные производные первого порядка функции $R(S)$ в точке $\tilde{S}_n$,

$$G = \left[\frac{\partial R^T}{\partial S}(\tilde{S}_n)\right]^T = \begin{bmatrix} \frac{\partial r_1}{\partial x}(\tilde{S}_n) & \frac{\partial r_1}{\partial y}(\tilde{S}_n) & \frac{\partial r_1}{\partial z}(\tilde{S}_n) \\ \frac{\partial r_2}{\partial x}(\tilde{S}_n) & \frac{\partial r_2}{\partial y}(\tilde{S}_n) & \frac{\partial r_2}{\partial z}(\tilde{S}_n) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial r_{2N}}{\partial x}(\tilde{S}_n) & \frac{\partial r_{2N}}{\partial y}(\tilde{S}_n) & \frac{\partial r_{2N}}{\partial z}(\tilde{S}_n) \end{bmatrix};$$

n – номер итерации;

$\tilde{S}_n$ – оценка координат на n-й итерации.

Вычисления заканчиваются, когда выполняются условия:

$$|\tilde{x}_{n+1} - \tilde{x}_n| \le \varsigma_x;\ |\tilde{y}_{n+1} - \tilde{y}_n| \le \varsigma_y;\ |\tilde{z}_{n+1} - \tilde{z}_n| \le \varsigma_z, \tag{16}$$

где $\varsigma_x, \varsigma_y, \varsigma_z$ – заданные допустимые погрешности оценок координат.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для исследования точности определения местоположения ОН разработана имитационная модель оценивания координат ОН с использованием двух ПН.

Пусть в одном из пунктов наблюдения расположено оптическое средство измерения угловых координат, а в другом – радиотехническое. Соответствующие им среднеквадратические ошибки измерения углов равны: $\sigma^{(o)} = 30''$ и $\sigma^{(r)} = 10'$.

С помощью разработанной имитационной модели осуществим оценивание точности одномоментного определения координат ОН, находящегося на высотах H = 100, 300 и 500 км, угломерным методом с позиции двух ПН (оптического и радиотехнического), расположенных на расстояниях R = 40, 300, 500 и 1000 км.

Для каждого сочетания высоты ОН и расстояния между ПН сформирован массив точек пространства с координатами в виде широты и долготы. Для каждой точки с помощью имитационной модели выполнено 1000 испытаний. В каждом испытании вносились ошибки в оценки азимута и угла места, полученные в пункте наблюдения, и рассчитывались оценки координат объекта наблюдения.

Для подтверждения адекватности разработанной имитационной модели на рис. 1 представлено распределение оценок координат ОН при его расположении в четырех точках пространства на высоте H = 100 км и расстоянии между пунктами наблюдения R = 300 км.

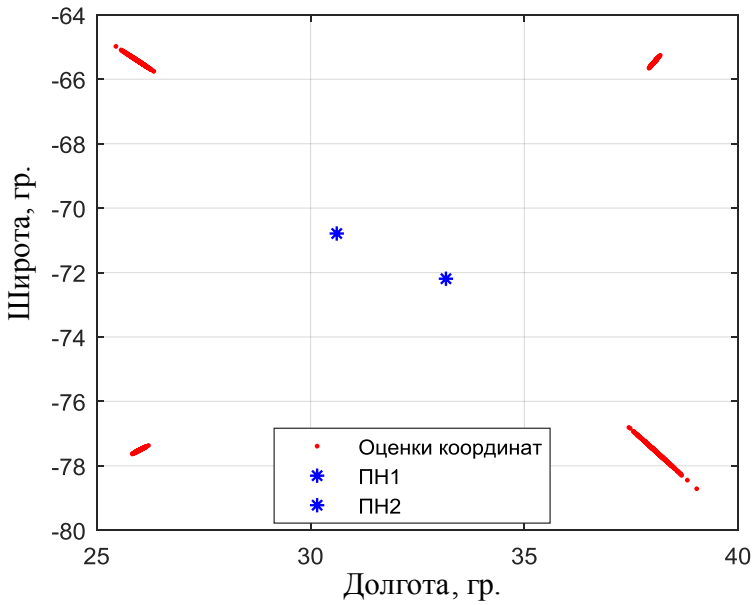


Рис. 1. Распределение оценок координат при H = 100 км и R = 300 км

Рабочие зоны мгновенного определения координат ОН на различных высотах по угловым измерениям двух ПН (оптического и радиотехнического) при различных расстояниях между ними в виде линий равной точности представлены на рис. 2 и 3.

В ходе анализа указанных графиков необходимо учитывать тот факт, что чем больше расстояние между ПН, тем меньше зона их совместной пространственной доступности ОН. Вместе с тем, чем выше ОН, тем эта зона больше. Этим обусловлено отличие границ осей долготы и широты у графиков, имеющих разное сочетание R и H на указанных рисунках.

В результате анализа представленных на рис. 2 и 3 рабочих зон определения координат ОН могут быть сделаны следующие выводы.

1. Точность определения координат ОН определяется соотношением дальности до ОН к расстоянию между ПН. Чем меньше это отношение, чем выше точность.

2. Увеличение расстояния между ПН при фиксированной высоте ОН ведет к повышению точности определения координат, однако сопровождается уменьшением зоны совместной пространственной доступности ОН в ПН.

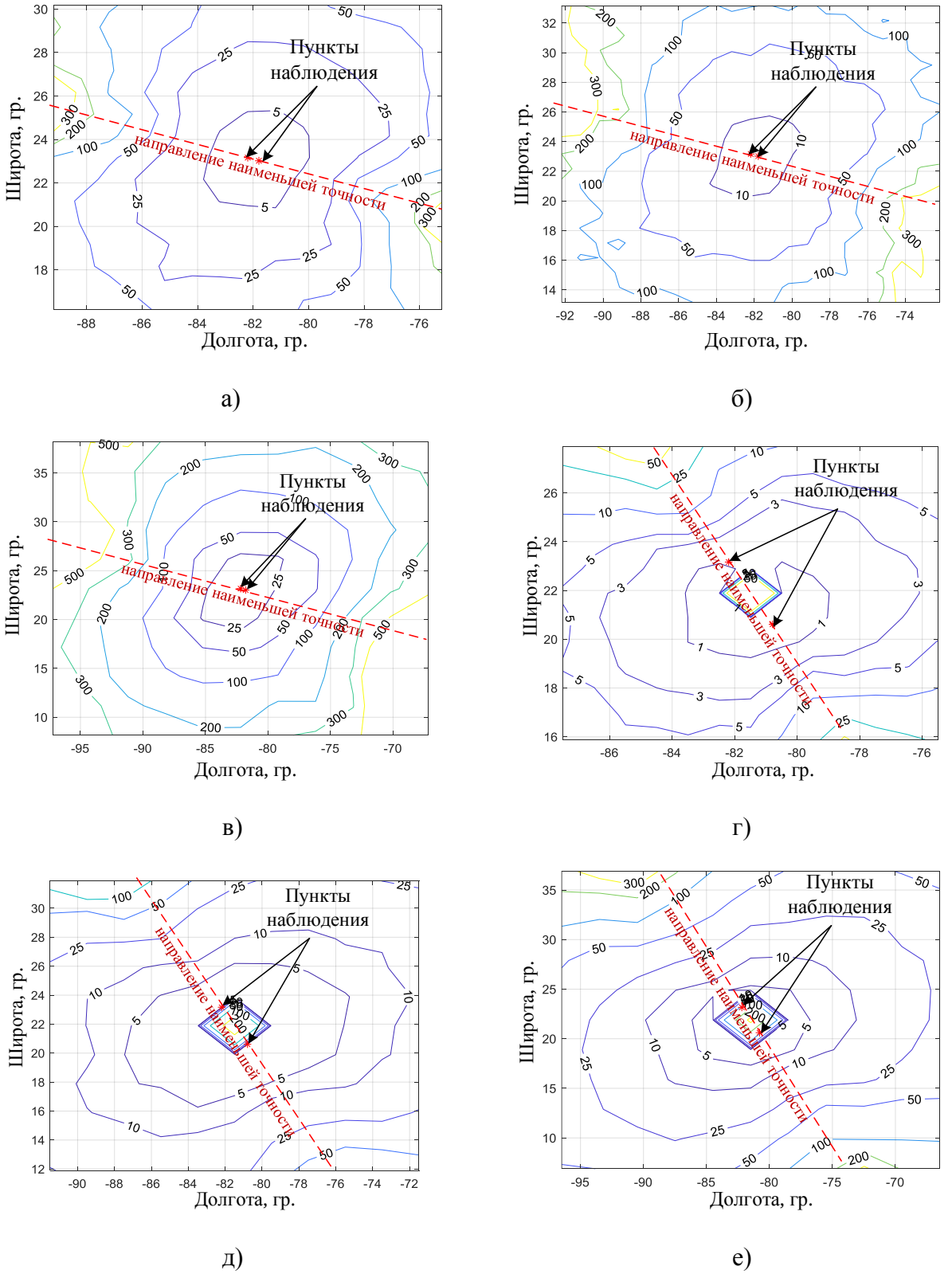
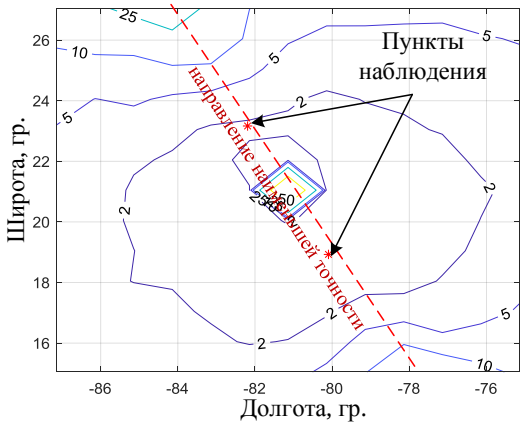
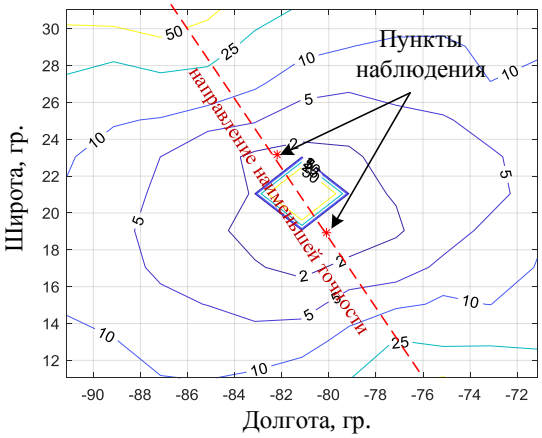


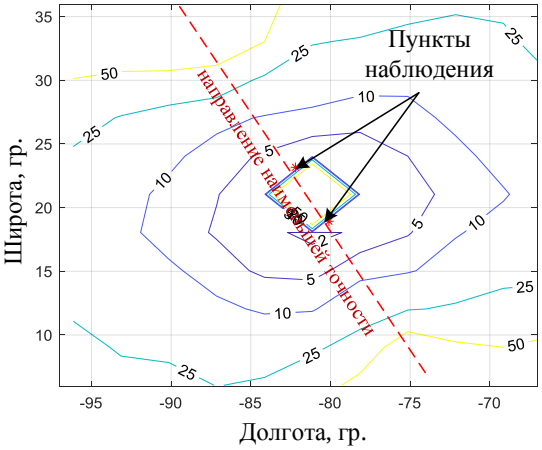
Рис. 2. Линии равной точности определения координат объектов наблюдения по угловым измерениям двух пунктов наблюдения при $\sigma^{(o)} = 30''$ *и* $\sigma^{(r)} = 10'$*:*
а – R = 40 км, H = 100 км; б – R = 40 км, H = 300 км; в – R = 40 км, H = 500 км;
г – R = 300 км, H = 100 км; д – R = 300 км, H = 300 км; е – R = 300 км, H = 500 км



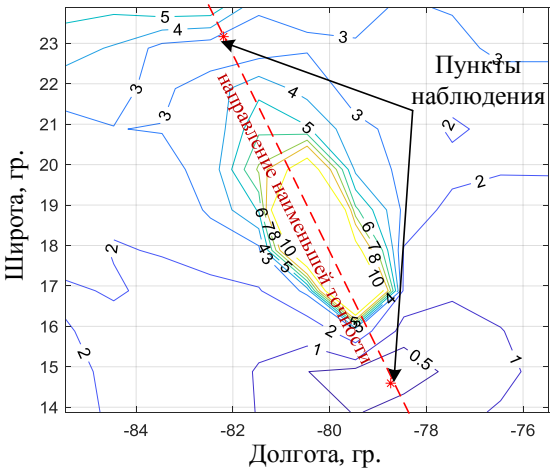
а)



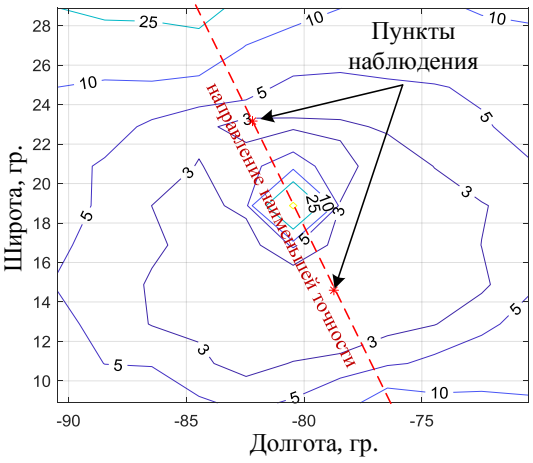
б)



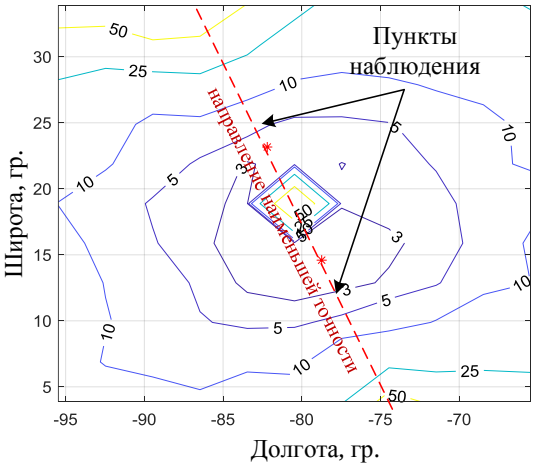
в)



г)



д)



е)

Рис. 3. Линии равной точности определения координат объектов наблюдения по угловым измерениям двух пунктов наблюдения при $\sigma^{(o)} = 30''$ *и* $\sigma^{(r)} = 10'$*: а – R = 500 км, H = 100 км; б – R = 500 км, H = 300 км; в – R = 500 км, H = 500 км; г – R = 1000 км, H = 100 км; д – R = 1000 км, H = 300 км; е – R = 1000 км, H = 500 км*

3. Наихудшая точность имеет место в плоскости, проходящей через центр Земли и пункты наблюдения. Наилучшая точность имеет место в направлениях пространства, перпендикулярных отрезку, который соединяет ПН.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Оценивание углов места и азимутов направления на космический объект по результатам радиотехнических и оптических измерений несколькими пространственно-распределенными ПН позволяет определить координаты этого космического объекта в моменты времени, соответствующие моментам измерений. Для оценивания координат ОН требуется не менее двух ПН. Представленная модель определения местоположения космического объекта по оценкам угловых координат двух ПН позволяет оценить погрешности оценивания координат космического объекта в зависимости от погрешностей оценивания угловых координат, а также распределение погрешностей координат ОН в пространстве.

Список использованных источников

1. Наблюдение высокоорбитальных космических объектов радиолокационными станциями дальнего обнаружения / Ю. В. Бабкин [и др.] // Информация и космос. – 2020. – № 3. – С. 20–25.

2. *Вартаньян Ю. А., Олейников И. И., Убоженко Д. Ю.* Система контроля космического пространства как элемент стратегического сдерживания // Военная мысль. – 2015. – № 9. – С. 29–35.

3. *Коблов С. В., Макаров Ю. Н., Ступак Г. Г.* Пути развития российской автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 232–237.

4. *Благодыренко Е. В., Горбулин В. И., Логун С. В.* Методика оценивания периодов благоприятных условий наблюдения искусственных космических объектов наземными оптическими средствами // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 16–25.

5. *Семенюк С. С., Печурин В. В., Саниев Р. Р.* Оценивание возможностей повышения точности определения местоположения космических аппаратов разностно-дальномерным методом путем аппроксимации оценок координат // Успехи современной радиоэлектроники. – 2023. – Т. 77, № 4. – С. 62–69.

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

А. А. Корыстин,
кандидат технических наук;
Ю. В. Кулешов,
доктор технических наук, профессор;
А. В. Новиков,
кандидат технических наук

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИЕМО-ПЕРЕДАЮЩЕГО КАНАЛА КОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ НА ОСНОВЕ МОДЕЛИ ИОНОСФЕРНОГО КАНАЛА УОТТЕРСОНА

Представлено описание имитационной модели приемо-передающего канала коротковолновой радиолокационной станции пространственной волны, в котором ионосферный канал прямого и обратного распространения моделируется с помощью модели Уоттерсона. Представлены результаты моделирования для характерных условий функционирования и проведен анализ результатов, определены основные закономерности влияния замираний сигнала в ионосфере на результаты оптимальной обработки и последующее обнаружение целей станциями в рассмотренных условиях.

Ключевые слова: коротковолновая радиолокационная станция, ионосферный канал, замирания, обнаружение целей, оптимальная обработка сигнала.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из показателей качества функционирования радиолокационных станций, как известно, является вероятность обнаружения. Данный показатель зависит от соотношения сигнал-помеха на выходе приемника, которое, в свою очередь, определяется энергией зондирующего сигнала. Однако указанная зависимость отличается для различных моделей ожидаемого сигнала, отраженного от цели. В большинстве случаев [1–4] в качестве такой модели используется стохастическая модель радиолокационного сигнала, испытывающего замирания, со случайной фазой, распределенной равномерно, и случайной амплитудой, распределенной по закону Рэлея. В реальных условиях закон распределения случайных параметров ожидаемого сигнала, описывающий его замирания, может отличаться от данной модели, приводить к увеличению числа пропусков цели, обнаружению ложных целей и другим эффектам. Особенно это отличие актуально для коротковолновых радиолокационных станций (РЛС) пространственной волны. Эти станции в соответствии с принципом функционирования используют ионосферу как необходимую составляющую приемо-передающего канала и потому в наибольшей степени подвержены ее влиянию. Для исследования закономерностей влияния замираний зондирующего сигнала в ионосфере на обнаружительные способности коротковолновых радиолокационных станций произведено моделирование процесса оптимальной обработки линейно-частотно-модулированного (ЛЧМ) сигнала в приемном канале станции с использованием стохастической модели ионосферного канала Уоттерсона [5]. Эта модель описывает замирания сигнала с максимальной шириной спектра 12 кГц в ионосферном канале, проверена экспериментально и рекомендована в качестве стандарта для имитационных испытаний коротковолновых радиомодемов в различных условиях возмущенности ионосферы [6].

МОДЕЛЬ ИОНОСФЕРНОГО КАНАЛА УОТТЕРСОНА

Модель Уоттерсона описывает ионосферный канал распространения радиоволн на наклонной коротковолновой радиотрассе в виде случайной частотной характеристики, ста-

ционарной по частоте и по времени с ограниченной полосой пропускания. Частотная характеристика ионосферного канала представляется в виде суммы случайно меняющихся во времени частотных характеристик парциальных каналов распространения отдельных пространственных ионосферных мод

$$\hat{H}(f,t) = \sum_{i=1}^{N} \hat{G}_i(t) e^{-j2\pi f \tau_i}, \quad (1)$$

где N – количество пространственных ионосферных мод;
f – частота в полосе пропускания канала;
$\hat{G}_i(t)$ – случайный амплитудный множитель, характеризующий модулирующую помеху в отдельном парциальном канале распространения пространственной ионосферной моды;
τ_i – задержка сигнала в отдельном парциальном канале распространения пространственной ионосферной моды.

Импульсная характеристика канала имеет вид обратного преобразования Фурье от $\hat{H}(f,t)$:

$$\hat{h}(\tau,t) = \sum_{i=1}^{N} \hat{G}_i(t) \int_{-\infty}^{\infty} e^{-j2\pi f \tau_i} e^{j2\pi f \tau} df = \sum_{i=1}^{N} \hat{G}_i(t)\, \delta(\tau - \tau_i). \quad (2)$$

В большинстве случаев в ионосферном радиоканале имеют место всего несколько дискретных мод коротковолнового радиосигнала, разделенных в пространстве: односкачковая мода с отражением от E слоя (1E мода); односкачковая и двухскачковая моды с отражением от F слоя (1F и 2F моды); смешанная мода прямого распространения с отражениями от слоя F и переотражением от слоя E (1E-2F мода) и др. [5].

Для двух магнитоионных составляющих каждой ионосферной моды справедлива зависимость

$$\hat{G}_i(t) = \hat{G}_{ia}(t) e^{j2\pi \nu_{ia} t} + \hat{G}_{ib}(t) e^{j2\pi \nu_{ib} t}, \quad (3)$$

где ν_{ia}, ν_{ib} – сдвиг частоты в парциальном ионосферном канале вследствие флуктуаций фазового пути обыкновенной и необыкновенной магнитоионных составляющих;
$\hat{G}_{ia}(t), \hat{G}_{ib}(t)$ – комплексные случайные амплитудные множители обыкновенной и необыкновенной магнитоионных составляющих пространственной ионосферной моды.

Разложение комплексной амплитуды модулирующей помехи обыкновенной магнитоионной составляющей на действительную и мнимую компоненты имеет вид

$$\hat{G}_{ia}(t) = \mathrm{Re}\left[\hat{G}_{ia}(t)\right] + j\mathrm{Im}\left[\hat{G}_{ia}(t)\right] = \hat{g}_{iaRe}(t) + j\, \hat{g}_{iaIm}(t), \quad (4)$$

где $\hat{g}_{iaRe}(t), \hat{g}_{iaRe}(t)$ – независимые действительная и мнимая компоненты амплитудного множителя.

Распределение компонент $\hat{g}_{iaRe}(t), \hat{g}_{iaRe}(t)$ является нормальным с нулевым средним и одинаковыми дисперсиями, плотность которого имеет вид

$$p(g_{iaRe}, g_{iaIm}) = \frac{1}{\pi C_{ia}(0)} e^{-\frac{g_{iaRe}^2 + g_{iaIm}^2}{C_{ia}(0)}}. \quad (5)$$

Автокорреляционная функция одномодового ионосферного канала связана с амплитудными множителями модулирующей помехи следующим выражением:

$$C_i(\Delta t) = \lim_{T\to\infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} G_i^*(t) G_i(t + \Delta t) dt \quad (6)$$

и имеет вид

$$C_i(\Delta t) = C_{ia}(0)e^{-2\pi^2\sigma_{ia}^2(\Delta t)^2 + j2\pi\nu_{ia}\Delta t} + C_{ib}(0)e^{-2\pi^2\sigma_{ib}^2(\Delta t)^2 + j2\pi\nu_{ib}\Delta t}, \quad (7)$$

где $C_i(\Delta t)$ – автокорреляционная функция одномодового ионосферного канала;
σ_{ia}, σ_{ib} – уширение спектра флуктуаций амплитуды обыкновенной и необыкновенной составляющих пространственной моды сигнала;
ν_{ia}, ν_{ib} – средние частоты флуктуаций магнитоионных компонент;
$C_{ia}(0), C_{ib}(0)$ – средние квадраты модулей комплексных амплитудных множителей обыкновенной и необыкновенной магнитоионных составляющих пространственной ионосферной моды, характеризующие мощность этих магнитоионных составляющих ионосферной моды.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОРРЕЛИРОВАННОЙ МОДУЛИРУЮЩЕЙ ПОМЕХИ МЕТОДОМ ФОРМИРУЮЩЕГО ФИЛЬТРА

Имитационное моделирование действительной или мнимой части комплексной амплитуды обыкновенной и необыкновенной составляющих модулирующей помехи в одномодовом канале реализуется методом формирующего фильтра [7] с использованием следующих общих выражений:

$$h_a(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} H_a(f)\, e^{j2\pi f\tau} df, \quad (8)$$

где $h_a(\tau)$ – импульсная характеристика формирующего фильтра;
$H_a(f)$ – частотная характеристика формирующего фильтра;

$$|H_a(f)|^2 = \frac{S_g(f)}{S_N(f)}, \quad (9)$$

где $S_g(f)$ – спектральная плотность мощности действительной составляющей комплексного случайного процесса;
$S_N(f)$ – спектральная плотность мощности формирующего белого шума;

$$S_g(f) = \int_{-\infty}^{\infty} C_g(\tau)e^{-j2\pi f\tau} d\tau, \quad (10)$$

где $C_g(\tau)$ – заданная корреляционная функция действительной или мнимой части комплексного случайного процесса;

$$C_g(\tau) = C(\tau)/2, \quad (11)$$

где $C(\tau)$ – корреляционная функция комплексного случайного процесса;

$$C_g(0) = C(0)/2; \quad (12)$$

$$S_N(f) = T_д\sigma_N^2, \quad (13)$$

где σ_N^2 – мощность белого шума;

$$T_д = 1/f_д, \quad (14)$$

$T_д$ – шаг дискретизации;
$f_д$ – частота дискретизации.

Используя указанные выше выражения, можно синтезировать импульсную характеристику формирующего фильтра, преобразующего белый гауссовский шум на входе в коррелированный гауссовский шум на выходе с заданной корреляционной функцией, моделирующий

действительную или мнимую компоненту комплексного амплитудного множителя обыкновенной магнитоионной составляющей пространственной ионосферной моды:

$$S_g(f) = S_{gia}(f) = \frac{C_{gia}(0)}{\sqrt{2\pi\sigma_{ia}^2}} e^{-\frac{f^2}{2\sigma_{ia}^2}}, \tag{15}$$

где $S_{gia}(f)$ – спектральная плотность мощности действительной или мнимой компоненты комплексного амплитудного множителя обыкновенной магнитоионной составляющей пространственной ионосферной моды;

$C_{gia}(0)$ – дисперсия действительной или мнимой компоненты комплексного амплитудного множителя обыкновенной магнитоионной составляющей пространственной ионосферной моды;

$$h_a(\tau) = 2\int_0^\infty \sqrt{\frac{S_g(f)}{T_д\sigma_N^2}} \cos 2\pi f\tau \, df; \tag{16}$$

$$h_a(\tau) = 2\sqrt{\frac{C_{gia}(0)}{T_д\sigma_N^2\sqrt{2\pi\sigma_{ia}^2}}} \int_0^\infty e^{-\frac{f^2}{4\sigma_{ia}^2}} \cos 2\pi f\tau \, df; \tag{17}$$

$$h_a(\tau) = \sqrt{\frac{2\sqrt{2\pi}C_{gia}(0)\sigma_{ia}}{T_д\sigma_N^2}} e^{-4\pi^2\sigma_{ia}^2\tau^2}. \tag{18}$$

Соответствие выборочной оценки автокорреляционной функции моделируемой случайной величины заданной автокорреляционной функции модели Уоттерсона обеспечивается при выполнении условия разрешения по частоте $\sigma_{ia} \gg f_д/N$ или $\sigma_{ia} \gg 1/(T_д N)$, при котором воспроизводится наибольшая часть спектра случайных коррелированных флуктуаций в ходе численного интегрирования.

В итоге моделируемое значение случайной действительной или мнимой части комплексной амплитуды обыкновенной составляющей модулирующей помехи в одномодовом канале при достаточно малом $T_д$ может быть найдено по формуле [1]

$$\hat{g}_{ia}(t) = \int_{-\infty}^{\infty} h_a(\tau)\hat{n}(t-\tau)d\tau = \lim_{T_д\to 0} T_д \sum_{k=0}^{N-1} h_a(kT_д)\hat{n}(t-kT_д), \tag{19}$$

где $\hat{n}(t)$ – случайная реализация формирующего гауссовского белого шума.

Аналогичным образом моделируются действительная и мнимая компоненты $\hat{g}_{ib}(t)$ комплексной амплитуды необыкновенной составляющей модулирующей помехи.

МОДЕЛЬ ПРИНЯТОГО СИГНАЛА

Если модулирующие помехи на трассе распространения зондирующего сигнала до цели описать моделью Уоттерсона ионосферного радиоканала, тогда действительный зондирующий сигнал коротковолновой РЛС, прошедший через ионосферу, при падении на неподвижную цель будет определяться как

$$\hat{s}_1(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{h}_1(\tau, t)s_0(t-\tau)d\tau, \tag{20}$$

$$\hat{h}_1(\tau, t) = 0, \quad \text{при} \quad \tau < 0, \tag{21}$$

где $\hat{s}_1(t)$ – зондирующий сигнал, прошедший через ионосферу и падающий на цель;
$\hat{h}_1(\tau, t)$ – импульсная характеристика ионосферного радиоканала, описываемая моделью Уоттерсона, на пути от РЛС до цели;
τ – длительность воздействия на радиоканал;
$s_0(t)$ – зондирующий сигнал.

С учетом обратного преобразования Фурье зондирующего сигнала и прямого преобразования Фурье импульсной характеристики $\hat{h}_1(\tau, t)$ ионосферного радиоканала падающий на цель сигнал примет вид

$$\hat{s}_1(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} S_0(f)\hat{H}_1(f, t)e^{j2\pi ft}df, \tag{22}$$

где $S_0(f)$ – комплексный спектр зондирующего сигнала;
$\hat{H}_1(f, t)$ – частотная характеристика ионосферного радиолокационного канала прямого распространения, в котором происходит распространение сигнала от РЛС до цели.

После полного отражения от неподвижной цели и прохождения через ионосферный радиоканал в обратном направлении зондирующий радиосигнал примет вид

$$\hat{s}_2(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{h}_1(\tau, t)\hat{s}_1(t - \tau)d\tau, \tag{23}$$

где $\hat{s}_2(t)$ – зондирующий сигнал, отраженный от цели и прошедший через ионосферу в обратном направлении.

Раскрывая выражения для падающего на цель сигнала $\hat{s}_1(t)$ после изменения порядка интегрирования, отраженный сигнал можно выразить как преобразование падающего:

$$\hat{s}_2(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} S_0(f)\hat{H}_2(f, t)e^{j2\pi ft}\, df. \tag{24}$$

В формуле (24) $\hat{H}_2(f, t)$ – частотная характеристика ионосферного радиолокационного канала, в котором происходит распространение сигнала от РЛС до цели и обратно, а $S_0(f)\hat{H}_2(f, t)$ – случайный спектр сигнала на входе приемника.

Частотная характеристика ионосферного радиолокационного канала имеет вид

$$\hat{H}_2(f, t) = \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{h}_1(\tau, t)\hat{H}_1(f, t - \tau)e^{-j2\pi f\tau}\, d\tau. \tag{25}$$

Учитывая выражения модели Уоттерсона для частотной и импульсной характеристик канала, можно, раскрыв выражение для импульсной характеристики, показать, что

$$\hat{H}_2(f, t) = \sum_{i=1}^{N} \hat{G}_i(t) \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{H}_1(f, t - \tau)e^{-j2\pi f\tau}\delta(\tau - \tau_i)\, d\tau, \tag{26}$$

где $\delta(\tau)$ – дельта-функция Дирака.

После замены переменной $t - \tau = \xi$ получим

$$\hat{H}_2(f, t) = \sum_{i=1}^{N} \hat{G}_i(t) \int_{-\infty}^{+\infty} \hat{H}_1(f, \xi)e^{j2\pi f(\xi - t)}\delta\big(\xi - (t - \tau_i)\big)\, d\xi \tag{27}$$

или после интегрирования с учетом свойств дельта-функции и выражения для $\hat{H}_1(f, t)$ из модели Уоттерсона

$$\hat{H}_2(f,t) = \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N} \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}(t-\tau_i)\, e^{-j2\pi f(\tau_i+\tau_{i'})}, \tag{28}$$

где $\hat{G}_i(t)$ – модулирующая помеха на пути от передатчика до цели;
$\hat{G}_{i'}(t)$ – модулирующая помеха на пути от цели до приемника.

Выражение для сигнала на входе приемника примет вид

$$\hat{s}_2(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} S_0(f) \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N} \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}(t-\tau_i)\, e^{-j2\pi f(\tau_i+\tau_{i'})} e^{j2\pi f t}\, df \tag{29}$$

или

$$\hat{s}_2(t) = \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N} \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}(t-\tau_i) \int_{-\infty}^{+\infty} S_0(f) e^{j2\pi f(t-\tau_i-\tau_{i'})}\, df, \tag{30}$$

$$\hat{s}_2(t) = \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N} \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}(t-\tau_i) s_0(t-\tau_i-\tau_{i'}). \tag{31}$$

Тогда сигнал от движущейся цели на входе приемного устройства в смеси с аддитивной помехой примет вид

$$\hat{s}_3(t) = \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N} \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}\left(t-\tau_i-\frac{f_d t}{2f_c}\right) s_0\left(t-\tau_i-\tau_{i'}-\frac{f_d t}{f_c}\right) + \hat{n}(t), \tag{32}$$

$$f_d = \frac{2vf_c}{c}, \tag{33}$$

где f_d – частота Допплера, Гц;
v – скорость движения цели, м/с;
c – скорость света, м/с;
$\hat{n}(t)$ – аддитивная случайная помеха.

При движении цели в направлении от РЛС $v > 0$ частота имеет отрицательный сдвиг, а в противоположном направлении $v < 0$ частота увеличивается на частоту Допплера.

Сигнал от движущейся цели на выходе радиоприемного устройства после корреляционно-фильтровой допплеровской обработки будет представлять собой корреляционный интеграл (комплексную корреляционную функцию) [1, 3, 8]

$$\hat{s}_4(\tau, F_d) = \int_{-\infty}^{\infty} \hat{s}_3(t) s_0^*(t-\tau) e^{j2\pi F_d t} dt, \tag{34}$$

где F_d – заданное значение допплеровского сдвига частот опорного сигнала, Гц.

С учетом вида используемого сигнала и алгоритма его обработки в коротковолновой РЛС пространственной волны [3, 4] после дискретизации по частоте Допплера $F_{dm} = m\Delta F_d$, $m = 0,..,K-1$ с шагом ΔF_d значение корреляционного интеграла будет вычисляться по формуле с использованием быстрого преобразования Фурье в дискретных элементах разрешения с шагом $\Delta\tau$ по дальности, соответствующих задержкам $\tau_n = n\Delta\tau,\ n = 0,..,N_\tau - 1$:

$$\hat{s}_4(\tau_n, F_{dm}) = \hat{s}_4(n,m) = \sum_{k=0}^{K-1} \hat{s}_{4p}(\tau_n, k) e^{j2\pi mk/K} = \sum_{k=0}^{K-1} \hat{s}_{4p}(n,k) e^{j2\pi mk/K}. \tag{35}$$

Здесь периодическая комплексная корреляционная функция k-го импульса

$$\hat{s}_{4p}(n,k) = \hat{s}_{4p}(n\Delta\tau + kT) = \frac{T_p}{L}\sum_{l=0}^{L-1} s^*_{0pLFM}(l\Delta t)\hat{s}_3(l\Delta t + n\Delta\tau + kT), \qquad T_p = L\Delta t, \tag{36}$$

$$s_{0pLFM}(t) = Ae^{j2\pi\left(f_c t + \frac{Bt^2}{T_p}\right)}, \qquad t \in [0, T_p], \tag{37}$$

где $s_{0pLFM}(t)$ – функция, описывающая ЛЧМ импульс на интервале $t \in [0, T_p]$;
A – амплитуда ЛЧМ сигнала, В;
f_c – несущая частота ЛЧМ сигнала, Гц;
B – ширина диапазона изменения частоты при частотной модуляции, Гц;
T – период повторения ЛЧМ импульсов, с;
T_p – длительность ЛЧМ импульса, с.

В коротковолновой РЛС пространственной волны используется псевдонепрерывный сигнал [3, 4] в виде последовательности ЛЧМ импульсов, длина которых равна периоду их повторения: $T_p = T$. Допплеровская обработка с использованием спектрального анализа всех K отсчетов данных, задержанных по времени на интервале когерентной обработки, осуществляется на основе дискретного оконного преобразования Фурье задержанных данных [4], которое в терминах используемых обозначений примет вид

$$\hat{s}_4(n,m) = \sum_{k=0}^{K-1} w(k)\hat{s}_{4p}(n,k)e^{j2\pi mk/K}, \tag{38}$$

где k – номер импульса;
m – номер элемента разрешения по частоте;
$w(k)$ – оконная функция.

При $w(k) = 1$ имеем оконную функцию, задающую прямоугольное окно. Основной недостаток такой функции – относительно высокие уровни боковых лепестков (-13 дБ), при которых сильные мешающие отражения вблизи 0 Гц потенциально способны скрыть более слабые сигналы от цели при их соответствующем смещении от мешающего отражения по допплеровской частоте. В этой связи применяются оконные весовые функции, обеспечивающие более низкий уровень боковых лепестков: Ханна (-32 дБ), Хемминга (-43 дБ), Блекмана – Харриса (-92 дБ) и др. Вместе с тем использование этих оконных функций приводит к потерям в отношении сигнал-шум на величину от -1,34 до -3,00 дБ.

ОСЛАБЛЕНИЕ СИГНАЛА В МНОГОМОДОВОМ ИОНОСФЕРНОМ КАНАЛЕ

Согласно уравнению радиолокации [9] мощность принятого сигнала можно записать следующим образом:

$$\overline{Pc} = \overline{P_{\text{ПРД}}}/L = \overline{|s_0(t)|^2}/L, \tag{39}$$

где L – потери передачи с учетом поглощения и сферической расходимости фронта;
$\overline{P_{\text{ПРД}}}$ – средняя мощность передатчика, Вт.

В то же время уравнение коротковолновой радиолокации имеет вид [2]

$$\overline{Pc} = \frac{\overline{P_{\text{ПРД}}}G_{\text{П}}A_{\text{ПР}}\sigma_{\text{ц}}}{W} = \frac{\overline{P_{\text{ПРД}}}G_{\text{П}}A_{\text{ПР}}\sigma_{\text{ц}}}{W_{12}W_{21}} = \\ = \overline{P_{\text{ПРД}}}G_{\text{П}}A_{\text{ПР}}\sigma_{\text{ц}}\sum_{i}^{N}\frac{1}{W_i}\sum_{i'}^{N}\frac{1}{W_{i'}} = \overline{P_{\text{ПРД}}}\sum_{i}^{N}\sum_{i'}^{N}\frac{G_{\text{П}}A_{\text{ПР}}\sigma_{\text{ц}}}{W_i W_{i'}}, \tag{40}$$

где W – ослабление при распространении в прямом и обратном направлении;
W_{12} – ослабление при распространении в прямом направлении;
W_{21} – ослабление при распространении в обратном направлении;
W_i – ослабление одной пространственной моды (волны, образованной одним лучом) при распространении в прямом направлении;
$W_{i'}$ – ослабление одной пространственной моды при распространении в обратном направлении;
$G_{\text{П}}$ – коэффициент усиления передающей антенны без учета коэффициента полезного действия (КПД);
$A_{\text{ПР}}$ – эффективная поверхность приемной антенны;
$\sigma_{\text{ц}}$ – эффективная площадь рассеяния цели;
N – количество прямых и обратных пространственных мод.

Эффективная поверхность приемной антенны определяется как

$$A_{\text{ПР}} = G_{\text{ПР}}\lambda^2/4\pi,$$

где $G_{\text{ПР}}$ – коэффициент усиления приемной антенны без учета КПД;
λ – длина волны несущей.

Из выражений (32) и (32) для принятого сигнала можно получить выражение для его средней мощности:

$$\overline{Pc} = \overline{|\hat{s}_2(t)|^2} = \lim_{T_c\to\infty} \hat{E}_c/T_c \approx \langle E_c\rangle/T_c, \tag{41}$$

$$\langle E_c\rangle = \int_{-T_c/2}^{T_c/2} \langle|\hat{s}_2(t)|^2\rangle\, dt =$$

$$= \int_{-T_c/2}^{T_c/2} \left\langle \left| \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N} \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}\left(t-\tau_i-\frac{f_d t}{2f_c}\right)\right|^2 \right\rangle \left| s_0\left(t-\tau_i-\tau_{i'}-\frac{f_d t}{f_c}\right)\right|^2 dt$$

(где $\langle E_c\rangle$ – среднее по ансамблю реализаций значение энергии принятого сигнала) или с учетом стационарности помехи первый множитель можно вынести за знак интеграла, в итоге получим:

$$\overline{Pc} = \sum_{i=1}^{N}\sum_{i'=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\sum_{j'=1}^{N} \langle \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}\left(t-\tau_i-\frac{f_d t}{2f_c}\right)\cdot \hat{G}_j^*(t)\hat{G}_{j'}^*\left(t-\tau_j-\frac{f_d t}{2f_c}\right)\rangle\, \overline{P_{\text{ПРД}}}, \tag{42}$$

$$\overline{P_{\text{ПРД}}} = E_0/T_c = \frac{1}{T_c}\int_{-T_c/2}^{T_c/2} \left| s_0\left(t-\tau_i-\tau_{i'}-\frac{f_d t}{f_c}\right)\right|^2 dt, \tag{43}$$

где E_0 – энергия зондирующего сигнала;
T_c – длительность сигнала;
$\langle\ldots\rangle$ – оператор осреднения по ансамблю реализаций.

Тогда с учетом выражения (39) после введения обозначения

$$\hat{B}_{ii'} = \hat{G}_i(t)\hat{G}_{i'}\left(t-\tau_i-\frac{f_d t}{2f_c}\right)$$

ослабление одной пространственной моды прямого и обратного распространения будет связано с амплитудными множителями следующим выражением:

$$\frac{G_{\text{П}}A_{\text{ПР}}\sigma_{\text{ц}}}{W_i W_{i'}} = \sum_{j=1}^{N}\sum_{j'=1}^{N}\langle \hat{B}_{ii'}\hat{B}_{jj'}^*\rangle. \tag{44}$$

Пространственные моды распространения в прямом и обратном направлении по одному и тому же пути (с одними и теми же индексами $i = i'$ и $j = j'$) можно считать независимыми, если приемник и передатчик коротковолновой РЛС разнесены. Тогда с учетом независимости модулирующих помех различных пространственных мод ($i \neq j, i' \neq j'$) из уравнения (44) получим

$$\frac{G_{\text{П}} A_{\text{ПР}} \sigma_{\text{ц}}}{W_i W_{i'}} = \langle \hat{B}^2_{ii'} \rangle = \langle \left| \hat{G}_i(t) \right|^2 \rangle \langle \left| \hat{G}_{i'} \left(t - \tau_i - \frac{f_d t}{2 f_c} \right) \right|^2 \rangle = C_i(0) C_{i'}(0), \tag{45}$$

откуда параметры закона распределения модулирующей помехи определяются как

$$C_i(0) = C_{ia}(0) + C_{ib}(0) = \langle \left| \hat{G}_i(t) \right|^2 \rangle = \frac{G_{\text{П}} A_{\text{ПР}} \sigma_{\text{ц}}}{W_i}, \tag{46}$$

для магнитоионных составляющих по аналогии

$$C_{ia}(0) = \langle \left| \hat{G}_{ia}(t) \right|^2 \rangle = \frac{G_{\text{П}} A_{\text{ПР}} \sigma_{\text{ц}}}{W_{ia}}, \tag{47}$$

где W_{ia} – ослабление обыкновенной магнитоионной составляющей одной моды.

Значения показателей ослабления пространственных мод и их магнитоионных составляющих определяются по формуле [2]

$$W_i = 4\pi R a \sin \frac{R}{a} g_i \Gamma_i \,, \tag{48}$$

где R – расстояние до объекта;
a – радиус Земли;
g_i – коэффициент, учитывающий фокусировку (дефокусировку) лучей при отражении от ионосферы, равный относительному изменению интенсивности при отличии расходимости фронта волны от сферической;
Γ_i – коэффициент поглощения.

Закон распределения модуля $\left| \hat{G}_i(t) \right|$ амплитудного множителя представляет собой закон распределения Рэлея, поскольку согласно формуле (3) является композицией законов распределения суммы двух комплексных случайных величин $\hat{G}_{ia}(t)$ и $\hat{G}_{ib}(t)$, модули которых распределены также по закону Рэлея с параметрами $0{,}5 \cdot C_{ia}(0)$; $0{,}5 \cdot C_{ib}(0)$. Таким образом, выражения (46), (47) позволяют определить параметры законов распределения моделируемых амплитудных множителей по значениям показателей ослабления W_i, которые можно задать при известных параметрах радиотрассы по формуле (48).

Несложно заметить из выражений (39) и (40), что потери передачи на трассе распространения сигнала коротковолновой РЛС пространственной волны составляют величину

$$L = W / G_{\text{П}} A_{\text{ПР}} \sigma_{\text{ц}} = 1 / \sum_i^N \sum_j^N \frac{G_{\text{П}} A_{\text{ПР}} \sigma_{\text{ц}}}{W_i W_j}. \tag{49}$$

Для простоты дальнейшего анализа влияния замираний будем рассматривать частный случай, при котором ослабления различных мод прямого и обратного распространения, а также их магнитоионных составляющих являются одинаковыми: $W_i = W_j = W_0$. Тогда общие потери будут вычисляться по формуле

$$L = \frac{W_0^2}{N^2 G_{\text{П}} A_{\text{ПР}} \sigma_{\text{ц}}} = \frac{1}{N^2 C_0^2(0)}, \tag{50}$$

где W_0 – ослабление одной пространственной моды при распространении в прямом или обратном направлении;
$C_0(0)$ – мощность модулирующей помехи на одной пространственной моде.

Параметры распределения амплитудных множителей будут связаны с полными потерями передачи следующим выражением:

$$C_0(0) = \frac{1}{N\sqrt{L}}, \tag{51}$$

где полные потери будут определяться по формуле

$$L = 4\pi W_0^2 / G_{\text{П}} G_{\text{ПР}} \lambda^2 \sigma_{\text{ц}}. \tag{52}$$

При условии сферической расходимости фронта ввиду малости отношения R/a в формуле (48) потери передачи можно определить как [9]

$$L = L_{\text{доп}} (4\pi)^3 R^4 / G_{\text{П}} G_{\text{ПР}} \lambda^2 \sigma_{\text{ц}}, \tag{53}$$

где $L_{\text{доп}}$ – дополнительные потери за счет поглощения и фокусировки (дефокусировки).

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Исходные данные о состоянии ионосферного канала для моделирования брались из рекомендаций [6] для испытаний коротковолновых модемов (табл. 1). Были выбраны условия возмущенности ионосферы на трассе, характерные для средних широт.

Таблица 1

Характеристики ионосферного радиоканала для различных условий распространения сигнала в средних широтах

Условие возмущенности ионосферы	Максимальная разность задержек между лучами, мс	Рассеяние по частоте, Гц
Спокойные условия	0,5	0,1
Условия средней возмущенности	1,0	0,5
Сильно возмущенные условия	2,0	1,0

Для учета дискретной многолучевости выбрано количество пространственных мод, равное трем, с разнесением по задержке, соответствующим различным условиям возмущенности ионосферы. Наименьшая по задержке первая пространственная мода соответствует минимальному групповому пути до цели, наиболее близкому к истинной дальности. Каждая из мод включает по две магнитоионные составляющие. Таким образом, в одном направлении имеется шесть различных мод распространения. Тогда общее количество пространственных мод прямого и обратного распространения составит $N^2 = 9$, а с учетом магнитоионного расщепления $4N^2 = 36$. При этом задержки магнитоионных составляющих одной пространственной моды одинаковые. На всех модах потери распространения одинаковые.

В качестве аддитивной помехи рассматривалась групповая (шумоподобная) активная помеха (атмосферики и галактический шум), оказывающая наиболее существенное влияние большую часть времени функционирования РЛС [3]. Помехи искусственного происхождения не рассматривались, поскольку для борьбы с ними существуют отдельные алгоритмы. Характеристики аддитивной помехи были получены из рекомендаций [10].

Значения параметров зондирующего сигнала выбраны характерными для обнаружения воздушных целей согласно [3, 4]. Эти значения вместе со значениями модулирующих и аддитивных помех сведены в табл. 2.

Таблица 2

Исходные значения параметров сигнала и фоноцелевой обстановки

Параметр	Значение
Эффективная поверхность рассеяния цели, дБм^2	15
Групповой путь до цели (на первой моде), км	1200
Радиальная скорость движения цели, м/с	150
Поглощение на трассе, дБ	6
Дополнительные потери, дБ	-3
Мощность передатчика, кВт	200
Коэффициент усиления передающей антенны, дБ	20
Коэффициент усиления приемной антенны, дБ	30
Несущая частота зондирующего сигнала, МГц	15
Девиация частоты зондирующего сигнала, кГц	6
Период когерентного накопления (оптимальной обработки), с	2,0
Частота повторения импульсов, Гц	40
Скважность импульсов	1
Спектральная плотность мощности аддитивной помехи, дБВт/Гц	-185

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Работа алгоритма обнаружения включает оптимальную обработку сигнала и пиковое детектирование [3, 4]. Результаты работы алгоритма оптимальной обработки сигнала представляются в виде отметки заданной интенсивности в координатах (τ_n, F_{dm}) корреляционно-фильтрового поля (КФП) соответствующего азимутального канала. На рис. 1 представлено состояние корреляционно-фильтрового поля по результатам одного такта оптимальной обработки одной реализации смеси детерминированного сигнала и случайной аддитивной помехи в многомодовом ионосферном канале при отсутствии замираний (случайно модулирующих помех).

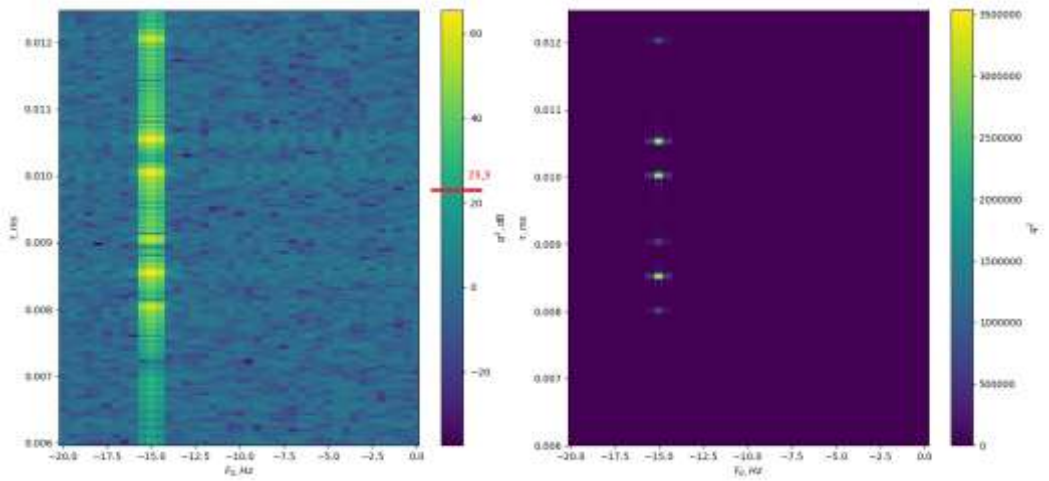


Рис. 1. Состояние корреляционно-фильтрового поля коротковолновой РЛС пространственной волны после одного такта оптимальной обработки принятого сигнала в многомодовом ионосферном канале при отсутствии замираний

Корреляционно-фильтровое поле в правой части рис. 1, где отношение сигнал-помеха приведено в относительных единицах, позволяет более тонко отразить отличие различных ионосферных мод по мощности. Можно заметить шесть выделяющихся сигнальных отметок, разнесенных по времени, соответствующих различным пространственным модам прямого и обратного распространения. Три отметки имеют значения задержек $\tau_1 = 8$ мс, $\tau_2 = 9$ мс, $\tau_3 = 12$ мс , соответствующие удвоенному групповому пути распространения каждой моды до цели. При этом другие три отметки имеют отношение сигнал-помеха примерно в два раза большее, чем это отношение у первых трех, а их задержки $\tau_4 = 8{,}5$ мс, $\tau_5 = 10$ мс, $\tau_6 = 10{,}5$ мс складываются из сумм задержек прямого и обратного распространения по разным путям.

На рис. 2–4 приведены результаты работы нескольких тактов алгоритма оптимальной обработки случайно флуктуирующего сигнала, распространяющегося в многомодовом ионосферном канале с замираниями в различных условиях возмущенности ионосферы.

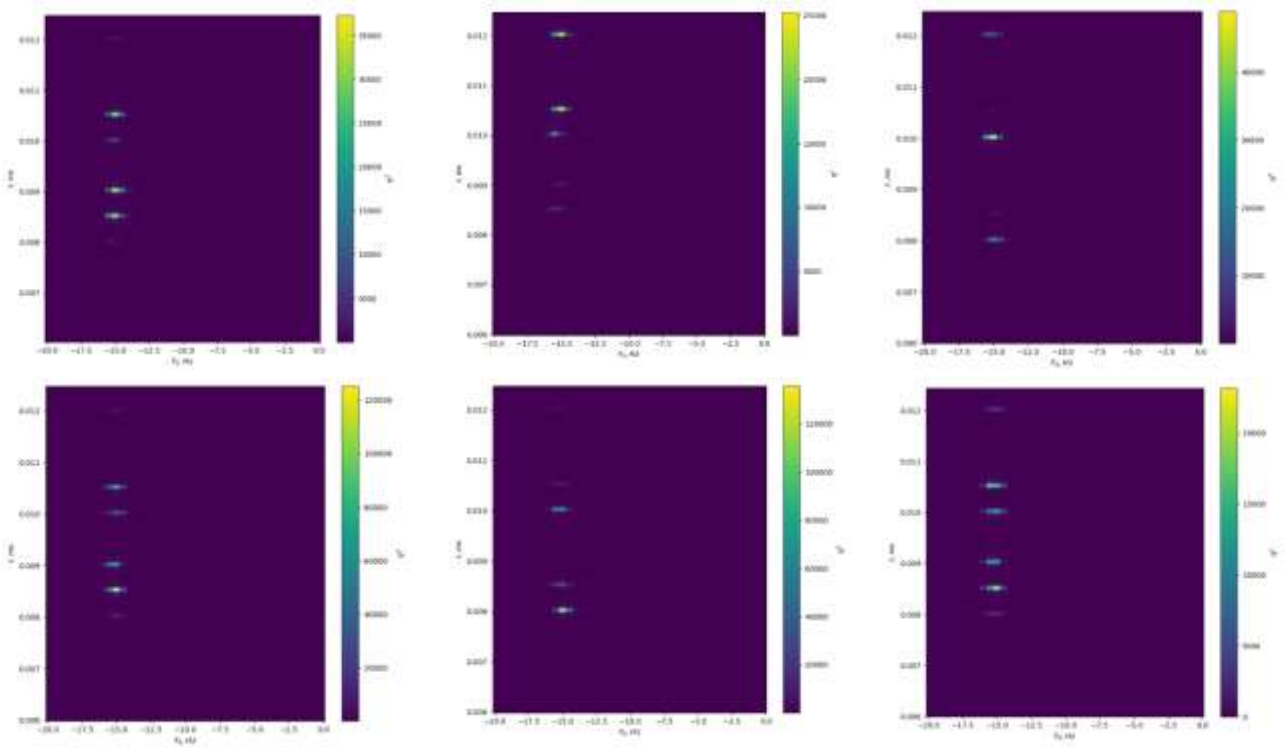


Рис. 2. Флуктуации принятого сигнала в течение шести тактов (слева направо, сверху вниз) оптимальной обработки в спокойных условиях

Моды с разными прямым и обратным путями распространения образуют пары с одинаковыми суммарными задержками, что приводит к их наложению. Итого в сумме имеем девять пространственных мод прямого и обратного распространения, шесть из которых попарно накладываются, формируя три сигнальные отметки более высокой интенсивности. В результате вместе с тремя ненакладывающимися модами отображаются шесть отметок. Вследствие флуктуаций сигнала в ионосферном канале с замираниями интенсивность каждой из шести отметок может изменяться от такта к такту. В условиях сильной возмущенности, кроме того, возникают отметки с высокой интенсивностью в соседних допплеровских фильтрах с разбросом до 2 Гц относительно истинного значения частоты Допплера.

Следующий этап процедуры обнаружения – пиковое детектирование – имеет целью определение наличия объекта по факту превышения отношением сигнал-помеха на выходе алгоритма оптимальной обработки установленного порога, обеспечивающего требуемую вероятность правильного обнаружения сигнала на фоне помех при заданной вероятности ложной тревоги.

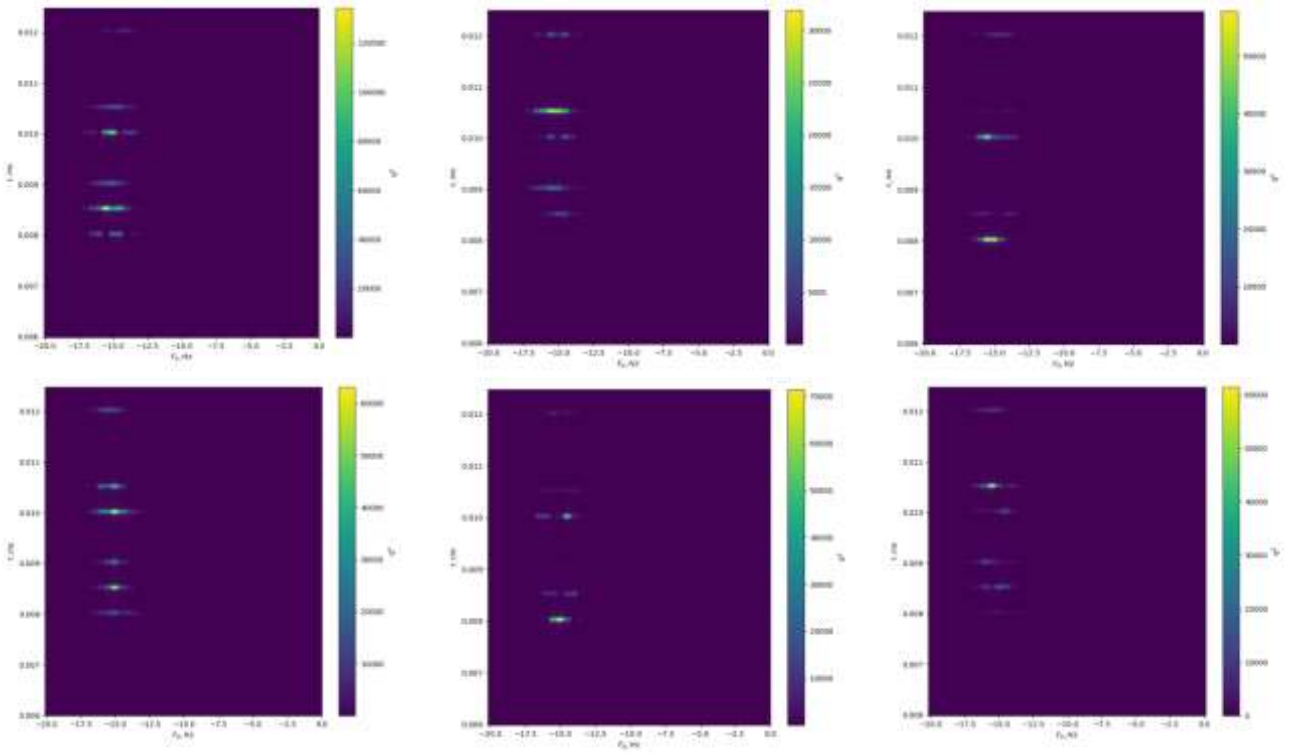


Рис. 3. Флуктуации принятого сигнала в течение шести тактов оптимальной обработки в условиях средней возмущенности

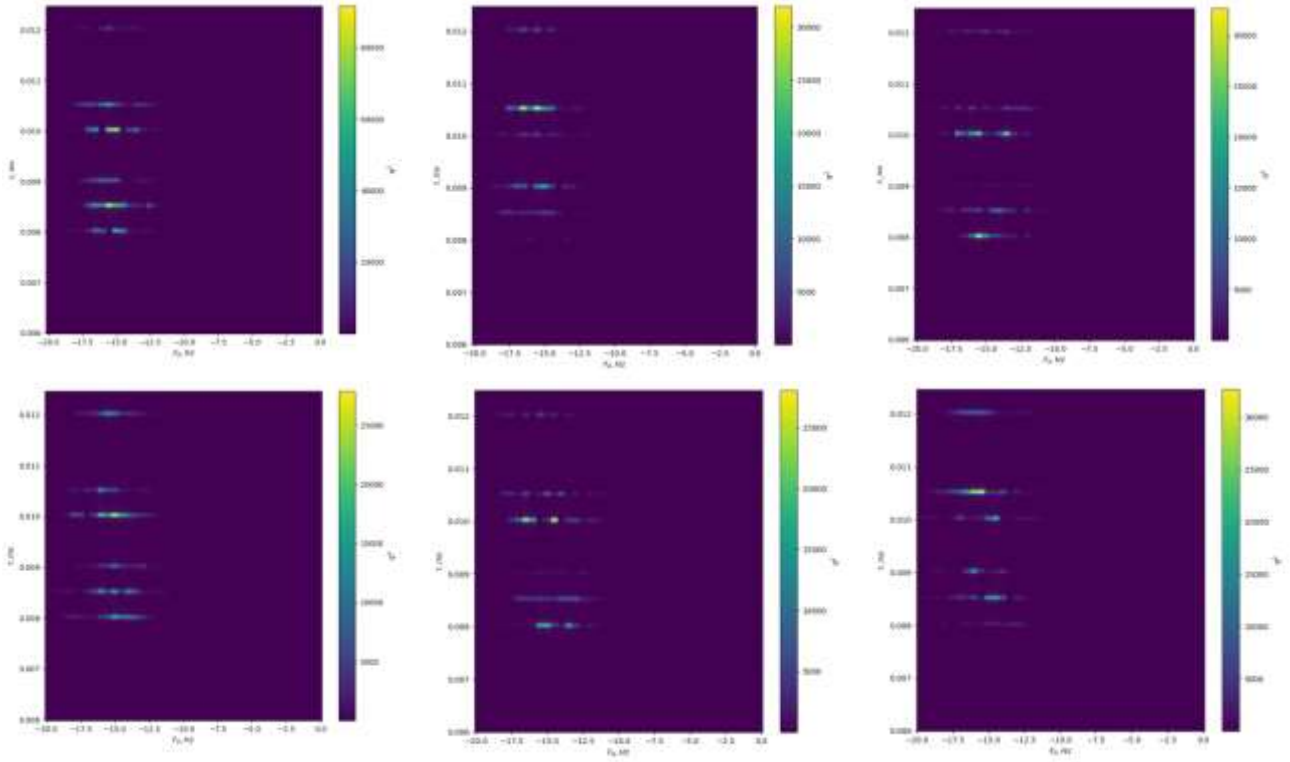


Рис. 4. Флуктуации принятого сигнала в течение шести тактов оптимальной обработки в условиях сильной возмущенности

Выбор порога, соответствующего заданной вероятности обнаружения, осуществляется на основе конкретной модели сигнала. В существующих коротковолновых РЛС пространственной волны согласно [1–4] этим сигналом является сигнал со случайной амплитудой, распределенной по закону Рэлея, и равномерно распределенной фазой. Для такого сигнала при характерных значениях [3, 4] заданных вероятностей обнаружения $P_D = 0{,}9$ и ложной тревоги $P_F = 10^{-6}$ можно получить порог отношения сигнал-помеха по мощности на выходе алгоритма оптимальной обработки $q^2_{\text{пор}} = 23{,}3$ дБ $= 216{,}5$. Этот порог отмечен на рис. 1.

Анализ рис. 2–4 позволяет сделать следующие выводы о закономерностях влияния замираний на обнаружение цели коротковолновыми РЛС пространственной волны в рассмотренных условиях:

– в большинстве случаев полезный сигнал, распространяющийся на различных модах, обнаруживается (превышает порог) хотя бы на четырех из шести мод;

– в отдельных случаях даже в спокойных условиях (см. рис. 2) на некоторых модах полезный сигнал может быть ниже порога (не обнаружен); как правило, это моды с одинаковыми путями распространения в прямом и обратном направлении (ненакладывающиеся);

– вероятность обнаружения (превышения порога) на каждой отдельной моде значительно ниже вследствие отличия принятого сигнала от модельного;

– максимальная мощность сигнала в разных тактах может наблюдаться на разных модах, но чаще всего этими модами являются моды с различными путями распространения в прямом и обратном направлении;

– в период высокой возмущенности ионосферы полезный сигнал обнаруживается в соседних допплеровских фильтрах, разнесенных по частоте на величину до 2 Гц (см. рис. 4).

Выявленные закономерности влияния замираний в ионосферном канале на обнаружение целей коротковолновыми РЛС пространственной волны могут привести к следующим последствиям:

– к образованию ложных целей вследствие наличия нескольких сигнальных отметок от одной цели, удовлетворяющих критерию обнаружения цели;

– к скачкам значений дальности до обнаруженных целей на величину от 75 км и более, соответствующую половине разности задержек между сигнальными отметками соседних мод, даже в спокойных условиях на коротких интервалах времени вследствие изменения отметки с максимальной интенсивностью от такта к такту;

– к ошибкам пересчета задержки в дальность до обнаруженной цели вследствие разных групповых путей прямого и обратного распространения накладывающихся ионосферных мод, образующих в сумме сигнальную отметку с максимальной интенсивностью;

– к погрешностям определения и скачкам радиальной скорости обнаруженной цели на величину порядка 20 м/с, а также образованию ложных целей, отличающихся по скорости, вследствие образования нескольких разнесенных по частоте Допплера сигнальных отметок в период высокой ионосферной возмущенности.

В ходе моделирования выявлены закономерности влияния замираний на результаты обнаружения целей коротковолновой РЛС пространственной волны и оценена степень этого влияния в различных условиях. Разработанная модель в дальнейшем позволит установить связь показателей эффективности работы коротковолновых РЛС пространственной волны с параметрами состояния ионосферы, от которых, в свою очередь, зависят параметры модели ионосферного канала.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, на основе модели ионосферного канала Уоттерсона, рекомендованной Международным союзом электросвязи, проведено исследование закономерностей влияния параметров замираний на результаты обнаружения целей коротковолновыми РЛС простран-

ственной волны на среднеширотных трассах. Для моделирования искажения сигнала в ионосферном канале использовалось моделирование однонаправленного распространения зондирующего ЛЧМ сигнала на основе модели Уоттерсона в прямом и обратном направлении. Определен вид частотной характеристики ионосферного канала как элемента приемопередающего канала коротковолновой РЛС пространственной волны. Коррелированная модулирующая помеха моделировалась методом формирующего фильтра, а параметры закона распределения модулирующей помехи определялись с помощью разработанной модели ослабления зондирующего сигнала при распространении в ионосферном радиоканале в прямом и обратном направлении. Модель ослабления зондирующего сигнала связала характеристики модулирующей помехи с показателями ослабления сигнала. Произведено моделирование для типовых условий фоноцелевой обстановки и параметров сигнала коротковолновой РЛС пространственной волны.

Выявлены закономерности влияния замираний на обнаружение цели коротковолновыми РЛС пространственной волны на среднеширотных трассах, а также возможные последствия этого влияния для качества получаемой информации об обнаруженных целях. Основными закономерностями проявления замираний в результатах оптимальной обработки сигнала являются флуктуации различных по мощности ионосферных мод, которые приводят к ошибкам обнаружения на отдельных модах, а также резким скачкам и существенным ошибкам измерения параметров движения целей на коротких интервалах времени.

Список использованных источников

1. Теоретические основы радиолокации / под ред. Я. Д. Ширмана. – М. : Сов. радио, 1970. – 560 с.

2. Основы загоризонтной радиолокации / В. А. Алебастров [и др.]; под ред. А. А. Колосова. – М. : Радио и связь, 1984. – 256 с.

3. *Акимов В. Ф., Калинин Ю. К.* Введение в проектирование ионосферных загоризонтных радиолокаторов / под ред. С. Ф. Боева. – М. : Техносфера, 2017. – 492 с.

4. *Фабрицио Д. А.* Высокочастотный загоризонтный радар: основополагающие принципы, обработка сигналов и практическое применение. – М. : Техносфера, 2018. – 936 с.

5. *Watterson C.C., Juroshek J.R., Bensema W.D.* Experimental verification of an ionospheric channel model: ESSA technical report ERL 112-ITS 80. – Boulder, Colorado : Institute for Telecommunication Sciences, 1969. – 159 p.

6. Testing of HF modems with bandwidths of up to about 12 kHz using ionospheric channel simulators: recommendation ITU-R F.1487 (05/2000). – Geneva : International Telecommunication Union, 2010. – 13 p.

7. *Левин Б. Р.* Теоретические основы статистической радиотехники. – 3-е изд. перераб. и доп. – М. : Радио и связь, 1989. – 656 с.

8. *Кремер И. Я., Владимиров В. И., Карпухин В. И.* Модулирующие помехи и прием радиосигналов. – М. : Сов. радио, 1972. – 480 с.

9. *Черенкова Е. Л., Чернышев О. В.* Распространение радиоволн : учебник для вузов связи. – М. : Радио и связь, 1984. – 272 с.

10. Радиошум : рекомендация МСЭ-R P.372-17 (08/2024). – Женева : Международный союз электросвязи, 2025. – 103 с.

М. Д. Кожич;
О. А. Мишуков,
кандидат технических наук;
М. В. Сидоров

МЕТОДИКА ПРИМЕНЕНИЯ АНСАМБЛЯ КЛАССИФИКАТОРОВ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ БОТНЕТОВ

Ботнеты остаются одной из ключевых угроз информационной безопасности, особенно в условиях роста объемов зашифрованного сетевого трафика и использования злоумышленниками алгоритмов динамической генерации доменных имен. В работе предложена методика обнаружения ботнетов на основе ансамбля классификаторов с мягким голосованием, включающего дерево решений, метод градиентного бустинга и алгоритм *k*-ближайших соседей. Новизна подхода заключается в комбинировании разнородных моделей с адаптивным назначением весов на основе валидационных метрик и последующей временной постобработкой результатов с использованием скользящего окна. Эксперименты на датасете CTU-13 показали высокие значения точности обнаружения ботнетов (99,3%), при этом доля ложноположительных срабатываний составила менее 1%. Полученные результаты подтверждают целесообразность использования ансамблевого подхода для повышения эффективности обнаружения ботнетов, включая распределенные и одноранговые архитектуры.

Ключевые слова: информационная безопасность, машинное обучение, ботнеты, ансамблевые классификаторы, анализ сетевого трафика.

ВВЕДЕНИЕ

Ботнеты представляют собой распределенные сети компрометированных устройств, управляемых злоумышленником через инфраструктуру командного и управляющего центра (КУЦ) [1]. Эволюция архитектуры ботнетов от централизованных к одноранговым и гибридным моделям управления повышает их устойчивость к блокировкам и усложняет задачу обнаружения [2].

Современные ботнеты используют разнообразные механизмы маскировки, включая алгоритмы генерации доменных имен (АГДИ) и технику быстрой смены IP-адресов (англ. *fast-flux*), что позволяет им избегать статических фильтров [3, 4]. Дополнительным фактором усложнения является широкое распространение зашифрованного сетевого трафика, построенного на протоколе защиты транспортного уровня TLS (англ. *Transport Layer Security*) и его реализации в защищенном протоколе передачи гипертекста HTTPS (англ. *Hypertext Transfer Protocol Secure*), что ограничивает возможности классической глубокой инспекции пакетов [5, 6].

Традиционные сигнатурные системы сетевого обнаружения вторжений (ССОВ) остаются эффективными против известных угроз, однако не обеспечивают выявления новых и модифицированных вариантов атак [1]. В то же время методы поведенческого анализа и машинного обучения (МО) позволяют обнаруживать аномалии в сетевом трафике (СТ), но подвержены проблемам высокой доли ложноположительных срабатываний и чувствительности к изменению характеристик среды [2].

В этих условиях особую актуальность приобретает использование ансамблевых методов МО, которые позволяют объединять разные модели классификации и компенсировать их слабые стороны. Гипотеза исследования заключается в том, что применение ансамбля классификаторов с мягким голосованием и последующей временной постобработкой повысит точность обнаружения ботнетов, включая их распределенные архитектуры. Цель работы состоит в разработке и экспериментальной проверке методики применения ансамбля классификаторов для обнаружения ботнетов, а также в оценке ее эффективности на открытом эталонном наборе данных.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ПОДХОДОВ К ОБНАРУЖЕНИЮ БОТНЕТОВ

Обнаружение ботнетов является одной из наиболее сложных задач в области информационной безопасности (ИБ). Существующие подходы можно классифицировать на несколько направлений: сигнатурные методы, методы поведенческого анализа, методы на основе алгоритмов МО, методы глубокого обучения, графовые нейронные сети, методы анализа зашифрованного трафика, методы на основе системы доменных имен, ансамблевые и гибридные подходы, а также методы на основе федеративного обучения.

В ССОВ применяются сигнатурные методы, которые отслеживают вторжения, проверяя сетевой трафик, и ведут наблюдение за сетевой активностью. Для обнаружения ботнетов сигнатурные методы используют базы известных сигнатур, которые сопоставляются с сетевым трафиком. Достоинством сигнатурных методов является низкая доля ложноположительных срабатываний, а ограничением – неспособность выявлять новые и модифицированные варианты атак и высокую изменчивость инфраструктуры КУЦ [1].

В методах поведенческого анализа применяется аномалийный подход, который заключается в построении профиля «нормального» сетевого поведения и фиксировании отклонений от него [2]. Такие методы позволяют обнаруживать неизвестные угрозы, но характеризуются высокой чувствительностью к естественным вариациям сетевой активности, что приводит к ложным срабатываниям.

Методы, основанные на алгоритмах МО (логистическая регрессия, метод опорных векторов, деревья решений, градиентный бустинг), используют агрегированные признаки сетевых протоколов. Преимуществами являются высокая скорость классификации и интерпретируемость признаков, а ограничениями – потребность в размеченных данных и чувствительность к дисбалансу классов [7]. В работах [8, 9] отмечается, что классические алгоритмы МО остаются важным компонентом современных систем, особенно в корпоративных сетях, но требуют дополнения более сложными методами.

В методах, основанных на глубоком обучении, для обнаружения ботнетов применяются рекуррентные нейронные сети (РНС) и их модификации (сети с долговременной краткосрочной памятью) [10], а также одномерные сверточные нейронные сети (СНС) [11], которые позволяют анализировать последовательности пакетов и временные зависимости. Эти архитектуры позволяют выявлять скрытые закономерности, но характеризуются высокой вычислительной сложностью и ограниченной интерпретируемостью.

Графовые нейронные сети (ГНС) представляют сетевую инфраструктуру в виде графа, где узлы соответствуют хостам, IP-адресам или доменам, а ребра – их взаимодействиям [12]. Этот подход особенно эффективен для выявления структурных признаков децентрализованных и одноранговых ботнетов, так как позволяет выявлять структурные признаки координации. Недостатком данного подхода являются проблема масштабируемости и высокие вычислительные затраты [13, 14].

Широкое распространение протокола защиты транспортного уровня TLS и его реализации в виде защищенного протокола HTTPS значительно ограничивает эффективность методов глубокой инспекции пакетов. В этих условиях применяются методы цифрового отпечатка TLS-сессий (например, JA3/JA3S), а также анализ статистических характеристик потоков и параметров установления соединения [5]. Однако с внедрением TLS 1.3 существенная часть ранее доступных признаков оказывается скрытой, что требует разработки и адаптации моделей обнаружения, учитывающих новые криптографические механизмы [15, 16].

Методы обнаружения ботнетов, основанные на анализе данных системы доменных имен DNS (англ. *Domain Name System*), рассматривают доменные запросы как ключевой источник признаков для выявления АГДИ. В рамках данного подхода исследуются как синтаксические характеристики доменных имен (например, *n*-граммные модели, показатели энтропии строк, длина имени домена), так и поведенческие характеристики (время жизни DNS-записи, часто-

та ответов «домен не существует», распределение IP-адресов в ответах). Для классификации используются как классические методы МО, так и модели глубокого обучения, в частности, CHC и PHC, выявляющие скрытые статистические закономерности в строковых и временных данных. В работах [17–19] подчеркивается необходимость строгих процедур валидации, воспроизводимости экспериментов и применения эталонных датасетов (например, CTU-13, DGArchive) для корректного сопоставления результатов различных методов.

Ансамблевые модели объединяют несколько алгоритмов классификации, таких как бутстрэп-агрегирование (бэггинг), последовательное обучение (бустинг), многоуровневое объединение (стэкинг) и мягкое голосование, усиливая устойчивость и точность обнаружения по сравнению с одиночными моделями. Бэггинг снижает дисперсию, бустинг – смещенность, а стэкинг позволяет объединять как гетерогенные, так и однородные базовые модели для повышения общей производительности. Недостатком подобных подходов являются повышенные требования к вычислительным ресурсам, необходимость калибровки весов и сложная постобработка [20]. В работе [21] указывается, что использование ансамблей в сочетании с адаптивными агентами становится ключевым направлением в автоматизации защиты от сетевых атак. Использование адаптивных ансамблей, например на базе порогового голосования и динамической настройки весов, становится перспективным трендом в автоматизации систем защиты от сетевых атак [22].

Методы, основанные на федеративном обучении FL (англ. *Federated Learning*), позволяют обучать модели локально на данных периферийных сегментов сети (например, сегментов интернета вещей и сегментов операционных технологий), не передавая исходные данные за пределы внутреннего периметра информационной инфраструктуры. Это снижает риски утечек при централизованной агрегации, но не устраняет их полностью: известны атаки на градиенты и проблемы приватности. Дополнительным вызовом является масштабируемость: при большом числе участников возрастают сетевые и вычислительные накладные расходы, что требует применения асинхронных протоколов и механизмов выборочной агрегации. Кроме того, перенос вычислений на периферию ограничен ресурсами умных устройств интернета вещей и устройств операционных технологий, поэтому на практике используются облегченные модели или гибридные архитектуры, сочетающие периферийное и облачное обучение. В работе [23] подчеркивается, что корректная интеграция компонентов больших языковых моделей (БЯМ) в такие системы может повысить интерпретируемость и безопасность.

В работе [23] также рассматривается применение БЯМ в задачах ИБ (обнаружение уязвимостей, генерация исправлений, интерпретируемость), что критично для профилактики угроз, ведущих к компрометации устройств. Применение БЯМ и БЯМ-агентов в области обнаружения ботнетов обладает рядом преимуществ: они позволяют автоматизировать обработку больших массивов данных и выявление закономерностей, повышают эффективность работы специалистов за счет снижения нагрузки и ускорения анализа, а также обеспечивают гибкость при решении различных задач – от поиска уязвимостей до обнаружения вредоносных коммуникаций в ботнетах. Вместе с тем данный подход имеет и существенные ограничения: результаты работы БЯМ зависят от качества обучающих данных и подвержены риску генерации некорректных выводов, что может привести к ошибочным решениям; использование таких моделей требует значительных вычислительных ресурсов и развитой инфраструктуры.

Таким образом, современные подходы к обнаружению ботнетов варьируются от сигнатурных систем до методов на основе глубокого обучения, графовых моделей и БЯМ. Использование ансамблевых моделей с адаптивной настройкой весов и временной постобработкой для снижения числа ложных срабатываний системы является одним из перспективных направлений для обнаружения децентрализованных ботнетов.

МОДЕЛЬ АНСАМБЛЯ КЛАССИФИКАТОРОВ

В работе предлагается ансамблевая модель для обнаружения ботнетов, основанная на механизме мягкого голосования [24]. Ансамбль объединяет три базовых алгоритма МО: дерево решений, метод градиентного бустинга и алгоритм *k*-ближайших соседей [25, 26]. Каждый классификатор обучается на одинаковом наборе признаков, извлеченных из сетевых потоков, после чего их предсказания агрегируются с использованием весовой схемы.

Ключевая особенность модели заключается в адаптивной настройке весов и последующей временной постобработке результатов с использованием скользящего окна. Значения весовых коэффициентов для каждого классификатора определяются на этапе валидации по метрикам точности и полноты, что позволяет снизить влияние менее устойчивых алгоритмов и повысить итоговую эффективность ансамбля. Решение о принадлежности трафика к классу «ботнет» принимается на основании порогового правила: если суммарная взвешенная вероятность превышает значение 0.5, поток классифицируется как вредоносный. Такой порог является базовым, однако его оптимизация также проверялась экспериментально.

Структурная схема модели ансамбля классификаторов представлена на рис. 1.

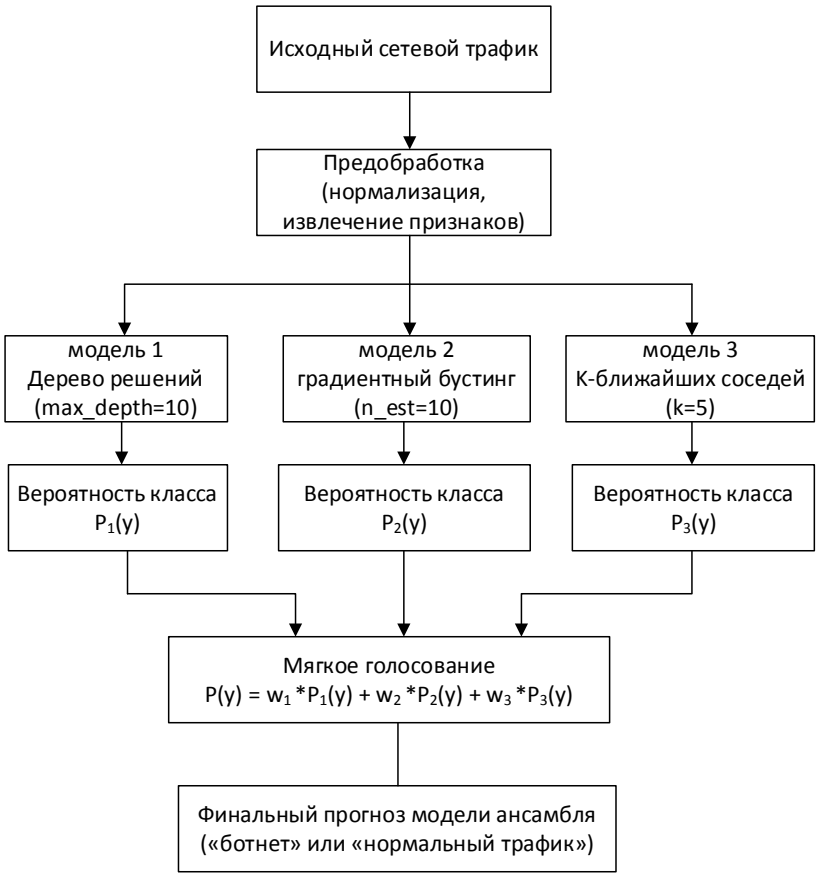


Рис. 1. Структурная схема модели ансамбля классификаторов

В состав ансамбля входят три базовых алгоритма МО, обеспечивающие разнородность представлений данных. Модель дерева решений отличается высокой интерпретируемостью и эффективной обработкой дискретных признаков. Модель градиентного бустинга повышает предсказательную способность за счет последовательного построения композиции слабых классификаторов и минимизации функции потерь. Алгоритм *k*-ближайших соседей позволяет учитывать локальные закономерности в пространстве признаков и эффективно выявлять группы схожих объектов.

Для объединения решений разнородных моделей МО и вычисления итоговой вероятности принадлежности к классу «ботнет» используется выражение мягкого голосования:

$$P(y) = w_1 \cdot P_1(y) + w_2 \cdot P_2(y) + w_3 \cdot P_3(y), \quad (1)$$

где w_1, w_2, w_3 – веса моделей, которые настраиваются на валидационной выборке;

$P_1(y), P_2(y), P_3(y)$ – вероятности принадлежности к классу «ботнет» от каждой модели.

Для настройки весов моделей применяется эмпирическое правило на основе вычисления метрики F1-меры каждой модели на валидационных данных:

$$w_i = \frac{F1_i}{\sum_{j=1}^{N} F1_j}, \quad (2)$$

где $F1_i$ – значение F1-меры для i-й модели МО;

N – количество моделей МО, $N = 3$.

Для вычисления F1-меры используется выражение

$$F1 = \frac{2 \cdot TP}{2 \cdot TP + FP + FN}, \quad (3)$$

где TP – количество верно обнаруженных ботнетов;

FP – количество ложных обнаружений (нормальный сетевой трафик, ошибочно помеченный как ботнет);

FN – количество пропущенных ботнетов (ложноотрицательные срабатывания).

Метрика F1-мера является наиболее подходящей для оценки качества обнаружения ботнетов, так как учитывает оба типа ошибок (FP и FN).

Дополнительно в модели применяется временная постобработка результатов с использованием скользящего окна продолжительностью 5 секунд. Этот механизм позволяет учитывать временные закономерности в поведении ботнетов и снижать количество ложноположительных срабатываний за счет агрегации решений по группе последовательных потоков.

Для обучения и тестирования ансамблевой модели обнаружения ботнетов использовался датасет CTU-13, представляющий открытый набор данных для анализа ботнет-активности в сетевом трафике. Характеристики датасета CTU-13 представлены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики датасета CTU-13

Параметр	Значение
Источник	Реальные сетевые данные (захвачены в университетской сети)
Типы трафика	Нормальный трафик (веб-серфинг, почта) + ботнет-активность (P2P, IRC, HTTP)
Количество сценариев	13 (каждый соответствует разному типу ботнета)
Формат данных	PCAP-файлы (сырой трафик) + CSV/NetFlow с извлеченными признаками
Размер	3.2 TB (сырые данные), ~50 GB (предобработанные NetFlow-данные)

Предварительная обработка набора данных CTU-13 включала следующие этапы:

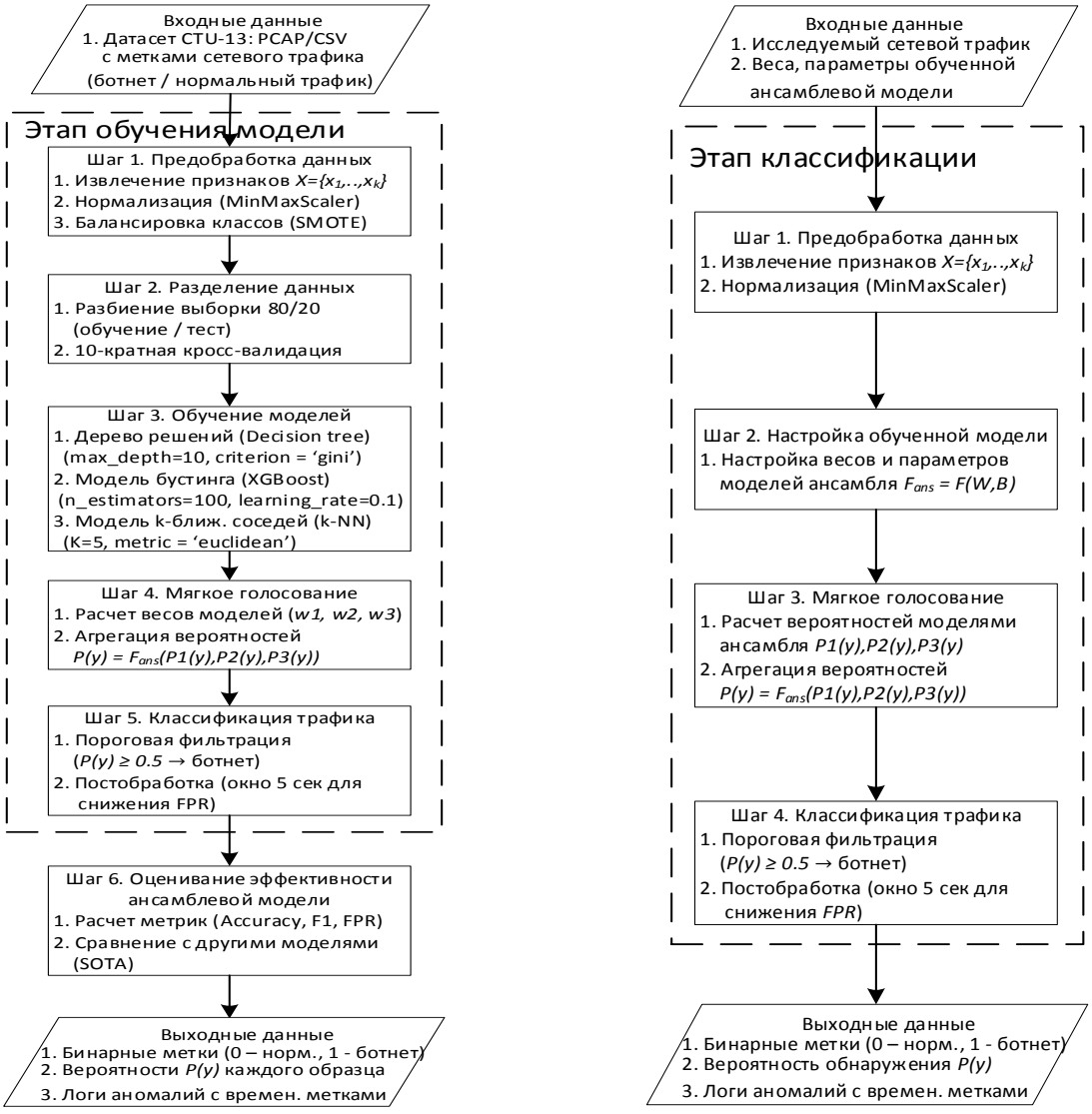
1. Извлечение признаков из PCAP-файлов.
2. Нормализация признаков.
3. Выбор ключевых признаков на основе параметра feature_importance в модели градиентного бустинга:

- количество DNS-запросов;
- энтропия IP-адресов;
- длина пакетов;
- частота соединений.

4. Балансировка классов для обработки дисбалансированных данных.

ОПИСАНИЕ МЕТОДИКИ ПРИМЕНЕНИЯ АНСАМБЛЯ КЛАССИФИКАТОРОВ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ БОТНЕТОВ

Входными данными для методики являются датасет CTU-13 [2] и анализируемый сетевой трафик. Структурно-логическая схема предлагаемой методики представлена на рис. 2. Методика состоит из двух основных этапов: этапа обучения моделей ансамбля и этапа классификации.



а) б)

Рис. 2. Структурно-логическая схема предлагаемой методики применения ансамбля классификаторов для обнаружения ботнетов: а – этап обучения; б – этап классификации

На этапе обучения выполнялись следующие шаги.

Шаг 1. Предобработка данных: выполняется извлечение признаков из PCAP-файлов, содержащих необработанный трафик, нормализация признаков и балансировка классов.

Шаг 2. Разделение данных: обработанные данные разбиваются на обучающую (80%) и тестовую выборку (20%). Обучающая выборка используется для обучения моделей (дерево решений, градиентный бустинг и *k*-ближайших соседей), тестовая выборка предназначена для тестирования модели ансамбля классификаторов. Для оценки устойчивости моделей применялась 10-кратная кросс-валидация (10-fold) [27].

Шаг 3. Обучение моделей: выполняется обучение трех моделей МО для последующего объединения в ансамбль. Каждая модель выбирается исходя из ее уникальных преимуществ, подбираются оптимальные значения гиперпараметров моделей для повышения точности обнаружения ботнетов.

Шаг 4. Настройка мягкого голосования. Выполняется расчет весов для каждой модели путем вычисления метрики F1-меры на валидационной выборке с помощью выражения (3). Для настройки весов в ансамбле выбрана именно F1-мера, так как она учитывает оба типа ошибок (ложные срабатывания и пропуски атак), что особенно важно в задачах обнаружения ботнетов. Значения весов нормировались в соответствии с относительным вкладом каждой модели: классификаторы с более высокой F1-мерой получали больший вес, что снижает влияние менее устойчивых алгоритмов. Далее выполняются агрегация вероятностей с помощью выражения (1) и определение финального прогноза модели ансамбля.

Шаг 5. Классификация трафика. Для классификации вредоносного трафика на выходе ансамблевой модели устанавливается пороговое значение вероятности 0.5 и используется следующее логическое правило: ЕСЛИ $P(y) \geq 0.5$, ТО трафик помечается как «ботнет», ИНАЧЕ – «нормальный трафик». Значение 0.5 выбрано как базовое, так как оно обеспечивает компромисс между полнотой и точностью. Дополнительно были проведены эксперименты с порогами 0.4 и 0.6: снижение порога до 0.4 увеличивало полноту, но приводило к росту числа ложных тревог; повышение порога до 0.6 напротив – снижало количество ложных срабатываний, но увеличивало риск пропуска атак. Таким образом, выбор порога 0.5 оказался оптимальным для датасета CTU-13.

Для снижения уровня ложных тревог и анализа предсказаний применяется постобработка со скользящим временным окном длительностью $\Delta\tau = 5$ секунд. Во время постобработки все срабатывания модели (метка = 1) внутри 5-секундного интервала агрегируются $n = \sum_{\Delta\tau}(\text{метка} = 1)$. Далее применяется пороговое условие: ЕСЛИ ($n \geq 2$), то подтверждается трафик как «ботнет», иначе срабатывание игнорируется (рис. 3).

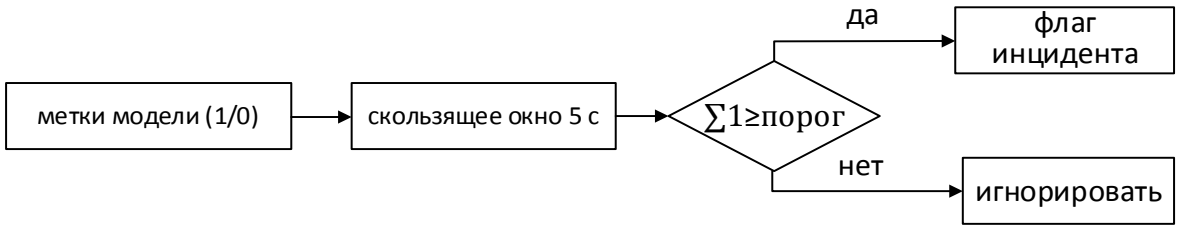


Рис. 3. Схема скользящего временного окна длительностью 5 секунд

Шаг 6. Оценивание эффективности обнаружения ботнетов. Для оценивания эффективности обнаружения ботнетов рассчитываются метрики точность ($accuracy$), F1-мера и коэффициент ложноположительных срабатываний FPR. Для расчета метрик *Accuracy* и используются следующие выражения:

$$Accuracy = \frac{TP+TN}{TP+TN+FP+FN}; \quad (4)$$

$$FPR = \frac{FP}{FP+TN}, \quad (5)$$

где TP – количество верно обнаруженных ботнетов;
TN – количество верных определений нормального трафика;
FP – количество ложных обнаружений (нормальный сетевой трафик, ошибочно помеченный как ботнет);
FN – количество пропущенных ботнетов (ложноотрицательные срабатывания).

На этапе классификации выполнялись следующие шаги.

Шаг 1. Предобработка данных: выполняется извлечение признаков из необработанного сетевого трафика, нормализация признаков и балансировка классов.

Шаг 2. Выполняется настройка модели ансамбля путем настройки весов и параметров моделей внутри ансамбля, полученных в результате обучения на наборе данных CTU-13.

Шаг 3. Мягкое голосование: рассчитываются вероятности на выходе каждой модели ансамбля $P_1(y)$, $P_2(y)$, $P_3(y)$, выполняется агрегация вероятностей с помощью выражения (1) и определяется финальный прогноз модели ансамбля классификаторов.

Шаг 4. Классификация трафика выполняется по аналогии с классификацией на этапе обучения модели ансамбля.

После выполнения этапа классификации формируются следующие выходные данные:
- бинарная метка сетевого трафика (0 – нормальный трафик, 1 – ботнет);
- вероятность обнаружения ботнета $P(y)$;
- логи аномалий с временными метками.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Для оценивания эффективности обнаружения децентрализованных ботнетов с помощью разработанной методики был проведен эксперимент, в котором исследовались модели дерево решений, градиентный бустинг, *k*-ближайших соседей и предлагаемая ансамблевая модель с мягким голосованием. Для обучения и тестирования моделей использовался датасет CTU-13. Ансамблевая модель и остальные модели были обучены на обучающей выборке (80% от датасета). Для всех перечисленных моделей на тестовой выборке (20% от датасета) были определены значения метрик точность, F1-мера, FPR. Результаты сравнения моделей по трем метрикам представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты сравнения моделей обнаружения ботнетов на основе анализа сетевого трафика по метрикам точность, F1-мера, ложноположительные срабатывания (FPR)

Модель	Accuracy	F1-мера	FPR
Дерево решений	96,2%	95,8%	1,5%
Градиентный бустинг	98,1%	97,9%	0,9%
Метод *k*-ближайших соседей	95,7%	95,0%	2,1%
Ансамбль классификаторов	99,3%	98,3%	0,8%

Из табл. 2 видно, что разработанная модель по всем трем метрикам превосходит остальные модели.

Эксперименты показали, что при изменении длины скользящего временного окна от 3 до 10 секунд наблюдается закономерный компромисс: увеличение интервала снижает чувствительность к кратковременным атакам, но уменьшает число ложных тревог; уменьшение ин-

тервала напротив – повышает чувствительность, но увеличивает долю ложноположительных классификаций.

Гиперпараметры базовых моделей также оказывали влияние на итоговую эффективность ансамбля. Так, для метода *k*-ближайших соседей число соседей *k* варьировалось от 3 до 11; для деревьев решений изменялась максимальная глубина (от 5 до 15 уровней); для градиентного бустинга наилучшие результаты были достигнуты при числе итераций от 100 до 300. Подбор гиперпараметров осуществлялся методом перекрестной проверки, что позволило повысить устойчивость результатов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложена методика обнаружения ботнетов на основе ансамбля классификаторов с мягким голосованием и временной агрегацией решений. Экспериментальные исследования на датасете CTU-13 показали, что использование адаптивной настройки весов базовых моделей и временной постобработки результатов с применением скользящего окна позволяет достичь высоких показателей точности и F1-меры при одновременном снижении доли ложноположительных срабатываний.

Научная новизна методики заключается в совмещении механизмов адаптивного назначения весов и временной агрегации решений, что отличает ее от ранее известных подходов, где ансамбли применялись без учета временной корреляции в трафике. Практическая значимость методики состоит в том, что предложенный подход может использоваться как дополнительный аналитический модуль в существующих системах сетевого мониторинга и в учебно-методических комплексах для подготовки специалистов по информационной безопасности.

Направления дальнейших исследований включают тестирование методики на современных зашифрованных трафиках (TLS 1.3), расширение набора базовых моделей ансамбля и интеграцию с методами обнаружения доменов, генерируемых алгоритмами генерации доменных имен.

Список использованных источников

1. *Moustafa N., Slay J.* UNSW-NB15: a comprehensive data set for network intrusion detection systems // Military Communications and Information Systems Conference (MilCIS). – 2015. – P. 1–6.

2. *Xing Y., Zhao W., Wang J.* Survey on botnet detection techniques: Classification, methods, and evaluation // Mathematical Problems in Engineering. – 2021. – Vol. 2021, № 1. – P. 6640499.

3. *Al-Duwairi B.* PASSVM: a highly accurate online fast flux detection system // arXiv preprint arXiv:2006.03566. – 2020. – P. 1–11.

4. Fast flux service network detection via data mining on passive DNS traffic / P. Lombardo [et al.] // arXiv preprint arXiv:1804.06316. – 2018. – P. 1–12.

5. *Gancheva Z., Sattler P., Wustrich L.* TLS fingerprinting techniques: JA3/JA3S for malware detection // Technical University of Munich Seminar Report. – 2020. – P. 15–20.

6. On reliability of JA3 hashes for fingerprinting mobile applications / P. Matousek [et al.] // International Conference on Digital Forensics and Cyber Crime (ICDF2C). – 2021. – Vol. 367. – P. 1–22.

7. A deep learning approach to network intrusion detection / N. Shone [et al.] // IEEE Transactions on Emerging Topics in Computational Intelligence. – 2018. – Vol. 2, № 1. – P. 41–50.

8. A survey of network-based intrusion detection data sets / M. Ring [et al.] // Computers & Security. – 2019. – Vol. 86. – P. 147–167.

9. Botnet detection using machine learning algorithms / A. Chowdhury [et al.] // Proceedings of IEEE Big Data. – 2017. – P. 3033–3042.

10. Transfer learning-based botnet detection with recurrent variational autoencoder / J. Kim [et al.] // Applied Sciences. – 2021. – Vol. 11, № 7. – P. 3265.

11. IoT-Botnet detection using long short-term memory recurrent neural network / J. Costa [et al.] // Proceedings of IEEE International Conference on Communications (ICC). – 2017. – P. 1–6.

12. Automating botnet detection with graph neural networks / J. Zhou [et al.] // arXiv preprint arXiv:2003.0634. – 2020. – P. 1–8.

13. XG‑BoT: An explainable deep graph neural network for botnet detection and forensics / W. W. Lo [et al.] // Internet Things. – 2023. – Vol. 22. – P. 100747.

14. Efficient Large‑Scale IoT Botnet Detection through GraphSAINT‑Based Subgraph Sampling and Graph Isomorphism Network / L. Yin [et al.] // Mathematics. – 2024. – Vol. 12, № 9. – P. 1315.

15. Challenges and advances in analyzing TLS 1.3-encrypted traffic: a comprehensive survey / J. Zhou [et al.] // Electronics. – 2024. – Vol. 13, № 20. – P. 4000.

16. Extending C2 traffic detection methodologies: from TLS 1.2 to TLS 1.3 / D. Barradas [et al.] // Proceedings of the 19th ACM Asia Conference on Computer and Communications Security (ASIACCS). – 2024. – P. 345–356.

17. Detecting DGA domains with recurrent neural networks and side information / R. Curtin [et al.] // arXiv preprint arXiv:1810.02023v2. – 2019. – P. 1–10.

18. Detection of algorithmically-generated domains: an adversarial machine learning approach / R. Alaeiyan [et al.] // Computer Communications. – 2020. – Vol. 160. – P. 1–12.

19. *Manasrah A. M., Alnabhan M., Almomani A.* DGA-based botnet detection using DNS traffic mining // Journal of Network and Computer Applications. – 2022. – Vol. 201. – P. 103332.

20. *Lucas T. J., Figueiredo I. S., Tojeiro C. A.* A comprehensive survey on ensemble learning-based intrusion detection approaches in computer networks // IEEE Access. – 2023. – Vol. 11, № 1. – P. 122638.

21. *Xu M., Zhang Y., Liu H.* Forewarned is forearmed: A survey on large language model-based agents in autonomous cyberattacks // arXiv preprint arXiv:2505.12786. – 2025. – Vol. I. – P. 1–25.

22. Explainable AI-based innovative hybrid ensemble model for intrusion detection / U. Ahmed [et al.] // Journal of Cloud Computing. – 2024. – Vol. 13. – P. 1–34.

23. LLMs in Software Security: a survey of vulnerability detection techniques and insights / Z. Sheng [et al.] // arXiv preprint arXiv:2502.07049. – 2025. – P. 1–33.

24. Enhancing network intrusion detection using an ensemble voting classifier for Internet of Things / A. H. Farooqi [et al.] // Sensors. – 2024. – Vol. 24, № 1. – P. 127.

25. Enhancing AI transparency in IoT intrusion detection using explainable decision tree models / Y. Wang [et al.] // Sensors. – 2025. – Vol. 25, № 4. – P. 2288.

26. Dual-IDS: a bagging-based gradient boosting decision tree model for intrusion detection / M. H. L. Louk [et al.] // Expert Systems with Applications. – 2023. – Vol. 216. – P. 119447.

27. *Qazi E. Ul H., Faheem M. H., Zia T.* HDLNIDS: hybrid deep-learning-based network intrusion detection system // Applied Sciences. – 2023. – Vol. 13, № 8. – P. 4921.

А. С. Подшибякин;
А. В. Харжевская,
кандидат технических наук

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС КОГНИТИВНОГО АНАЛИЗА КОДА ФУНКЦИЙ, РЕАЛИЗУЮЩИХ МЕТОДЫ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ, НА ОСНОВЕ СИНТАКСИКО-СЕМАНТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

В статье представлен программный комплекс (ПК) интеллектуального анализа исходного кода, реализующего методы машинного обучения. Разработка сочетает формальный синтаксический разбор Python-кода с семантической интерпретацией с помощью трансформерной модели GPT-4o, что позволяет выявлять архитектурные дефекты, численные нестабильности и архитектурные риски в автоматизированном режиме. В статье раскрыта архитектура комплекса, логика взаимодействия его компонентов, а также произведена оценка метрических характеристик надежности, устойчивости к недекларированным возможностям, степени автоматизации и полноты анализа. Представлены результаты, демонстрирующие снижение такого эксплуатационного риска и временных затрат на аудит. Комплекс ориентирован на интеграцию в инженерную практику и является когнитивным инструментом поддержки принятия решений при разработке и сопровождении ML-систем (*Machine Learning*).

Ключевые слова: семантический анализ кода, машинное обучение, когнитивный аудит, интерпретация программных функций, автоматизированный анализ, интеллектуальные программные системы, искусственный интеллект в программной инженерии.

ВВЕДЕНИЕ

Современная парадигма разработки программного обеспечения (ПО) неразрывно связана с внедрением методов машинного обучения (МО), которые проникают практически во все области науки и техники. Интеллектуальные системы, обладающие способностью к адаптивному обучению, прогнозированию и автоматическому принятию решений, требуют не только высокой вычислительной мощности, но и особого внимания к качеству и надежности программного кода, реализующего соответствующие алгоритмы. В контексте Python-экосистемы, наиболее популярной среди разработчиков в области искусственного интеллекта (ИИ), формируются весьма уникальные условия: динамическая типизация, высокий уровень абстракции, многоуровневая структура импортов и широкое применение сторонних библиотек, таких как PyTorch, TensorFlow, Keras, Scikit-learn [1–4] и др., которые обуславливают значительные трудности и методологические ограничения при выполнении анализа, верификации и сопровождении программного кода.Проблема усугубляется тем, что существующие инструменты анализа исходного кода были изначально разработаны для оценки традиционного ПО, не учитывающего особенностей моделей МО: нестабильной численной арифметики, тонкой настройки гиперпараметров, многослойных архитектур нейросетей и необходимости обеспечения обратного распространения ошибки [5]. Указанные проблемы активно обсуждаются в контексте кризиса воспроизводимости в ML (*machine learning* – машинное обучение) [6]. В результате, значительное количество уязвимостей, ошибок проектирования и потенциально нестабильных решений остаются вне поля зрения разработчиков, что может привести к критическим сбоям в функционировании конечных систем. Подобные проблемы также рассматриваются в [7]. Особенно важным это становится в контексте обеспечения информационной безопасности и устойчивости информационных систем, где даже незначительные ошибки в коде, реализующем методы МО, могут приводить к непредсказуемому поведению системы, нарушению конфиденциальности данных, сбоям в обработке запросов или искажению логики процесса принятия решений в автоматизированных системах управления. Подробный анализ угроз и рисков представлен в проекте OWASP ML Security [8].

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ОБНАРУЖЕНИЯ УЯЗВИМОСТЕЙ И ОШИБОК В ПРОГРАММНЫХ ФУНКЦИЯХ, РЕАЛИЗУЮЩИХ МЕТОДЫ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Сложность обеспечения надежности, интерпретируемости и воспроизводимости моделей МО во многом обусловлена ограниченностью текущих методов анализа программного кода. Несмотря на наличие инструментов статической и динамической верификации, они по-прежнему не обладают достаточной семантической глубиной для интерпретации поведения ML-функций, особенно тех, которые реализуют сложные архитектурные конструкции или используют специализированные численные методы. Отсутствие средств автоматической идентификации потенциальных рисков, таких как inplace-операции (операции, изменяющие значения переменных непосредственно в памяти без создания новых объектов, что известно как источник нестабильности в PyTorch [9]) и проблемы нарушения в потоках градиентов или численной неустойчивости, делает задачу технического аудита кода крайне трудоемкой.

Проблема еще более усложняется тем, что большая часть кода в современных проектах опирается на сторонние библиотеки, исходный код которых либо недоступен, либо реализован на других языках программирования, что затрудняет возможность простой трассировки или отладки. Кроме того, в условиях постоянной эволюции библиотек и моделей сохраняется высокая вероятность того, что разработчики будут использовать функции и методы, поведение которых им не до конца известно. Это создает угрозу как для корректности работы программных решений, так и для их безопасности в случае присутствия уязвимостей.

На рис. 1 представлена причинно-следственная диаграмма (также известная как диаграмма Исикавы или «рыбья кость» [10]), визуализирующая ключевые источники уязвимостей и ошибок в коде функций машинного обучения.

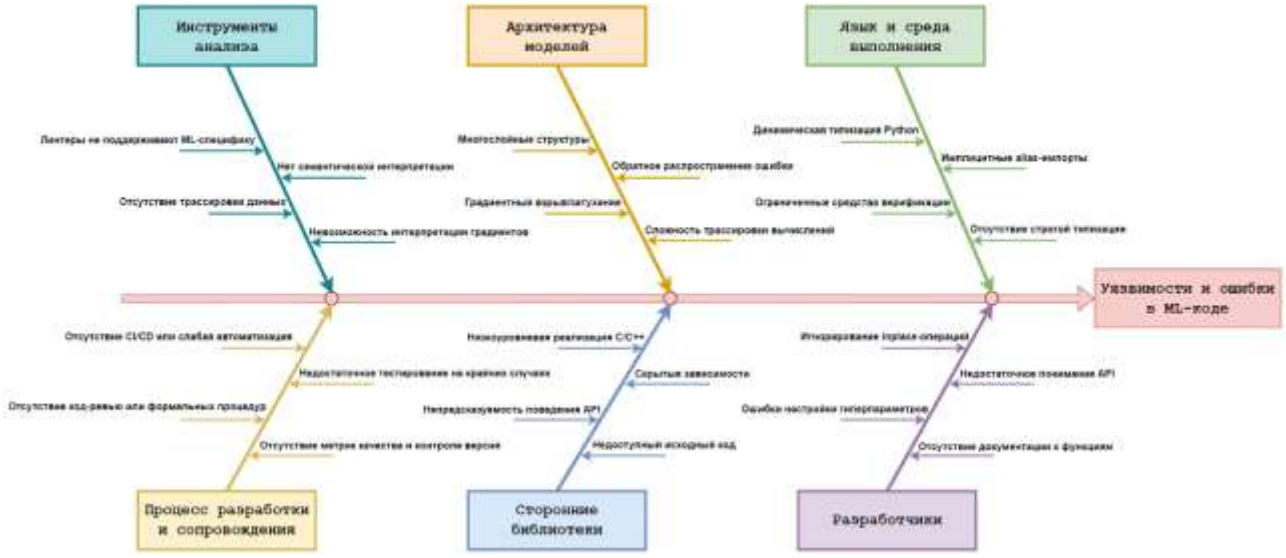


Рис. 1. Диаграмма причин (fishbone), приводящих к возникновению уязвимостей и ошибок в коде функций машинного обучения

Главной проблемой является возникновение уязвимостей и ошибок в процессе разработки ML-программ. Диаграмма включает шесть основных категорий причин: архитектурные особенности моделей, специфика языка и среды выполнения, ограничения сторонних библиотек, человеческий фактор, процессы разработки, а также недостатки существующих инструментов анализа кода. Каждая категория детализирована подпричинами, отражающими конкретные технические и организационные аспекты, способствующие возникновению таких уязвимостей и ошибок.

Исходя из этого, можно утверждать, что на сегодняшний день существует фундаментальный разрыв между необходимостью глубокой технической оценки архитектуры и логики реализации моделей МО и возможностями существующих средств анализа. Этот разрыв требует сокращения за счет новых подходов, сочетающих формальные методы анализа с возможностями ИИ.

На основе вышеизложенного, методологическая база программного комплекса должна объединить методы синтаксического анализа и возможности генеративного ИИ. Она позволит понять смысловую нагрузку кода и возможные риски его выполнения. Интеграция этих подходов представляет собой шаг в сторону построения систем когнитивного сопровождения инженерной деятельности, усиливающих аналитические способности специалиста.

АРХИТЕКТУРНЫЕ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА АНАЛИЗА КОДА ФУНКЦИЙ, РЕАЛИЗУЮЩИХ МЕТОДЫ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Основное внимание в представленной статье уделено разработке теоретической и методической базы для создания интеллектуального инструмента, способного выполнять автоматизированную интерпретацию и аналитическую оценку программного кода, связанного с моделями МО. Главная задача заключается в формировании концептуальной архитектуры и принципов функционирования ПК, способного идентифицировать и анализировать функции, задействованные в ML-процессах, с последующей генерацией обоснованных экспертных заключений, пригодных для использования в задачах технического аудита, сопровождения моделей МО и повышения их надежности.

В отличие от существующих решений, акцент делается на синтез формального синтаксического анализа и семантической интерпретации исходного текста с помощью современных трансформерных языковых моделей. Такой подход позволяет не просто анализировать структуру кода, но и реконструировать логику, которая за ним стоит, выявляя потенциальные уязвимости, анти-паттерны, численные ловушки и недекларированные зависимости. Одновременно формируется единая система отчетности, представляющая собой машиночитаемую документацию, пригодную для хранения, версионирования, в том числе на основе OpenAPI [11], (т. е. систематизированного учета и хранения различных состояний или изменений документации и программного кода во времени). Она позволяет проводить последующий анализ, в том числе в пайплайнах (автоматизированные последовательности этапов обработки кода, включающие тестирование, сборку, анализ и развертывание) обеспечения качества ПО.

Целью исследования является создание инструмента когнитивного усиления для специалистов, работающих в области разработки систем ИИ. Такой инструмент должен понимать семантику кода, предлагать интерпретации и предупреждать о скрытых аспектах, остающихся вне досягаемости существующих анализаторов.

Архитектура ПК [12, 13] включает два автономных, но взаимосвязанных функциональных компонента. Центральное место занимает модуль синтаксико-структурного анализа, который отвечает за разбор и интерпретацию исходного кода на языке Python. Этот модуль использует встроенную инфраструктуру языка для построения абстрактного синтаксического дерева, позволяющего точно определить вызываемые функции и модули, а также структуру зависимостей. Особое внимание уделяется распознаванию вызовов, относящихся к библиотекам МО, включая обработку алиасов, вложенных пространств имен и перекрестных импортов.

Дополнительно в рамках данной подсистемы реализован механизм извлечения исходного текста функции или, в случае недоступности такового, автоматического обращения к справочной документации. Предусмотрен механизм fallback, позволяющий находить альтерна-

тивные реализации функций в других модулях той же библиотеки, что особенно важно при работе с функциональностью, реализованной на языке C/C++ или в бинарных расширениях. В результате обеспечивается максимальное покрытие анализируемого пространства, минимизируются потери информации и достигается высокий уровень ее полноты.

Вторым ключевым элементом является модуль семантической интерпретации, реализующий взаимодействие с языковой моделью последнего поколения, основанной на архитектуре трансформеров [14]. В качестве базовой платформы выбрана API OpenAI (модель GPT-4o), что обеспечивает возможность генерации структурированных текстов, приближенных по качеству к экспертным заключениям. Текстовый запрос, направляемый языковой модели для генерации ответа (промта), содержит исходный код функции и уточняющие инструкции для формирования структуры требуемого анализа. Модель GPT-4o запрашивается для формирования описания назначения функции, анализа параметров, выявления потенциальных источников ошибок, уязвимостей, анти-паттернов, а также предложений по оптимизации и уточнению логики работы. Похожие подходы реализованы в современных моделях, обученных на программном коде [15]. Сформированный таким образом отчет служит основой для дальнейшего включения в документацию, архивирования или встраивания в пайплайны контроля качества кода в рамках концепции CI/CD [16].

На рис. 2 представлена диаграмма последовательности, отражающая поэтапную обработку программного кода первым компонентом ПК – модулем синтаксико-структурного анализа.

Модуль анализирует исходный файл с кодом на Python для выявления вызовов функций из библиотек МО. Диаграмма иллюстрирует основные стадии обработки – от загрузки конфигурации и анализа структуры файла до попытки получить исходную реализацию каждой функции и последующего сохранения результатов.

На рис. 3 представлена диаграмма последовательности, иллюстрирующая внутреннюю логику работы второго компонента ПК – семантического анализатора, предназначенного для взаимодействия с языковой моделью и генерации содержательных отчетов о результатах исследования программных функций, реализующих методы МО.

Важной особенностью комплекса является его способность работать как с изолированными файлами, содержащими ML-код, так и с целыми директориями, что позволяет производить оценку больших массивов программных артефактов. Выходные данные представляют собой структурированные отчеты в машиночитаемом формате Markdown, пригодные для автоматической обработки и включения в документационные пайплайны. При этом система фиксирует не только исходные фрагменты кода, но и указывает источники альтернативных реализаций, если основная недоступна. Это особенно важно при анализе библиотек, частично реализованных на других языках программирования.

С точки зрения пользовательского взаимодействия ПК проектировался как инструмент, не требующий глубокой модификации исследуемого кода. Его использование не накладывает дополнительных требований к структуре программ, позволяет интегрироваться в существующие инженерные практики, а также легко адаптируется к новым библиотекам. Такая адаптивность делает его пригодным для применения в условиях интенсивной разработки, быстрого прототипирования и ревизии унаследованных решений.

Программный комплекс обеспечивает воспроизводимость и прозрачность анализа. Все действия системы сохраняются, каждая функция сопровождается отчетом с явным указанием источников, используемых fallback-механизмов и типов полученного представления. Это не только способствует формализации экспертной деятельности, но и делает результаты пригодными для внешней верификации, что особенно ценно в условиях сотрудничества между командами или при необходимости отчетности перед внешними регуляторами.

На рис. 4 представлена диаграмма, иллюстрирующая полный процесс: от запуска пользователем анализа Python-файла до семантической обработки функций с помощью модели GPT-4o и формирования итогового отчета.

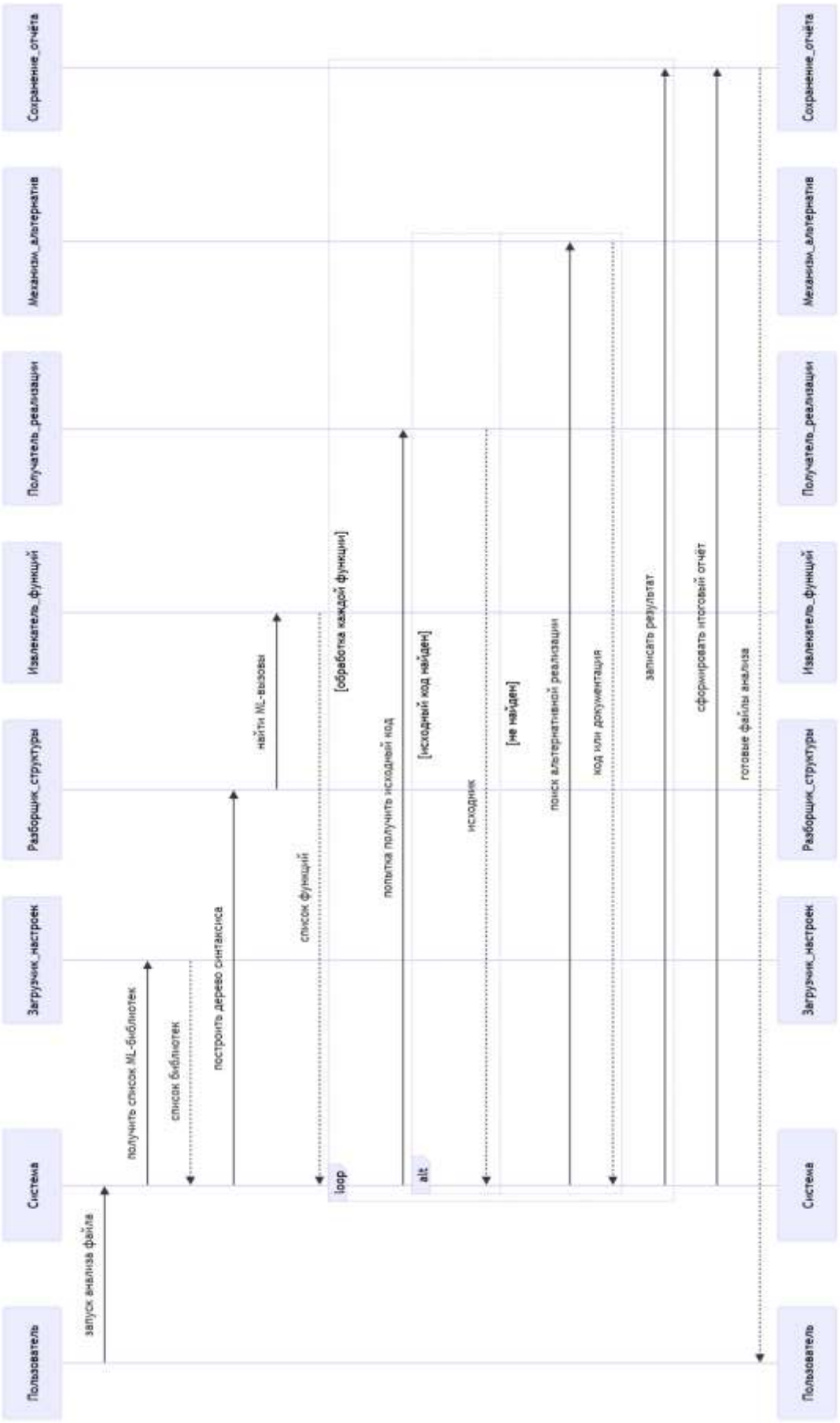


Рис. 2. Диаграмма последовательности обработки входного файла компонентом синтаксико-структурного анализа программного комплекса

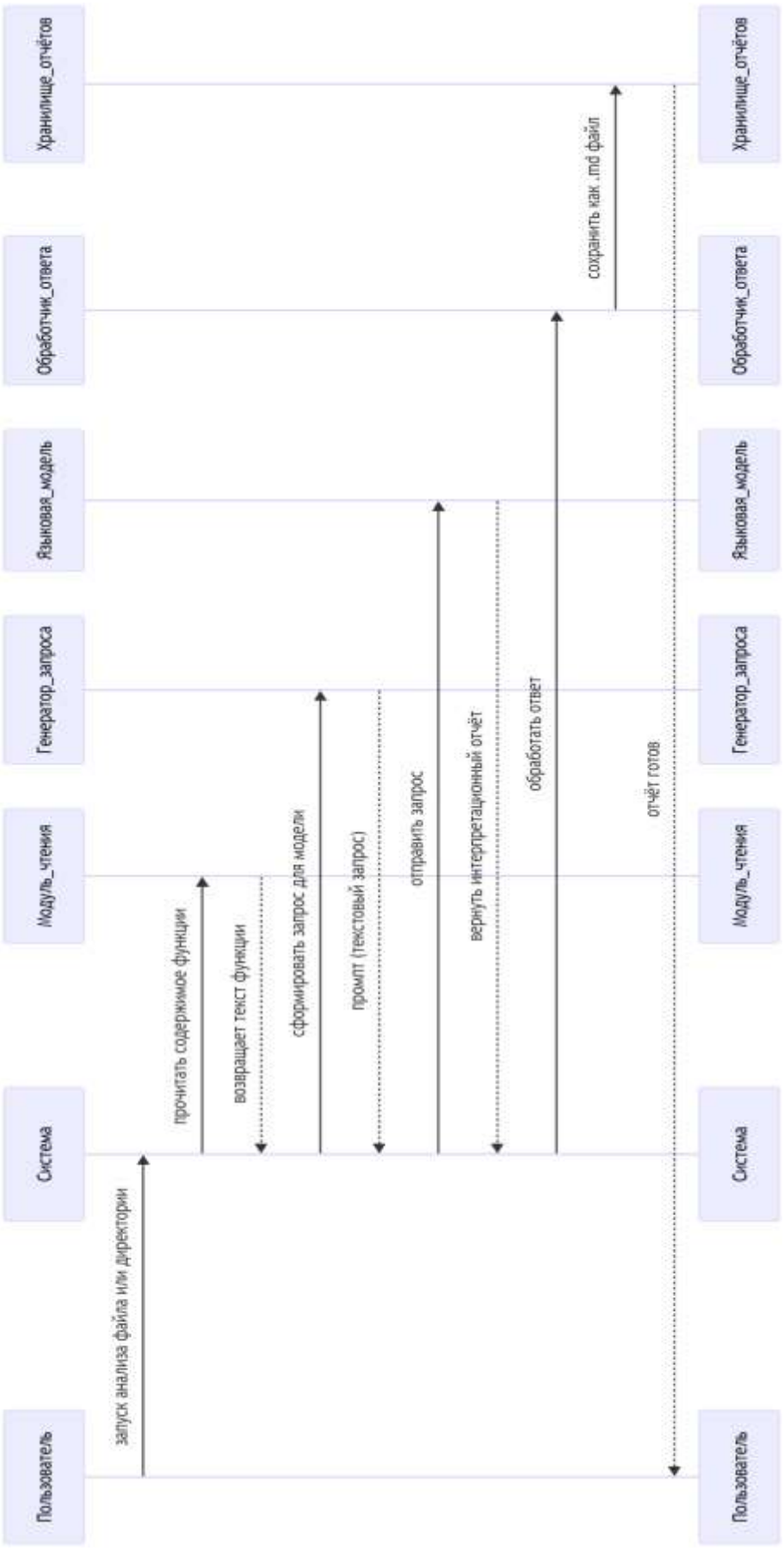


Рис. 3. Диаграмма последовательности обработки текстов описания функций компонентом семантического анализа

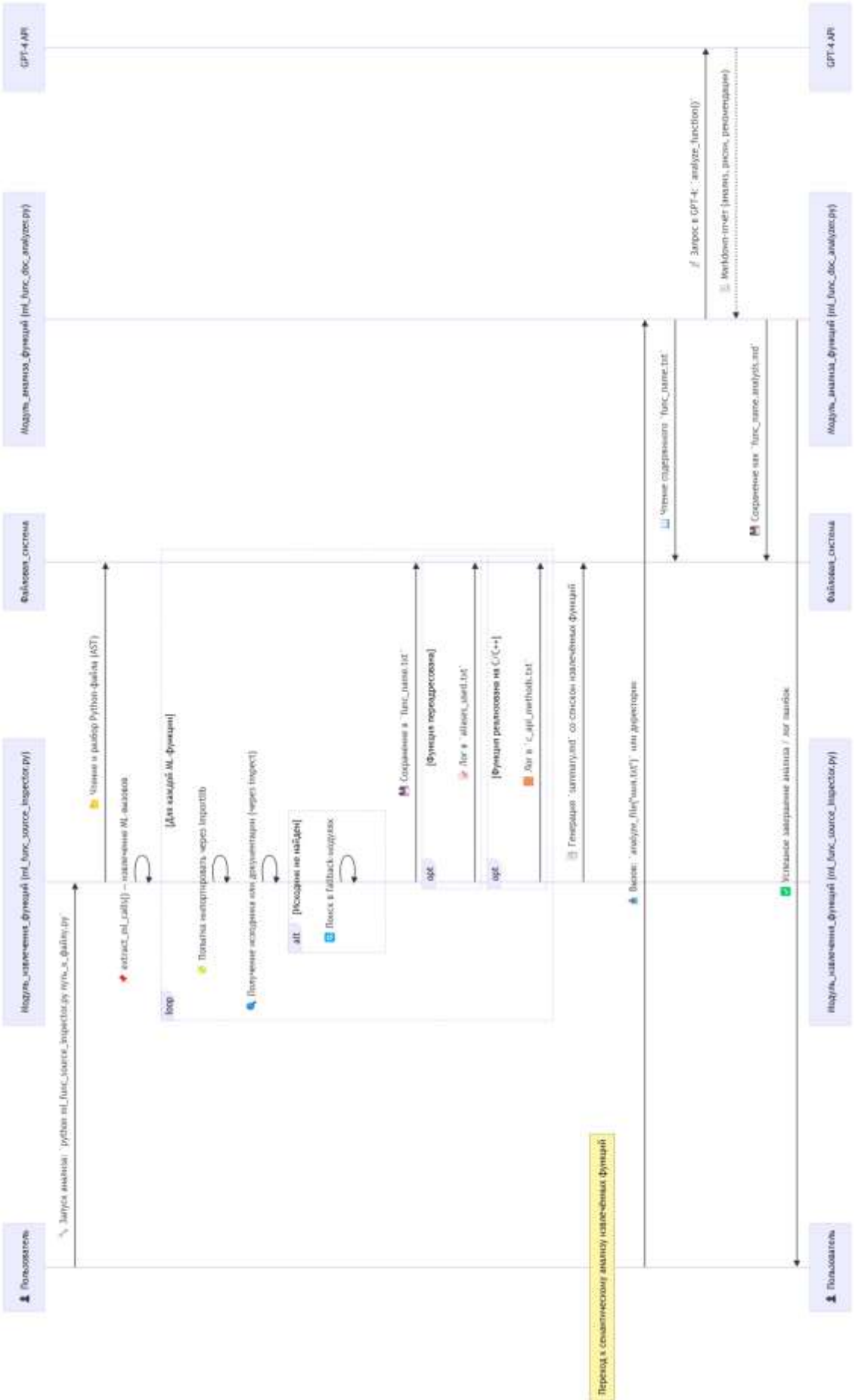


Рис. 4. Диаграмма последовательности взаимодействия модулей извлечения и анализа ML-функций

Таким образом, разработанный ПК представляет собой полнофункциональную интеллектуальную систему, интегрированную в инженерную практику и обеспечивающую когнитивное сопровождение всех этапов жизненного цикла решений на основе МО. Его универсальность и способность к семантической интерпретации делают значимый шаг в сторону интеллектуализации процессов сопровождения и обеспечения качества программного обеспечения в условиях возрастающей сложности и ответственности ИИ-систем.

ФОРМАЛИЗАЦИЯ МОДЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО РИСКА И КОЛИЧЕСТВЕННАЯ ОЦЕНКА ЕГО СНИЖЕНИЯ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

В инженерной практике разработки программных решений с элементами МО риск наличия критических ошибок в кодовой базе напрямую связан с архитектурной сложностью системы, ее зависимостью от внешних библиотек, а также динамикой вносимых изменений. Формализация такого эксплуатационного риска, основанная на подходе к оценке риска, предложенного в NIST [17], позволяет количественно определить влияние инструментальных средств (таких как программный комплекс семантического анализа) на уровень безопасности разрабатываемых систем. Рассмотрим начальную вероятность возникновения эксплуатационного риска, обусловленного наличием уязвимости в ML-коде, как функцию, позволяющую количественно интегрировать аспекты, затрудняющие когнитивную интерпретацию кода, в единый показатель риска:

$$P_0 = 1 - e^{-\lambda\,(C + \mu_1 \cdot V + \mu_2 \cdot T)}, \quad (1)$$

где P_0 – начальная вероятность возникновения эксплуатационного риска (до инструментального анализа);

λ – параметр интенсивности, отражающий базовую вероятность наличия уязвимости;

C – константа, представляющая собой уровень архитектурной сложности (например, глубина нейросети);

V, T – переменные факторы, влияющие на вероятность, а именно: V – насыщенность внешними вызовами (в том числе сторонние ML-библиотеки), T – плотность изменений, отражающая скорость и интенсивность разработки;

μ_1, μ_2 – коэффициенты чувствительности модели к соответствующим параметрам.

Формула (1) отражает агрегированный риск и допускает точную настройку под эмпирические данные или экспертные оценки посредством использования параметров λ, μ_1 и μ_2 как весов, позволяющих адаптировать модель под разные проектные ситуации.

Подставим в (1) характерные значения параметров, усредненные или часто наблюдаемые в реальных проектах или системах определенного класса, которые используются в качестве ориентира при моделировании, анализе или оценке риска [18–22]: умеренно высокая сложность архитектуры, $C = 10$; количество вызовов внешних ML-функций, типичное для большого проекта, $V = 40$; модификации за 30 дней, отражающие активность разработки, ки, $T = 25$; базовая вероятность «риска на единицу сложности», $\lambda = 0.015$; весовые коэффициенты, $\mu_1 = 1.0$, и $\mu_2 = 0.8$, отражающие приблизительно равный вклад функциональной сложности и динамики изменений в общий риск возникновения эксплуатируемых уязвимостей в ML-коде. Тогда

$$P_0 = 1 - e^{-0.015\,(10 + 1.0 \cdot 40 + 0.8 \cdot 25)} \approx 1 - 0.3499 = 0.6501. \quad (2)$$

Применение интеллектуального ПК, реализующего семантическую интерпретацию функций и выявление скрытых эксплуатационных рисков, позволяет существенно снизить исход-

ную вероятность наличия эксплуатируемых уязвимостей в ML-коде. Скорректированное значение остаточного риска выражается следующим образом:

$$P_c = P_0 \cdot e^{-\gamma \cdot \alpha}, \quad (3)$$

где P_c – остаточная (скорректированная) вероятность наличия эксплуатируемых уязвимостей в ML-коде после анализа;

P_0 – начальная вероятность эксплуатационного риска (без инструментального анализа);

γ – параметр чувствительности остаточного риска к глубине семантического анализа (интерпретации);

α – степень охвата и полноты семантической интерпретации, $\alpha \in [0,1]$.

Представим следующий порядок расчета значения остаточного риска P_c . Присвоение значений параметрам α и γ не является произвольным, оно основано на типовом сценарии применения анализирующего ПК в условиях ограниченного охвата, при этом достаточного для реалистичной демонстрации снижения эксплуатационного риска.

Коэффициент α отражает глубину и полноту анализа ML-кода, обеспечиваемого программным комплексом:

– если $\alpha = 0$ – анализ отсутствует вообще;

– если $\alpha = 1$ – охвачены все функции и компоненты ML-кода с полной их семантической интерпретацией.

Выбор значения $\alpha = 0.6$ говорит о том, что около 60% значимых фрагментов исследуемого кода были интерпретированы с достаточной глубиной – это типичный уровень при массовом автоматическом анализе, когда недоступна часть функций (например, *C*-реализация, закрытые модули или экзотические библиотеки).

Параметр γ отражает чувствительность остаточной вероятности эксплуатационного риска к глубине семантического анализа. Он определяет, насколько существенно значение P_c зависит от степени охвата α скрытых смысловых и логических взаимосвязей в коде:

– при $\gamma = 1$ – риск убывает логарифмически по мере увеличения полноты интерпретации α, что соответствует умеренной чувствительности;

– при $\gamma > 1$ – наблюдается экспоненциальное подавление риска, характерное для систем с выраженной зависимостью безопасности от глубины анализа (например, сложные логико-архитектурные структуры);

– при $\gamma < 1$ – влияние семантического анализа на итоговую вероятность снижается, что указывает на устойчивость системы к неполноте интерпретации.

Выбор $\gamma = 1.2$ означает, что риск достаточно чувствителен к интерпретации, как это бывает в системах, где ошибки возникают на архитектурном и логическом уровне, например, в вычислительных графах нейросетей, неправильно настроенных *inplace*-операциях, или при конфликте типов данных.

При выборе числовых параметров модели важно избегать крайних значений, поскольку они могут исказить интерпретацию результатов. Так, например, присвоение значений параметрам $\alpha = 1$ и $\gamma = 2$ создает иллюзию почти полного устранения риска, что не соответствует реалистичным условиям работы даже высокоточных автоматизированных систем. Напротив, выбор низких значений этих параметров, таких как $\alpha = 0.3$ и $\gamma = 0.5$, приводит к незначительной коррекции базовой вероятности и не позволяет в полной мере продемонстрировать потенциал возможностей семантического анализа. Исходя из этого, параметры $\alpha = 0.6$ и $\gamma = 1.2$ представляют собой сбалансированную и эмпирически обоснованную конфигурацию, отражающую как достижимый уровень охвата, так и реалистичную чувствительность системы к качеству интерпретации кода. Тогда

$$P_c = 0.65 \cdot e^{-1.2 \cdot 0.6} \approx 0.65 \cdot 0.486 \approx 0.316. \quad (4)$$

В итоге, остаточная вероятность наличия эксплуатируемых уязвимостей в ML-коде сокращается более чем в два раза относительно начальной вероятности возникновения эксплуатационного риска (до инструментального анализа) за счет когнитивного покрытия программной структуры ML-кода.

Математическое ожидание потерь от возникновения эксплуатационного риска (например, в человеко-часах устранения последствий) определяется по формуле

$$\mathbb{E}[L] = P \cdot U, \tag{5}$$

где $\mathbb{E}[L]$ – среднее значение временных потерь на обнаружение эксплуатируемых уязвимостей в ML-коде;

P – вероятность наличия уязвимостей в ML-коде (до или после анализа);

U – предполагаемый ущерб (в человеко-часах, финансовых затратах или уровне критичности).

Например, оценим ущерб U, вызванный одной уязвимостью, в 120 человеко-часов на устранение ошибок. Тогда, используя формально определенную модель риска (1), до применения комплекса

$$\mathbb{E}[L] = 0.65 \cdot 120 = 78. \tag{6}$$

Также с использованием (3) после его применения

$$\mathbb{E}[L] = 0.316 \cdot 120 = 37.9. \tag{7}$$

Следовательно, применение программного комплекса приводит не только к существенному снижению вероятности возникновения эксплуатационного риска в ML-коде, но и к уменьшению ожидаемого значения потерь от него. Это означает, что не просто снижается риск появления дефектов, но и в случае их возникновения потенциальный ущерб для команды разработки, выражаемый в трудозатратах, техническом долге (т. е. накопленных упрощениях или недоработках, принятых в угоду скорости разработки и требующих последующей переработки) или затратах на устранение последствий, становится в среднем существенно ниже. Такое влияние особенно значимо в условиях современной инженерной практики, характеризующейся ускоренными итерациями, активным переиспользованием внешнего кода и необходимостью масштабируемости решений.

В этих условиях комплекс служит неотъемлемым элементом архитектуры обеспечения инженерной надежности и информационной безопасности, снижая вероятность возникновения неблагоприятных событий от эксплуатации уязвимостей в ML-коде.

МЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА

Раздел посвящен качественной и количественной оценке эффективности разработанного ПК. В нем представлены метрические характеристики, такие как полнота анализа, временные затраты, коэффициент надежности. Эти показатели необходимы для понимания, насколько качественно комплекс способен решать поставленные задачи автоматизированного аудита кода.

Метрическая оценка полноты семантического охвата кода

Важным элементом надежности анализа исходного кода является степень охвата функций, подлежащих семантической интерпретации. Именно этот параметр определяет коэффициент полноты анализа α, фигурирующий в модели остаточного риска (3), и служит индикатором эффективности работы ПК. Под семантическим охватом в рамках настоящего иссле-

дования понимается доля ML-функций, успешно распознанных, интерпретированных и структурно описанных языковой моделью в виде отчета, содержащего ключевые параметры, потенциальные риски, связи и архитектурные особенности.

Математически это выражается следующим образом:

$$\alpha = \frac{N_{\text{усп}}}{N_{\text{обн}}+N_{\text{необн}}}, \tag{8}$$

где α – коэффициент полноты охвата всего проекта;
$N_{\text{усп}}$ – количество успешно проанализированных функций;
$N_{\text{обн}}$ – функции, которые инструмент нашел, но не все успешно проанализировал, $N_{\text{обн}} = N_{\text{усп}} + N_{\text{неусп}}$;
$N_{\text{необн}}$ – количество функций, не обнаруженных инструментом.

Для повышения объективности метрики можно ввести также весовую шкалу полноты анализа с учетом длины, сложности или критичности функции:

$$\alpha_w = \frac{\sum_{i=1}^{N_s} w_i}{\sum_{j=1}^{N_s} w_j}, \tag{9}$$

где w_i – весовая характеристика -й функции, отражающая ее относительную значимость в архитектуре системы. Такая значимость может определяться по множеству критериев: глубине вложенности в граф вычислений, участию в обратном распространении ошибки (например, наличие градиентных операций), наличию связей с внешними API и др. При таких обстоятельствах взвешенный коэффициент α_w позволяет учесть не только количество охваченных элементов, но и их вклад в общую структуру и поведение анализируемой модели. Это делает метрику особенно ценной при анализе масштабных проектов. Значение α или α_w далее напрямую подставляется в модель остаточного риска (3) и тем самым формирует количественное основание для анализа остаточной угрозы. На практике, в условиях частичной недоступности исходных кодов (например, функций, реализованных на C++), значение α может варьироваться от 0.45 до 0.75, что согласуется с эмпирическими наблюдениями по текущим реализациям комплекса.

Сравнительная оценка временных затрат анализа кода существующими и предложенным подходами

1. Повышение оперативности аудита кода функций, реализующих методы машинного обучения.

Один из наиболее ощутимых эффектов внедрения интеллектуального программного комплекса заключается в радикальном снижении временных затрат на проведение технического аудита программного кода. Пусть N – общее количество функций, подлежащих анализу. Тогда суммарное время при ручной проверке выражается как

$$T_{manual} = N \cdot t_{manual}, \tag{10}$$

где t_{manual} – среднее время анализа одной функции вручную (например, 20–30 минут при глубокой проверке архитектуры и документации). Аналогично (10), время, затраченное на автоматизированный анализ, выражается следующим образом:

$$T_{auto} = N \cdot t_{auto}, \tag{11}$$

где t_{auto} – среднее время автоматизированного анализа одной функции, которое может составлять от 10 до 60 секунд в зависимости от сложности, включая взаимодействие с языковой моделью.

Выигрыш в оперативности выражается как

$$\Delta T = T_{manual} - T_{auto} = N \cdot (t_{manual} - t_{auto}). \quad (12)$$

Для $N = 100$ функций, $t_{manual} = 25$ мин., $t_{auto} = 0.75$ мин. (45 сек) получаем

$$\Delta T = 100 \cdot (25 - 0.75) = 100 \cdot 24.25 = 2425 \text{ мин} \approx 40.4 \text{ ч}. \quad (13)$$

Таким образом, автоматизация позволяет высвободить десятки часов инженерного времени, при этом обеспечивая воспроизводимость результатов, непрерывную документацию и когнитивную интерпретацию кода.

2. Сравнение когнитивного анализа и традиционных статических методов анализа кода.

Традиционные статические методы анализа (SAST, *Static Application Security Testing*), такие как Pylint, Flake8, Bandit, SonarQube, хорошо выявляют синтаксические ошибки, но ограничены в понимании семантики кода, обработке ML-библиотек и выявлении архитектурных уязвимостей. В отличие от них когнитивный анализ на основе LLM (например, GPT-4o) обеспечивает семантическую интерпретацию кода, анализ вычислительных графов, автоматическую генерацию отчетов и более широкое покрытие библиотек. Сравнительный анализ разработанного подхода и традиционных статических методов анализа кода представлен в табл. 1.

Таблица 1

Сравнительный анализ подходов

Параметр	Предлагаемый подход	Традиционные статические методы
Глубина понимания кода	Высокая: анализ архитектуры, вычислительных графов и логики ML	Низкая: поиск паттернов и синтаксических ошибок
Интерпретация семантики	Через GPT-4o и большие языковые модели	Ограничена набором статических правил
Покрытие библиотек ML	Высокое, включая проприетарные и закрытые модули (fallback)	Ограниченное, чаще только открытые библиотеки
Масштабируемость	Высокая, интеграция в CI/CD	Высокая, но сложна для нетипичных проектов
Выявление архитектурных уязвимостей	Глубокий анализ на уровне проектирования	Частично, ограничено предопределенными правилами

3. Сравнение временных затрат SAST и когнитивного анализа.

Пусть N – общее количество функций, подлежащих анализу. Тогда суммарное время для классического статического анализа выражается как

$$T_{stat} = N \cdot t_{rule} + t_{config}, \quad (14)$$

где t_{rule} – время проверки функций по правилам;
t_{config} – настройка анализатора.

Аналогично, автоматизированный (когнитивный) анализ занимает

$$T_{cog} = N \cdot t_{ast}, \quad (15)$$

где t_{ast} – время синтаксико-семантического анализа с интерпретацией (10–60 секунд).

Отношение оперативности

$$E = \frac{T_{stat}}{T_{cog}} \tag{16}$$

показывает, во сколько раз новый подход быстрее при большом объеме кода. При больших проектах (N >1000) значение E может достигать 10–20 раз, что отражает значительное ускорение процесса аудита при сохранении глубокого понимания архитектуры кода.

На рис. 5 представлено сравнение временных затрат на аудит кода при использовании традиционных статических методов анализа и когнитивного анализа.

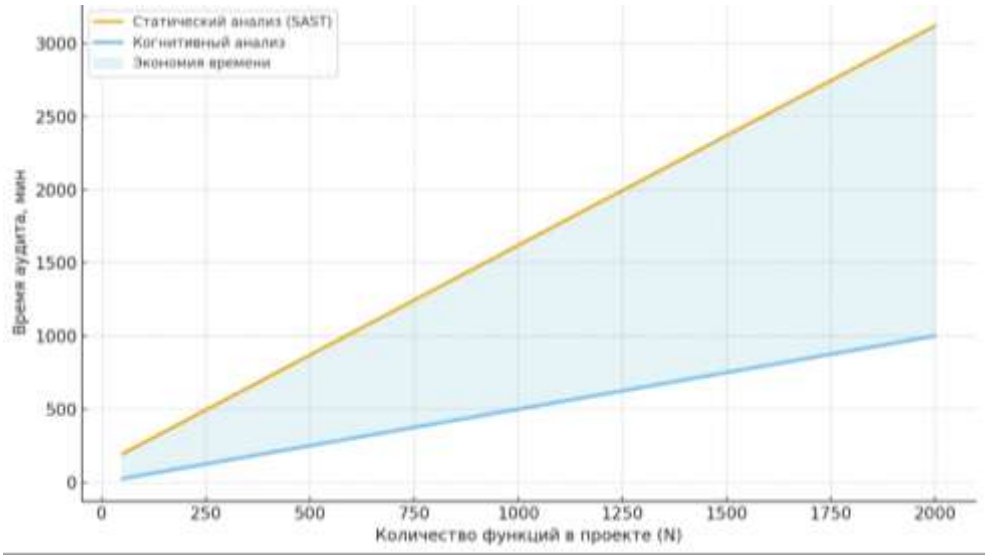


Рис. 5. Сравнение временных затрат на аудит кода

График наглядно демонстрирует, что по мере увеличения числа функций в проекте разница между подходами существенно возрастает: когнитивный анализ выполняется быстрее на порядки, что особенно заметно при масштабных ML-проектах.

Коэффициент надежности семантического анализа (Semantic Trust Coefficient)

Для оценки качества и внутренней непротиворечивости формируемых отчетов о функциях предлагается ввести интегральный коэффициент доверия к семантическому выводу. Он может быть определен как линейная комбинация трех факторов:

$$Trust_{sem} = \beta_1 \cdot C_{params} + \beta_2 \cdot C_{structure} + \beta_3 \cdot C_{critical} \tag{17}$$

где C_{params} – доля ключевых функций, которые были корректно извлечены и интерпретированы;

$C_{structure}$ – показатель структурной связности отчета, отражает наличие логически связанных разделов и их взаимосвязей;

$C_{critical}$ – наличие выявленных критических замечаний (например, inplace-операции, нестабильность, уязвимости и пр.);

β_1 – вес каждого критерия (выбирается эмпирически в зависимости от важности соответствующего компонента), $\beta_1 \in [0,1]$.

Для оценки качества отчетов о семантическом анализе выделяются три уровня доверия:

– высокий уровень доверия $Trust_{sem} \geq 0.7$: отчет считается высококачественным и может использоваться без дополнительной проверки. Все ключевые параметры корректно интерпретированы, структура отчета полная и непротиворечивая;

– средний уровень доверия $0{,}4 \leq Trust_{sem} < 0.7$: интерпретация признается удовлетворительной, однако требует частичной верификации. Рекомендуется выборочная проверка критических функций, уточнение параметров и зависимостей, а при необходимости – автоматическая дообработка;

– низкий уровень доверия $Trust_{sem} < 0.4$: качество отчета признается недостаточным. Требуется повторный запуск анализа или уточнение исходных данных, так как возможны ошибки в извлечении параметров, нарушена связность отчета или выявлено слишком много неопределенностей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленное исследование решает одну из ключевых проблем современной инженерии программного обеспечения – автоматизированную интерпретацию и аудит исходного кода алгоритмов МО. Разработанный программный комплекс основан на интеграции формализованного синтаксического анализа и генеративных возможностей трансформерных языковых моделей, обеспечивая глубокую интерпретацию логики работы Python-функций, реализующих вычислительные и архитектурные элементы ML-моделей. Работа ориентирована на задачи в области контекстно-зависимого анализа программных артефактов, где требуется симбиоз формальных методов и семантической интерпретации. В отличие от существующих инструментов статического анализа кода, которые в основном ориентированы на проверку синтаксиса и выявление известных паттернов ошибок, разработанное решение обеспечивает когнитивный анализ, в котором языковая модель используется как семантический интерпретатор инженерного кода, позволяет перейти от синтаксической верификации к осмысленному сопровождению программных решений с применением методов ИИ.

С инженерной позиции система обладает модульной архитектурой, устойчивостью к частичной недоступности исходных кодов, возможностью fallback-анализа и масштабируемостью. Она генерирует воспроизводимые отчеты в машиночитаемом формате, пригодные для интеграции в процессы CI/CD, технического аудита и документационного сопровождения.

Практическая значимость комплекса заключается в способности снижать вероятность наличия логических и архитектурных ошибок в ML-системы, так и сопутствующие трудозатраты на их диагностику. Это делает разработанный инструмент востребованным в условиях быстрой итерационной разработки, переиспользования сторонних библиотек и необходимости обеспечения доверия к инженерным решениям в области ИИ, а также перспективной платформой для последующего развития в сторону более широкой интеллектуальной системы поддержки инженерных решений в сфере искусственного интеллекта. Из чего можно заключить, что проведенное исследование представляет собой вклад в формирование нового класса инструментов когнитивной инженерии ПО, объединяющих формальный анализ, ИИ и инженерную практику в целях повышения надежности и прозрачности МО как критически важной технологической области.

На текущем этапе в программной реализации использована большая языковая модель (GPT-4o) зарубежного производства, что соответствует современному уровню технологического развития, но ограничивает применение решения в ряде критически важных областей. В рамках дальнейших исследований целесообразно рассмотреть вопросы разработки отечественных языковых моделей, адаптированных под задачи анализа и аудита кода алгоритмов МО; формирование методологической базы для использования данных моделей в сертификационных испытательных лабораториях; обеспечение соответствия национальным стандартам в области информационной безопасности и защиты критической инфраструктуры; применение разработанного подхода для проверки программного обеспечения систем искусственного интеллекта специального и военного назначения, включая автоматизированные системы управления и решения для оборонно-промышленного комплекса.

Реализация указанных направлений позволит повысить технологическую независимость, обеспечить выполнение требований по безопасности и доверенной разработке, а также расширить потенциал когнитивных инструментов анализа для задач государственного и оборонного значения.

Список использованных источников

1. PyTorch : [сайт]. – URL: https://pytorch.org/ (дата обращения: 05.05.2025).
2. TensorFlow : [сайт]. – URL: https://www.tensorflow.org/ (дата обращения: 05.05.2025).
3. Keras : [сайт]. – URL: https://keras.io/ (дата обращения: 05.05.2025).
4. Scikit-learn: Machine Learning in Python. – URL: https://scikit-learn.org/ (дата обращения: 05.05.2025).
5. Stanford University. Backpropagation and Neural Networks. – URL: https://cs231n.github.io/optimization-2/ (дата обращения: 12.05.2025).
6. Nature. 1,500 scientists lift the lid on reproducibility // Nature. 2016. – URL: https://www.nature.com/articles/d41586-018-05469-3 (дата обращения: 12.05.2025).
7. *Кузнецов А. В., Кузнецова Н. А., Кузнецов А. А.* Разработка приложения для автоматизированного анализа безопасности исходного кода с применением машинного обучения // Вестник ВГУИТ. – 2020. – № 3. – С. 112–118.
8. OWASP Foundation. Machine Learning Security Project. – URL: https://owasp.org/www-project-machine-learning-security/ (дата обращения: 12.05.2025).
9. PyTorch. Understanding In-place Operations. – URL: https://discuss.pytorch.org/t/what-does-an-inplace-operation-mean/16244 (дата обращения: 13.05.2025).
10. Диаграмма Исикавы: примеры использования. – URL: https://projecto.pro/blog/theory/diagramma-isikavy-chto-eto-i-kak-ispolzovat/ (дата обращения: 14.05.2025).
11. OpenAPI Initiative. OpenAPI Specification. – URL: https://swagger.io/specification/ (дата обращения: 13.05.2025).
12. GitLab. Alexander / MLFuncInspector. – URL: https://gitlab.website/alex/mlfuncinspector (дата обращения: 14.05.2025).
13. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2025664312. Программный комплекс автоматизированного контроля корректности программных компонентов моделей машинного обучения и выявления потенциальных рисков в программных решениях / А. С. Подшибякин, А. В. Харжевская. – Заявл. 20.05.2025, опубл. 03.06.2025.
14. Attention Is All You Need / A. Vaswani [et al.] // arXiv. 2017. – URL: https://arxiv.org/abs/1706.03762 (дата обращения: 13.05.2025).
15. Evaluating Large Language Models Trained on Code / M. Chen [et al.] // arXiv. 2021. – URL: https://arxiv.org/abs/2107.03374 (дата обращения: 14.05.2025).
16. Atlassian. What is CI/CD? Continuous Integration and Continuous Delivery Explained. – URL: https://www.atlassian.com/continuous-delivery/ci-vs-ci-vs-cd (дата обращения: 14.05.2025).
17. National Institute of Standards and Technology. Risk Management Framework for Information Systems and Organizations (SP 800-37). – URL: https://csrc.nist.gov/publications/detail/sp/800-37/rev-2/final (дата обращения: 14.05.2025).
18. Review of deep learning: concepts, CNN architectures, challenges, applications, future directions // Journal of Big Data. – URL: https://journalofbigdata.springeropen.com/articles/10.1186/s40537-021-00444-8 (дата обращения: 14.05.2025).
19. Rules of thumb for CNN architectures:r/MachineLearning // Reddit. – URL: https://www.reddit.com/r/MachineLearning/comments/3l5qu7/rules_of_thumb_for_cnn_architectures/ (дата обращения: 14.05.2025).

20. Arxiv. Towards Understanding the Impact of Code Modifications on Software Quality Metrics. – URL: https://arxiv.org/html/2404.03953v1?utm_source=chatgpt.com (дата обращения: 14.05.2025).

21. What should the value of lambda be in the exponentially weighted moving average volatility model. – URL: https://www.une.edu.au/__data/assets/pdf_file/0009/76464/unebsop14-1.pdf (дата обращения: 14.05.2025).

22. Competing Risk Modeling with Bivariate Varying Coefficients to Understand the Dynamic Impact of COVID-19 – PMC. – UML: https://pmc.ncbi.nlm.nih.gov/articles/PMC11650018/?utm_source=chatgpt.com (дата обращения: 14.05.2025).

В. А. Абалакин,
кандидат технических наук, доцент;
А. Е. Воронин,
кандидат технических наук;
Н. Е. Пешехонов,
кандидат технических наук, доцент;
В. В. Рыбаков,
кандидат технических наук

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОЦЕНИВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕКТРОУСТАНОВОК ОБЪЕКТОВ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Рассмотрен процесс оценивания эксплуатации электроустановок объектов Вооруженных Сил Российской Федерации. Рассмотрены основные критерии оценивания эксплуатации электроустановок. Предложена математическая модель оценивания эксплуатации электроустановок с учетом всех требований Методических рекомендаций по организации обследования электроустановок в Вооруженных Силах Российской Федерации. Представлена схема математической модели оценивания эксплуатации электроустановок.

Ключевые слова: обследование электроустановок, математическая модель оценивания, компонент эксплуатации.

ВВЕДЕНИЕ

Основным методом осуществления проверки организации эксплуатации, содержания и использования электроустановок (ЭУ) в воинских частях является обследование электроустановок.

Обследование электроустановок объектов включает в себя:

– подготовку к проведению обследования;

– проверку документации по организации эксплуатации, ремонта и хранения электроустановок;

– оценивание эксплуатации электроустановок.

Целью обследования является контроль исполнения законодательства Российской Федерации, нормативных правовых актов Министерства обороны Российской Федерации в области содержания и использования ЭУ и безопасной их эксплуатации в процессе повседневной деятельности воинских подразделений (рис. 1).

Подготовка к проведению обследования ЭУ объектов включает:

– изучение организационных указаний старшего начальника на предстоящую проверку, плана работы группы проверки;

– сбор, обобщение и анализ материалов о воинских частях, спланированных к проверке;

– уточнение целей и задач проверки, корректировка планов работы;

– утверждение документов по предстоящей проверке, непосредственная подготовка к проверке.

В процессе документальной проверки подвергаются анализу документы, планирующие и обеспечивающие выполнение мероприятий по организации эксплуатации, ремонта и хранения ЭУ. Документальная проверка оценивается «удовлетворительно», если на объекте соответствующие документы по вопросам организации эксплуатации, ремонта и хранения ЭУ разработаны, имеются в наличии и ведутся.

В Методических рекомендациях по организации обследования ЭУ [1] процесс оценивания эксплуатации электроустановок изложен вербально.



Рис. 1. Схема обследования электроустановок

При оценивании эксплуатации ЭУ объекта проверяются все этапы эксплуатации, ремонта и хранения ЭУ. Процесс оценивания эксплуатации ЭУ в виду сложного его вербального низложения является трудоемким процессом и требует знания большого количества компонентов эксплуатации ЭУ и 170 различных критериев оценивания. Оценка за эксплуатацию ЭУ объекта выставляется по результатам оценивания семи компонентов (рис. 2) с учетом определенных критически важных требований нормативно-технической документации.



Рис. 2. Компоненты эксплуатации электроустановок, где (*) – компонент эксплуатации, результаты проверки которых не влияют на общую оценку эксплуатации электроустановок

Под компонентами эксплуатации ЭУ понимаются элементы, которые входят в систему эксплуатации и обеспечивают их функционирование.

С целью исключения расхождений формулировок в математической модели оценивания эксплуатации ЭУ с основными нормативными документами [2, 3] наименования компонен-

тов эксплуатации 1–7 (рис. 2) полностью соответствуют Методическим рекомендациям по обследованию ЭУ [1].

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ПРОЦЕССА ОЦЕНИВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕКТРОУСТАНОВОК

Для облегчения оценивания эксплуатации ЭУ авторами разработана математическая модель, применение которой позволит объективно и достоверно оценить эксплуатацию ЭУ.

Оценка эксплуатации ЭУ выставляется «удовлетворительно» или «неудовлетворительно» в зависимости от значения коэффициента эксплуатации ЭУ $K_{Э}$, который определяется по выражению

$$K_{Э} = K_{ТС} + K_{ОЭ} + K_{ОР} + K_{МО} + K_{ОТО} + K_{ЗИП}, \quad (1)$$

где $K_{ТС}$ – коэффициент, характеризующий оценку технического состояния ЭУ;

$K_{ОЭ}$ – коэффициент, характеризующий оценку организации эксплуатации ЭУ;

$K_{ОР}$ – коэффициент, характеризующий оценку ремонта ЭУ;

$K_{МО}$ – коэффициент, характеризующий оценку метрологического обеспечения ЭУ;

$K_{ОТО}$ – коэффициент, характеризующий оценку технического освидетельствования ЭУ;

$K_{ЗИП}$ – коэффициент, характеризующий оценку состояния ЗИП ЭУ.

Каждому приведенному в выражении (1) коэффициенту присваивается значение, исходя из выполнения (не выполнения) определенных критериев по отдельности в каждом компоненте эксплуатации (рис. 2). Если критерии оценки того или иного компонента эксплуатации не выполняются, то коэффициенту присваивается значение «1», в противном случае – «0».

Под критериями оценки понимаются требования нормативно-правовых документов к компонентам эксплуатации, по которым оценивается эксплуатация ЭУ, указанных в Методических рекомендациях по обследованию ЭУ [1]. Требования подразделяются на главные и второстепенные.

Главные требования – это требования, при невыполнении хотя бы одного из которых коэффициент, характеризующий оценку того или иного компонента эксплуатации, принимает значение «1».

Второстепенные требования – это требования, при невыполнении трех любых из которых коэффициент, характеризующий оценку того или иного компонента эксплуатации, принимает значение «1».

Количество требований в компоненте эксплуатации (рис. 2) различно:

1) обеспеченность ЭУ – одно требование;
2) техническое состояние ЭУ – одиннадцать требований;
3) организация эксплуатации ЭУ:
   3.1) организация использования ЭУ – четыре главных и десять второстепенных требований;
   3.2) хранение ЭУ – три главных и одиннадцать второстепенных требований;
   3.3) организация технического обслуживания ЭУ – три главных и восемь второстепенных требований;
   3.4) состояние работы по предупреждению происшествий – пять требований;
   3.5) состояние рекламационной работы – шесть требований;
   3.6) транспортирование ЭУ – одно требование;
4) организация ремонта ЭУ – три главных и четыре второстепенных требований;
5) метрологическое обеспечение ЭУ – три главных и четыре второстепенных требований;

6) организация технического освидетельствования ЭУ – три главных и три второстепенных требований;

7) состояние запасных частей и принадлежностей ЭУ – четыре главных и шесть второстепенных требований.

Следовательно, во всех компонентах эксплуатации ЭУ необходимо проверить на соответствие нормативно-технической документации 159 требований.

Таким образом, в соответствии с требованиями Методических рекомендаций по обследованию ЭУ оценка эксплуатации ЭУ выставляется по следующему критерию:

$$\begin{gathered}\text{«удовлетворительно», если } K_э \le 2; \\ \text{«неудовлетворительно», если } K_э \ge 3.\end{gathered} \qquad (2)$$

где $0 \le K_э \le 6$.

Но помимо оценивания эксплуатации УЭ с помощью коэффициента эксплуатации ЭУ $K_э$, есть перечень критически важных требований нормативно-технической документации. В этом случае оценка за эксплуатацию ЭУ выставляется «неудовлетворительно», если образец ЭУ неисправен, неработоспособен или неисправны его составные части (комплектующие изделия), влияющие на его применение (использование по назначению), или не выполнено хотя бы одно из одиннадцати критически важных требований нормативно-технической документации (табл. 1). Под критически важными требованиями понимаются требования, невыполнение которых приводит к непосредственному снижению надежности электроснабжения.

Таблица 1

Критически важные требования нормативно-технической документации

№ п/п	Критически важные требования, при выполнении которых выставляется оценка эксплуатации ЭУ «неудовлетворительно
1	Фактические значения параметров образца ЭУ не соответствуют требованиям эксплуатационной документации и не могут быть доведены до нормы в процессе проверки
2	Образец ЭУ имеет запас ресурса ниже установленной нормы, некомплектен, укомплектован запасными частями каждой номенклатуры менее 50%, инструментом и принадлежностями менее 75% и не укомплектован специальными приспособлениями и инструментом
3	Средства запуска силовых установок (аккумуляторные батареи, воздушные баллоны) разряжены сверх допустимых пределов и не обеспечивают запуск двигателя
4	Не проведено очередное техническое обслуживание образца ЭУ, не заправлен ГСМ, специальными жидкостями или заправлен, но сорта и марки их не отвечают требованиям ГОСТа
5	Образец ЭУ не поставлен на хранение в установленные сроки
6	Характер и количество выявленных недостатков не позволяют устранить их за время ежедневного технического обслуживания или требуются разборка и замена узлов и агрегатов с получением их со склада воинской части
7	Отсутствуют или неисправны штатные средства измерений и контроля, а также устройства, влияющие на обеспечение электробезопасности
8	Образец ЭУ не освидетельствован в органах энергетического надзора и его состояние не соответствует требованиям нормативно-технической документации (НТД), требованиям электробезопасности

Окончание табл. 1

№ п/п	Критически важные требования, при выполнении которых выставляется оценка эксплуатации ЭУ «неудовлетворительно
9	Объекты ЭУ гостехнадзора, являющиеся составной частью образца, имеют истекшие сроки службы, им не проведены очередные технические обследования
10	На образце ЭУ неисправны устройства безопасности или имеются дефекты, выходящие за нормы браковки, установленные НТД
11	Если в ходе проверки образца ЭУ, находящегося на гарантии, выявлены неисправности, которые были установлены ранее, но по ним в установленном порядке не принято решение и не оформлены рекламационные документы

Коэффициенту $K_{\text{ТС}}$, характеризующему оценку технического состояния ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении хотя бы одного из семидесяти семи требований с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ТС}} = \begin{cases} 1, \text{если } \sum_{i=1}^{77} K_{\text{ТС}i} \geq 1; \\ 0, \text{если } \sum_{i=1}^{77} K_{\text{ТС}i} < 1, \end{cases} \quad (4)$$

где i – номер требования к компоненту эксплуатации;

$0 \leq K_{\text{ТС}} \leq 77$, $K_{\text{ТС}i} = \begin{cases} 1, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$

Значение коэффициента $K_{\text{ОЭ}}$, характеризующего оценку организации эксплуатации ЭУ, определяется исходя из выполнения (не выполнения) требований нормативных документов, регламентирующих порядок использования ЭУ, организацию их хранения, технического обслуживания, транспортирования, а также состояние работы по предупреждению происшествий, рекламационной работы и проведения доработок.

Коэффициенту, оценивающему организацию эксплуатации ЭУ, присваивается значение «1» при неудовлетворительной оценке одного из этапов эксплуатации: использование, хранение, организация ТО с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОЭ}} = \begin{cases} 1, \text{если } \sum_{i=1}^{3} K_{\text{ОЭ}i} \geq 2; \\ 0, \text{если } \sum_{i=1}^{3} K_{\text{ОЭ}i} < 1, \end{cases} \quad (5)$$

где $0 \leq \sum_{i=1}^{3} K_{\text{ОЭ}i} \leq 3$, $K_{\text{ОЭ}i} = \begin{cases} 1, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$

$K_{\text{ОЭ1}} = K_{\text{ОИ}}$ – коэффициент, характеризующий оценку организации использования ЭУ;

$K_{\text{ОЭ2}} = K_{\text{Х}}$ – коэффициент, характеризующий оценку хранения ЭУ;

$K_{\text{ОЭ3}} = K_{\text{ТО}}$ – коэффициент, характеризующий оценку организации технического обслуживания ЭУ.

Коэффициенту $K_{\text{ОИ}}$, характеризующему оценку организации использовании ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из четырех главных требований ($K'_{\text{ОИ}}$) или любых трех из десяти второстепенных требований ($K''_{\text{ОИ}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОЭ1}} = K_{\text{ОИ}} = \begin{cases} 1, \text{ если } \sum_{i=1}^{4} K'_{\text{ОИ}i} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{10} K''_{\text{ОИ}i} \geq 1; \\ 0, \text{ если } \sum_{i=1}^{4} K'_{\text{ОИ}i} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{10} K''_{\text{ОИ}i} < 1, \end{cases} \quad (6)$$

где $0 \leq K'_{\text{ОИ}i} \leq 4; 0 \leq K''_{\text{ОИ}i} \leq 3,4;$

$$K'_{\text{ОИ}i} = \begin{cases} 1, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{\text{ОИ}i} = \begin{cases} 0.34, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Коэффициенту $K_{\text{Х}}$, характеризующему оценку хранения ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из трех главных требований ($K'_{\text{Х}}$) или любых трех из одиннадцати второстепенных требований ($K''_{\text{Х}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОЭ2}} = K_{\text{Х}} = \begin{cases} 1, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{Х}i} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{11} K''_{\text{Х}i} \geq 1; \\ 0, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K''_{\text{Х}i} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{11} K''_{\text{Х}i} < 1, \end{cases} \quad (7)$$

где $0 \leq K'_{\text{Х}i} \leq 3; 0 \leq K''_{\text{Х}i} \leq 3,74;$

$$K'_{\text{Х}i} = \begin{cases} 1, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{\text{Х}i} = \begin{cases} 0.34, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Коэффициенту $K_{\text{ТО}}$, характеризующему оценку организации технического обслуживания ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из трех главных требований ($K'_{\text{ТО}}$) или любых трех из семи второстепенных требований ($K''_{\text{ТО}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОЭ3}} = K_{\text{ТО}} = \begin{cases} 1, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K'_{TOi} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{7} K''_{\text{ТО}i} \geq 1; \\ 0, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K''_{TOi} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{7} K''_{\text{ТО}i} < 1, \end{cases} \quad (8)$$

где $0 \leq K'_{\text{ТО}i} \leq 3; 0 \leq K''_{\text{ТО}i} \leq 2,38;$

$$K'_{\text{ТО}i} = \begin{cases} 1, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{TOi} = \begin{cases} 0.34, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

При оценивании компонента эксплуатации по организации эксплуатации ЭУ также проверяется выполнение требований нормативных документов, регламентирующих состояние работы по предупреждению происшествий, рекламационной работе и транспортировании ЭУ (см. рис. 2). Оценка данных компонентов эксплуатации не влияет на общее значение коэффициента эксплуатации ЭУ $K_{\text{Э}}$, а оценивается отдельно («удовлетворительно» / «неудовлетворительно») с отражением результатов в акте проверки.

Состояние работы по предупреждению происшествий ЭУ $K_{\text{ПП}}$ оценивается «неудовлетворительно» при невыполнении двух из пяти требований с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ПП}} = \begin{cases} \text{"неудовлетворительно", если } \sum_{i=1}^{5} K_{\text{ППi}} \geq 2; \\ \text{"удовлетворительно", если } \sum_{i=1}^{5} K_{\text{ППi}} < 1, \end{cases} \quad (9)$$

где $0 \leq K_{\text{ППi}} \leq 5$;

$$K_{\text{ППi}} = \begin{cases} 1, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Состояние рекламационной работы ЭУ $K_{\text{РР}}$ оценивается «неудовлетворительно» при невыполнении двух из шести требований с учетом следующих условий:

$$K_{\text{РР}} = \begin{cases} \text{"неудовлетворительно", если } \sum_{i=1}^{6} K_{\text{РРi}} \geq 2; \\ \text{"удовлетворительно", если } \sum_{i=1}^{6} K_{\text{РРi}} < 1. \end{cases} \quad (10)$$

где $0 \leq K_{\text{РРi}} \leq 6$;

$$K_{\text{РРi}} = \begin{cases} 1, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Транспортирование ЭУ $K_{\text{Т}}$ оценивается с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ПП}} = \begin{cases} \text{"неудовлетворительно", если правила дорожного движения, вождения машин} \\ \text{и колонн при транспортировании ЭУ не соблюдаются;} \\ \text{"удовлетворительно", если правила дорожного движения, вождения машин} \\ \text{и колонн при транспортировании ЭУ соблюдаются.} \end{cases} \quad (11)$$

Коэффициенту $K_{\text{ОР}}$, характеризующему оценку организации ремонта ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из трех главных требований ($K'_{\text{ОР}}$) или любых трех из четырех второстепенных требований ($K''_{\text{ОР}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОР}} = \begin{cases} 1, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{ОРi}} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{4} K''_{\text{ОРi}} \geq 1; \\ 0, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{ОРi}} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{4} K''_{\text{ОРi}} < 1, \end{cases} \quad (12)$$

где $0 \leq K'_{\text{ОРi}} \leq 3$; $0 \leq K''_{\text{ОРi}} \leq 1,36$;

$$K'_{\text{ОРi}} = \begin{cases} 1, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{\text{ОРi}} = \begin{cases} 0.34, \text{ если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Коэффициенту $K_{\text{МО}}$, характеризующему оценку метрологического обеспечения ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из трех главных требований ($K'_{\text{ОМ}}$) или любых трех из четырех второстепенных требований ($K''_{\text{ОМ}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{МО}} = \begin{cases} 1, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{МОi}} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{4} K''_{\text{МОi}} \geq 1; \\ 0, \text{ если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{МОi}} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{4} K''_{\text{МОi}} < 1, \end{cases} \quad (13)$$

где $0 \leq K'_{\text{МОi}} \leq 3$; $0 \leq K''_{\text{МОi}} \leq 1,36$;

$$K'_{\text{МО}i} = \begin{cases} 1, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{\text{МО}i} = \begin{cases} 0.34, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Коэффициенту $K_{\text{ОТО}}$, характеризующему оценку организации технического освидетельствования ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из трех главных требований ($K'_{\text{ОТО}}$) или любых трех второстепенных требований ($K''_{\text{ОТО}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОТО}} = \begin{cases} 1, \text{если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{ОТО}i} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{3} K''_{\text{ОТО}i} \geq 1; \\ 0, \text{если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{ОТО}i} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{3} K''_{\text{ОТО}i} < 1. \end{cases} \quad (14)$$

где $0 \leq K'_{\text{ОТО}i} \leq 3; 0 \leq K''_{\text{ОТО}i} \leq 1,02;$

$$K'_{\text{ОТО}i} = \begin{cases} 1, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{\text{МО}i} = \begin{cases} 0.34, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

Коэффициенту $K_{\text{ЗИП}}$, характеризующему оценку состояния запасных частей и принадлежностей ЭУ, присваивается значение «1» при невыполнении одного из четырех главных требований ($K'_{\text{ЗИП}}$) или любых трех из шести второстепенных требований ($K''_{\text{ОТО}}$) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{ОТО}} = \begin{cases} 1, \text{если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{ОТО}i} \geq 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{3} K''_{\text{ОТО}i} \geq 1; \\ 0, \text{если } \sum_{i=1}^{3} K'_{\text{ОТО}i} < 1 \text{ или } \sum_{i=1}^{3} K''_{\text{ОТО}i} < 1. \end{cases} \quad (15)$$

где $0 \leq K'_{\text{ОТО}i} \leq 3; 0 \leq K''_{\text{ОТО}i} \leq 1,02;$

$$K'_{\text{ОТО}i} = \begin{cases} 1, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются;} \end{cases}$$

$$K''_{\text{МО}i} = \begin{cases} 0.34, \text{если требования не выполняются;} \\ 0, \text{если требования выполняются.} \end{cases}$$

При оценивании состояния ЭУ отдельно проверяется выполнение требований по обеспеченности электроустановками ($K_{\text{О}}$) воинской части (см. рис. 2) с учетом следующих условий:

$$K_{\text{О}} = \begin{cases} \text{"удовлетворительно", если обеспеченность ЭУ} \\ \text{соответствует требованиям приказов...;} \\ \text{"неудовлетворительно", если обеспеченность ЭУ} \\ \text{не соответствует требованиям приказов...} \end{cases} \quad (16)$$

Математическую модель оценивания эксплуатации ЭУ с учетом выполнения критически важных требований нормативно-технической документации можно представить в виде схемы (рис. 3).

Оценка эксплуатации ЭУ объекта как группы оценивается в соответствии с требованиями, изложенными в табл. 2.

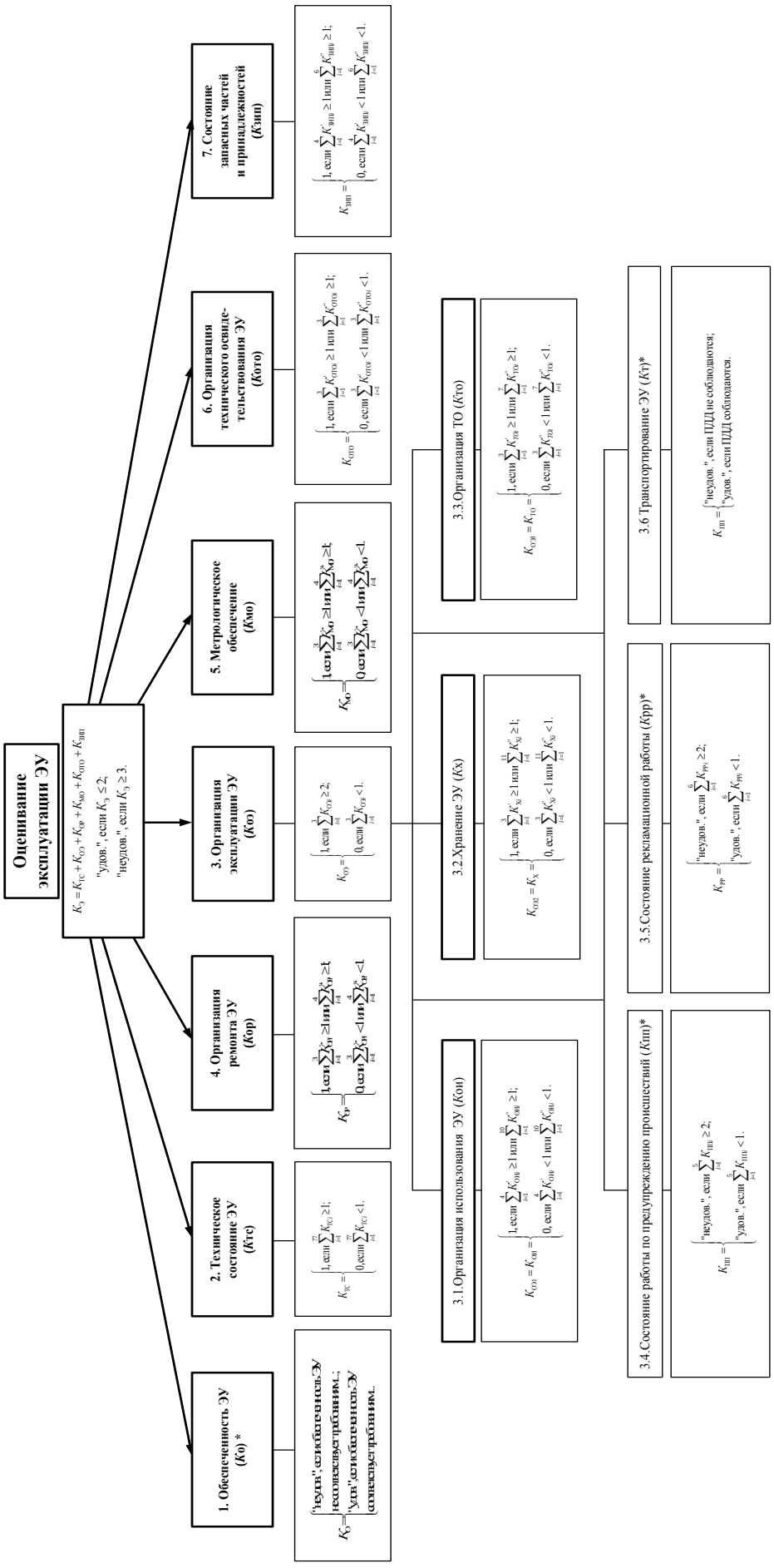


Рис. 3. Схема математической модели оценивания эксплуатации электроустановок

Таблица 2

Оценка эксплуатации группы ЭУ

Оценка	Индивидуальные оценки эксплуатации ЭУ, %	
	«удовлетворительно»	«неудовлетворительно»
«удовлетворительно»	не менее 90	10
«неудовлетворительно»	менее 90	более 10

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Авторами предложена математическая модель оценивания эксплуатации электроустановок в Вооруженных Силах Российской Федерации, которая полностью соответствует нормативно-технической документации в области электроснабжения специальных объектов. Представленная математическая формализация позволяет реализовать процесс обследования ЭУ в виде программного продукта, что обеспечит снижение человеческих и материальных ресурсов при одновременном увеличении качества оценивания эксплуатации ЭУ. Результаты оценивания эксплуатации ЭУ целесообразно применять в качестве исходных данных для оценивания и обеспечения надежности системы электроснабжения объектов в целом [4].

Список использованных источников

1. Методические рекомендации по организации обследования электроустановок в Вооруженных Силах Российской Федерации [утв. Начальником инженерных войск ВС РФ 31.05.16]. – М., 2016. – 38 с.

2. Правила устройства электроустановок : приказ Министерства энергетики РФ № 204 от 8.07.2002. – М., 2002. – 462 с.

3. Правила технической эксплуатации электроустановок потребителей : приказ Министерства энергетики РФ № 811 от 12.08.2022. – М., 2022. – 40 с.

4. *Пешехонов Н. Е., Воронин А. Е., Рыбаков В. В.* К вопросу оценки надежности электроснабжения в структурно-сложных распределительных электрических сетях // Известия Тульского государственного университета. – 2020. – Вып. 7. – С. 125–133.

А. А. Абдурахимов[1],
доктор технических наук, профессор;
Д. В. Вилисов[2];
Г. А. Матвеев[3];
Г. А. Соя[4]
[1, 3, 4] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2] 1 ГИК МО РФ, г. Мирный Архангельской обл.

МОДЕЛИ ОПЕРАТИВНОГО ПАРИРОВАНИЯ НАРУШЕНИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

В работе представлены модели оперативного парирования нарушений функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата при деградации терморегулирующих покрытий, а также модель самой системы, адаптированная для включения в ее состав моделей парирования. На основе численного моделирования сделаны выводы о влиянии выбранных способов парирования на результативность восстановления теплового режима космического аппарата.

Ключевые слова: герметичный космический аппарат, терморегулирующее покрытие, деградация, парирование.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время космические аппараты (КА) выполняют множество задач и являются технически сложными объектами. Возникновение дефектов в элементах любой из систем КА может привести к нарушению функционирования КА и его переводу в аварийный режим, и, как следствие, в неработоспособное техническое состояние до момента получения команд управления с наземного комплекса управления и принятия соответствующих мер по восстановлению функционирования бортовым комплексом управления (БКУ). Однако пауза в выполнении КА целевых задач может быть недопустима даже на короткий промежуток времени, поэтому принятие на борту мер по парированию подобных нарушений может позволить КА сохранить работоспособное состояние до получения команд управления с Земли. Так, одной из ключевых систем КА является система обеспечения теплового режима (СОТР). При этом наиболее важными, несмотря на современные тенденции по миниатюризации, технически сложными и экономически затратными на всех этапах жизненного цикла являются большие КА, которые зачастую имеют герметичную конструкцию, подразумевающую использование как средств пассивного терморегулирования, так и системы активного терморегулирования. Она, в свою очередь, также является сложной системой и состоит из множества элементов, что позволяет значительно расширить спектр возможных мер парирования нарушений функционирования. Вызвать такое нарушение может деградация терморегулирующих покрытий (ТРП), которая, как правило, заранее учитывается предприятиями-разработчиками. Однако зачастую не рассматривается возможность повреждения ТРП за счет воздействия незапланированных внешних факторов, вызывающих резкое изменение оптических коэффициентов, из-за чего, в свою очередь, происходит значительное возрастание значений солнечного теплового потока и уменьшение излучаемого, что может вызвать перегрев космического аппарата.

Для предупреждения нарушений функционирования СОТР и, как следствие, обеспечения требуемой оперативности решения целевых задач КА имеет смысл своевременно использо-

вать методы парирования, для чего необходимо разработать соответствующие модели и внедрить их в модель работы СОТР. При этом состав мер парирования зависит от степени их влияния на тепловой режим КА.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Прежде чем выбирать и реализовывать меры парирования, необходимо выявить нарушение в работе СОТР. Для этого на борту герметичного КА должно осуществляться постоянное моделирование функционирования СОТР, которое позволяет выявлять нештатные ситуации на основе сравнения текущих значений контролируемых параметров с модельными, а также, что в данном случае является ключевым, прогнозировать дальнейшие изменения температурного режима КА. Соответственно, используя совместно модель СОТР и модели различных способов парирования, можно оценить влияние выбранных мер парирования на тепловой режим КА и, в конечном итоге, определить, является ли целесообразным их применение. При этом подобная математическая модель должна отвечать ряду требований, таких как доступность применения, низкая стоимость, адекватность и обеспечение возможности исследования требуемых параметров в широком диапазоне их изменения.

Однако система обеспечения теплового режима, в силу конструктивной сложности и высокой связанности с другими системами, является достаточно сложной для моделирования, и использование ее модели функционирования в БКУ требует для расчетов больших вычислительных мощностей, что недопустимо. Поэтому для построения подобной модели целесообразно использовать метод узлов, в соответствии с которым система разбивается на ряд изотермических узлов со сосредоточенными параметрами. 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, т. е. 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 [1, 2]

$$c_i m_i \frac{dt_i}{d\tau} = Q_i(\tau) + S_i \left(\sum_{i \neq j} a_{ij}(t_j - t_i) + \sum_{i \neq j} b_{ij}(t_j^4 - t_i^4) \right), \quad (1)$$

где c_i – средняя удельная теплоемкость i-го узла;
m_i – общая масса i-го узла;
$Q_i(\tau)$ – тепловой поток, действующий на i-й узел;
S_i – площадь внешней поверхности i-го узла;
t_i, t_j – усредненная температура i-го (j-го) узла конструкции и выходная температура для i-х (j-х) жидкостных и газообразных узлов;
τ – время;
a_{ij} – коэффициент, определяющий тепловые связи между узлами конвекцией и теплопроводностью;
b_{ij} – коэффициент, определяющий лучистый теплообмен между узлами.

При этом при построении математической модели функционирования СОТР принимается ряд допущений [3, 4]:

1. Теплообмен между жидкостным контуром (ЖК) и внешней средой осуществляется через радиационные теплообменники (РТО), так как вся остальная внешняя поверхность КА покрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией.

2. Теплообмен между герметичными отсеками (ГО) и ЖК осуществляется только через газожидкостные теплообменники (ГЖТ).

3. Рассматривается два ЖК, при этом один из них имеет значительно более низкую температуру за счет большой площади РТО и предназначен для охлаждения КА. Эти контуры связаны между собой регулятором расхода, с помощью которого определяется тепловой поток, передаваемый от более нагретого ЖК к менее нагретому в зависимости от температуры первого (как правило, разработчики ориентируются только на температуру в основном контуре, который контактирует с ГО, предполагая, что второй контур всегда имеет более низкую температуру).

4. Рассматривается КА на низкоколоземной орбите высотой более 500 км с постоянной ориентацией на Землю (КА связи, топогеодезического обеспечения, дистанционного зондирования Земли и т. д.).

В соответствии с выражением (1) СОТР герметичного КА можно разбить на следующие узлы: РТО, ГО, ГЖТ, объекты регулирования (ОР), основной и дополнительные ЖК, при этом тепловую связь можно выразить через коэффициенты a и b, характеризующие тепловые связи и лучистый теплообмен между элементами, а также $\dot{m}c$, определяющий тепловые потоки между узлами, реализуемые через ЖК [5–7]:

$$\begin{cases} \mathrm{c}_i m_i \dfrac{dt_i}{d\tau} = Q_i^{\text{вн}}(\tau) + \sum\limits_{i \neq j}^{n} S_{ji} a_{ji}\left(t_j - t_i\right) + \dot{m}_u c_u (t_u - t_i) + \dot{m}_w c_w (t_w - t_u) \\ \mathrm{c}_p m_p \dfrac{dt_p}{d\tau} = S_{kp} a_{kp}\left(t_k - t_p\right) + \dot{m}_u c_u \left(t_u - t_p\right) \\ \mathrm{c}_k m_k \dfrac{dt_k}{d\tau} = S_{pk} a_{pk}\left(t_p - t_k\right) + \sum\limits_{v=1}^{f} S_{vk}\, a_{vk} (t_v - t_k) \\ \mathrm{c}_v m_v \dfrac{dt_v}{d\tau} = Q_v(\tau) + S_{kv} a_{kv} (t_k - t_v) + \sum\limits_{v \neq s}^{f} \left(S_{sv} (a_{sv} (t_s - t_v) + b_{sv} (t_s^4 - t_v^4)\right) \\ \mathrm{c}_u m_u \dfrac{dt_u}{d\tau} = \sum\limits_{i=1}^{n} S_{iu} a_{iu} (t_i - t_u) + \sum\limits_{p=1}^{r} S_{pu} a_{pu}\left(t_p - t_u\right) + \sum\limits_{w=1}^{e} \dot{m}_w c_w (t_w - t_u) \\ \mathrm{c}_w m_w \dfrac{dt_w}{d\tau} = \sum\limits_{i=1}^{n} S_{iw} a_{iw} (t_i - t_w) + \dot{m}_u c_u (t_u - t_w) \end{cases}, \quad (2)$$

где i, j – радиационные теплообменники;
p – газожидкостные и жидкостно-жидкостные теплообменники;
k – герметичный отсек;
v, s – объекты регулирования;
u – основной жидкостный контур;
w – охлаждающий ЖК;
c – теплоемкость;
m – масса;
$\dot{m}$ – массовый расход;
t – температура;
τ – время;
$Q_i^{\text{вн}}(\tau)$ – внешний тепловой поток, действующий на i-й РТО;

S – площадь;

$Q_v(\tau)$ – тепловой поток, выделяемый v-м ОР,

$$Q_v(\tau) = N_v(1 - \eta_v),$$

где N_v – мощность ОР;

η_v – коэффициент полезного действия (КПД) ОР.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СПОСОБОВ ОПЕРАТИВНОГО ПАРИРОВАНИЯ НАРУШЕНИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

Теоретически можно предложить различные меры парирования, однако имеет смысл рассматривать экономически целесообразные и практически применимые на существующих КА способы:

1) управление гидроблоками и вентиляторами ГЖТ в зависимости от температуры ЖТ и затенения РТО;

2) регулирование заслонки регулятора расхода в зависимости от температуры теплоносителя как в основном, так и в дополнительном ЖК;

3) ввод резервной магистрали теплоносителя с возможностью изоляции поврежденных РТО на освещенных участках.

Наиболее простыми способами парирования являются изменение скорости циркуляции ЖТ за счет управления гидроблоками и регулирование скорости теплообмена между ГО и ЖК с помощью управления вентиляторами ГЖТ.

Потребляемая гидроблоком электрическая мощность определяется по формуле [5]

$$N^{\text{гб}} = \frac{\dot{V}^{\text{гб}} P^{\text{гб}}}{\eta^{\text{гн}}\eta^{\text{дв}}} = \frac{\dot{m}^{\text{гб}} P^{\text{гб}}}{\eta^{\text{гн}}\eta^{\text{дв}}\rho^{\text{ЖТ}}}, \quad (3)$$

где $\dot{V}^{\text{гб}}$ – объемный расход ЖТ, проходящего через гидроблок;

$P^{\text{гб}}$ – напор гидронасоса;

$\eta^{\text{гн}}$ – КПД гидронасоса;

$\eta^{\text{дв}}$ – КПД электродвигателя;

$\dot{m}^{\text{гб}}$ – массовый расход ЖТ, проходящего через гидроблок;

$\rho^{\text{ЖТ}}$ – плотность ЖТ.

Отсюда

$$\dot{m}^{\text{гб}} = \frac{N^{\text{гб}}\eta^{\text{гн}}\eta^{\text{дв}}\rho^{\text{ЖТ}}}{P^{\text{гб}}} \quad (4)$$

Напор гидронасоса равен сумме потерь на трение в магистралях $\Delta h_{\text{тр}}$ и на местные сопротивления $\Delta h_{\text{мест}}$:

$$P^{\text{гб}} = \Delta h_{\text{тр}} + \Delta h_{\text{мест}}. \quad (5)$$

При этом:

$$\Delta h_{\text{тр}} = \lambda \frac{L}{d}\frac{8\dot{V}}{\pi^2 g d^2} = \frac{8\lambda \dot{m}^{\text{гб}} L}{\pi^2 g d^3 \rho^{\text{ЖТ}}}, \quad (6)$$

$$\Delta h_{\text{мест}} = \sum_{q=1}^{l} \xi_q \frac{8\dot{m}^{\text{гб}}}{\pi^2 g d^2 \rho^{\text{ЖТ}}}, \quad (7)$$

где λ – коэффициент гидравлического трения;
L – длина ЖК;
d – внутренний диаметр ЖК;
$\dot{V}$ – объемный расход ЖТ;
g – ускорение свободного падения;
ξ – коэффициент местного сопротивления.

Следовательно,

$$\dot{m}^{\text{гб}} = \frac{N^{\text{гб}}\eta^{\text{гн}}\eta^{\text{дв}}\rho^{\text{ЖТ}}}{\frac{\lambda 8\dot{m}^{\text{гб}}L}{\pi^2 g d^3 \rho^{\text{ЖТ}}} + \sum_{q=1}^{l}\xi_q \frac{8\dot{m}^{\text{гб}}}{\pi^2 g d^2 \rho^{\text{ЖТ}}}} = \sqrt{\frac{N^{\text{гб}}\eta^{\text{гн}}\eta^{\text{дв}}\rho^{\text{ЖТ}^2}\pi^2 g d^2}{8\left(\frac{\lambda L}{d} + \sum_{q=1}^{l}\xi_q\right)}}. \quad (8)$$

Соответственно, если течение ЖТ обеспечивается несколькими гидроблоками, то

$$\dot{m}_u = \sum_{o1=1}^{a1} \dot{m}_{o1}^{\text{гб}}, o1 = 1, \dots, a1, \quad (9)$$

где $\dot{m}_{o1}^{\text{гб}}$ – массовый расход ЖТ через гидроблок $o1$.

Таким образом, управление течением ЖТ отражается в выражении (2) за счет подстановки измененного $\dot{m}_u$.

Потребляемая вентиляторами ГЖТ электрическая мощность определяется по формуле [5]

$$N^{\text{вент}} = \frac{\dot{V}^{\text{гжт}}P^{\text{вент}}}{\eta^{\text{вент}}\eta^{\text{дв}}}, \quad (10)$$

где $\dot{V}^{\text{гжт}}$ – объемный расход газа, проходящего через ГЖТ;
$P^{\text{вент}}$ – перепад давления, создаваемый вентилятором;
$\eta^{\text{вент}}$ – КПД вентилятора;
$\eta^{\text{дв}}$ – КПД электродвигателя.

Отсюда

$$\dot{V}^{\text{гжт}} = \frac{N^{\text{вент}}\eta^{\text{вент}}\eta^{\text{дв}}}{P^{\text{вент}}}. \quad (11)$$

При этом $P^{\text{вент}}$ рассчитывается по аналогии с выражениями (5)–(7) за исключением того, что рассматриваются длина обдуваемого участка ЖК $L^{\text{об}}$ и объемный расход газа, тогда

$$\dot{V}^{\text{вент}} = \frac{N^{\text{гб}}\eta^{\text{вент}}\eta^{\text{дв}}\rho^{\text{ЖТ}}}{\frac{\lambda 8\dot{V}^{\text{вент}}L^{\text{об}}}{\pi^2 g d^3} + \sum_{q=1}^{l}\xi_q \frac{8\dot{V}^{\text{вент}}}{\pi^2 g d^2}} = \sqrt{\frac{N^{\text{гб}}\eta^{\text{вент}}\eta^{\text{дв}}\rho^{\text{ЖТ}}\pi^2 g d^2}{8\left(\frac{\lambda L^{\text{об}}}{d} + \sum_{q=1}^{l}\xi_q\right)}}. \quad (12)$$

Так как в каждом ГО находится по одному ГЖТ, а в каждый ГЖТ входит несколько вентиляторов, то

$$\dot{V}_k = \dot{V}_p = \sum_{o2=0}^{a2} V_{o2}^{\text{вент}}, o2 = 0, \dots, a2, \quad (13)$$

где $\dot{V}_k$ – объемный расход газа в k-м ГО;
$\dot{V}_p$ – объемный расход газа, проходящего через p-й ГЖТ;
$V_{o2}^{\text{вент}}$ – объемный расход газа, проходящего через вентилятор.

Так, регулирование циркуляции газа в ГО отражается в выражении (2) за счет изменения коэффициентов a_{kp} и a_{pk}, которые зависят от $\dot{V}_k$.

Совместное регулирование в зависимости от температуры ЖК и ГО объемного расхода газа, проходящего через вентиляторы ГЖТ, и массового расхода ЖТ, проходящего через гидроблоки, может позволить значительно снизить температуру газа.

Повышать мощность гидроблоков и, соответственно, увеличивать массовый расход ЖТ имеет смысл, когда выполняются три условия:

1) не достигнута максимально возможное значение мощности гидроблоков;

2) температура в ЖК выше предельной (при этом значение предельной температуры должно быть ниже максимально допустимой из-за необходимости нормализации текущей температуры без выхода за допустимые границы);

3) температура в контуре постепенно снижается в виду затенения большей части РТО.

Соответственно,

$$\frac{dN_{o1}}{d\tau} > 0 \,|(N_{o1} < N_{o1}^{\max}) \wedge \left(t_u \geq t_{\text{жк}}^{\text{пред}}\right) \wedge \left(\frac{dt_u}{d\tau} < 0\right), \tag{14}$$

где $N_{o1}^{\max}$ – максимальная мощность гидроблока;
$t_{\text{жк}}^{\text{пред}}$ – предельно допустимая температура ЖК.

Увеличение массового расхода при выполнении перечисленных выше условий приведет к росту разницы температур между ЖК и РТО, ГО и ЖК, в виду чего ЖТ будет получать больший тепловой поток от ГО и передавать его РТО, что следует из выражения (2). В итоге вырастут излучаемые РТО тепловые потоки и снизится температура газа в ГО и ЖТ в ЖК.

Снижать мощность гидроблоков необходимо при нормализации температуры в ЖК в целях сохранения ресурса, а также при росте температуры в контуре в виду нагрева РТО:

$$\frac{dN_{o1}}{d\tau} < 0 | (N_{o1} \neq 0) \wedge \left(t_u < t_{\text{жк}}^{\text{пред}}\right) \vee \left(\frac{dt_u}{d\tau} > 0\right). \tag{15}$$

Повышать мощность вентиляторов ГЖТ и таким образом увеличивать объемный расход газа имеет смысл при соблюдении следующих условий:

1) не достигнута максимально возможное значение мощности двигателей вентиляторов;

2) температура в ГО ниже температуры в ЖК;

3) либо температура ГО превышает предельное значение, либо же скорость возрастания температуры в ГО увеличивается.

Таким образом,

$$\frac{dN_{o2}}{d\tau} > 0 \,|(N_{o2} < N_{o2}^{\max}) \wedge (t_k > t_u) \wedge \left(\left(t_k \geq t_{\text{го}}^{\text{пред}}\right) \vee \left(\frac{d^2 t_k}{d\tau^2} > 0\right)\right), \tag{16}$$

где $N_{o2}^{\max}$ – максимальная мощность двигателя вентилятора;
$t_{\text{го}}^{\text{пред}}$ – предельно допустимая температура ГО.

Увеличение объемного расхода газа при выполнении перечисленных выше условий приведет к росту теплового потока, передаваемого от ГО к ЖК и от ОР к газу в ГО соответственно.

Снижение мощности, также как и в случае с гидроблоками, необходимо при нормализации температуры в ГО для сохранения ресурса вентиляторов, а также при уменьшении скорости возрастания температуры в ГО или при превышении температуры ЖК температуры герметичного отсека:

$$\frac{dN_{o2}}{d\tau} < 0 | (N_{o2} \neq 0) \wedge \left((t_k < t_u) \vee \left(t_k < t_{\text{го}}^{\text{пред}}\right) \vee \left(\frac{d^2 t_k}{d\tau^2} < 0\right)\right). \tag{17}$$

Как было сказано в допущении, большинство разработчиков герметичных КА не учитывают, что при возможной деградации ТРП РТО контур, предназначенный для охлаждения КА, может наоборот начать нагревать аппарат из-за изменения оптических коэффициентов покрытий. Для предупреждения подобной ситуации необходимо регулировать положение заслонки в зависимости от разницы температур между контурами. Так, если температура в охлаждающем контуре ниже, чем в основном, то регулятор расхода работает в штатном режиме, а если нет, то заслонка остается в закрытом положении:

$$\dot{m}_w = \begin{cases} 0, (t_w \geq t_u) \\ f(t_u), (t_w < t_u) \end{cases}. \quad (18)$$

Соответственно, если $\dot{m}_w = 0$, то тепловой поток из дополнительного контура не передается в основной, что учитывается в выражении (2).

Деградации могут быть подвержены ТРП как отдельных, так и всех РТО. Поврежденные радиаторы можно изолировать от общего контура при их освещенности за счет использования дополнительных элементов. Как показал анализ особенностей конструкции современных КА, в их СОТР реализована последовательная схема подключения к гидравлической схеме РТО. Соответственно, для исключения поврежденных радиаторов из схемы подключения необходимо внести изменения в конструкцию подключения РТО в виде ввода резервной магистрали и клапанов.

Нужно отметить, что описание предлагаемого изменения конструкции на примере трех радиаторов будет идентично для всех РТО любого КА.

Для того чтобы использовать поврежденные РТО для обеспечения необходимого теплового режима КА, следует:

1) определить поврежденный РТО;

2) перенаправить теплоноситель в обход поврежденного радиатора;

3) если на РТО не попадает солнечный тепловой поток, подключить радиатор в цепь.

Последнее необходимо для того, чтобы поверхность поврежденного РТО отводила тепло в моменты, когда на него не действует солнечное излучение.

Для выполнения первого пункта предлагается использовать и при необходимости ввести в конструкцию датчики температуры ЖТ перед каждым РТО. Данное изменение конструкции позволит оперативно передавать информацию о температуре ЖТ в бортовой комплекс управления. При нормальном функционировании должно выполняться следующее условие:

$$t_{u+3} \leq t_{u+2} \leq t_{u+1} \leq t_u. \quad (19)$$

При повреждении второго РТО в представленной гидравлической схеме режим работы радиаторов можно представить следующим образом (рис. 1):

$$t_{u+3} \leq t_{u+2} > t_{u+1} \leq t_u. \quad (20)$$

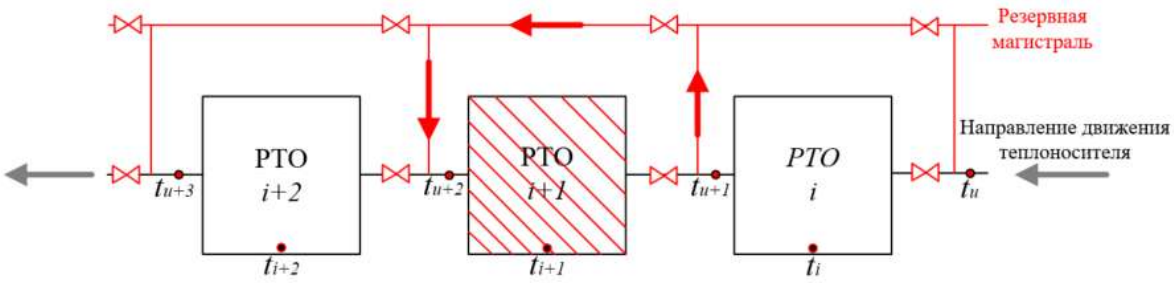


Рис. 1. Обобщенная структурная схема подключения резервной магистрали к РТО

Для выполнения второго пункта необходимо заложить в БКУ программу с алгоритмом сравнения температур ЖТ. Данные о температуре ЖТ перед каждым РТО сравниваются, и в случае нарушений осуществляется управляющее воздействие на регулятор потока, который перекрывает движение потока ЖТ на основной магистрали и пропускает ЖТ по резервной. Таким образом, второй РТО будет исключен из работы.

Для реализации третьего пункта в теплоотводящей поверхности РТО необходимо разместить датчики температуры, которые должны передавать в БКУ информацию о температуре поверхности радиаторов. В этом случае условие для сравнения температур при нормальном функционировании СОТР можно записать как

$$t_{u+3} \le t_{i+2} \le t_{u+2} \le t_{i+1} \le t_{u+1} \le t_i \le t_u. \quad (21)$$

При нахождении поврежденного РТО под солнечными лучами соотношение (21) примет вид

$$t_{u+3} \le t_{i+2} \le t_{u+2} > t_{i+1} > t_{u+1} \le t_i \le t_u. \quad (22)$$

Если поврежденный РТО попадет в тень, он перестанет нагреваться и начнет остывать. В момент времени, необходимый для подключения исключенного из цепочки РТО, температура сравняется с температурой ЖТ:

$$t_{u+3} \le t_{i+2} \le t_{u+2} = t_{i+1} = t_{u+1} \le t_i \le t_u. \quad (23)$$

В этом случае БКУ должен подать управляющее воздействие на регулятор потока, который переправляет движение потока ЖТ по резервной магистрали и направляет поток по основной магистрали.

Если же в БКУ имеется информация об орбитальном движении, то решение о подключении/отключении РТО может приниматься на ее основе без реализации третьего пункта.

В выражении (2) ввод и исключение из контура поврежденных РТО учитывается путем изменения количества n радиаторов, участвующих в теплообмене с элементами основного и охлаждающих ЖК.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ СПОСОБОВ ПАРИРОВАНИЯ НАРУШЕНИЙ НОРМАЛЬНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВСЛЕДСТВИЕ ДЕГРАДАЦИИ ТЕРМОРЕГУЛИРУЮЩИХ ПОКРЫТИЙ

Моделирование функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного КА осуществлялось в интегрированной среде разработки программного обеспечения Visual Studio на интерпретируемом языке программирования Python. В основном контуре площадь каждого РТО по 5 м^2, в охлаждающем – по 10 м^2. Цилиндрические РТО на КА условно поделены на две части по границе освещенности Солнцем, которая определяется углом v, 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. Этот угол лежит в диапазоне от 0 до 180° [9, 10].

При моделировании функционирования СОТР герметичного КА в условиях деградации ТРП внешних покрытий рассматривалось предельное ухудшение оптических характеристик As до 0.8 и ε до 0.6 [1, 6, 8].

Тепловые потоки, действующие на РТО основного и дополнительного ЖК, представлены на рис. 2 и 3 соответственно, на рис. 4 отражены температуры ЖК и ГО, на рис. 5 – коэффициент открытия заслонки (после деградации она все время остается открытой). Из рис. 4 видно, что максимальная температура ГО превышает 340 К, что характеризует техническое состояние герметичного КА как неработоспособное.

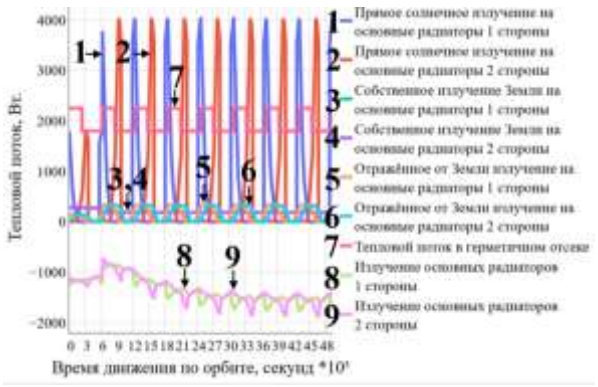


Рис. 2. Тепловые потоки, действующие на РТО КА основного ЖК

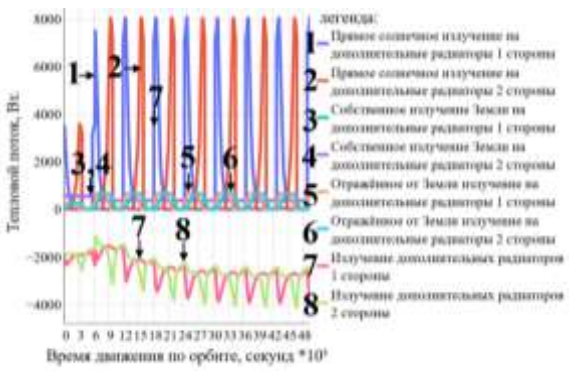


Рис. 3. Тепловые потоки, действующие на РТО КА дополнительного ЖК

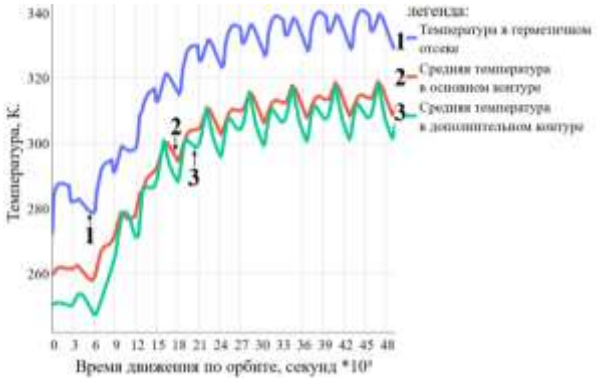


Рис. 4. Температуры ГО и ЖК

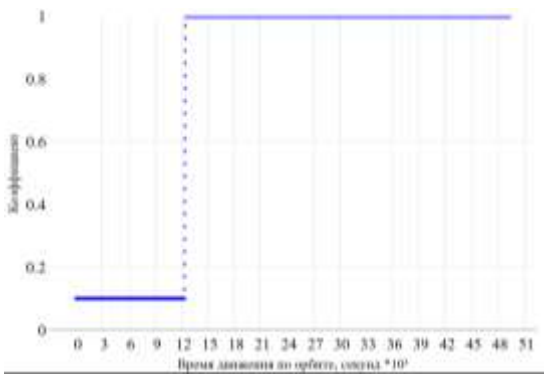


Рис. 5. Коэффициент открытия заслонки

За счет совместного регулирования в зависимости от температуры ЖК и ГО объемного расхода газа, проходящего через вентиляторы ГЖТ, и массового расхода ЖТ, проходящего через гидроблоки (рис. 6), в соответствии с выражениями (14)–(17) можно достичь охлаждения газа до 322 К за счет нагрева ЖТ, что видно из рис. 7.

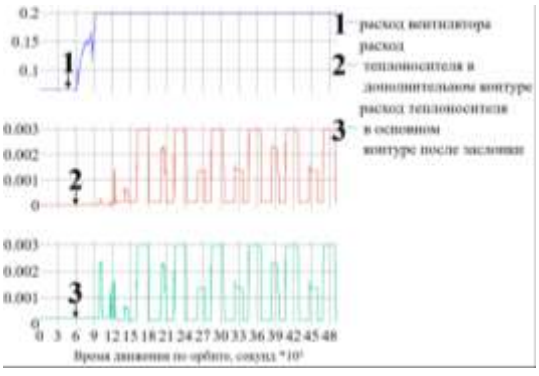


Рис. 6. Объемный расход газа и массовый расход ЖТ в зависимости от температур ЖК и ГО

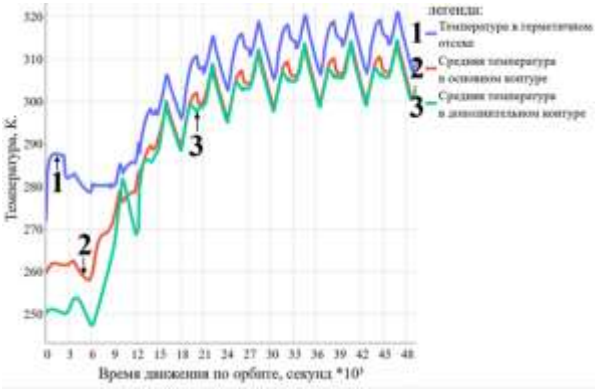


Рис. 7. Температуры ГО и ЖК при управлении объемным расходом газа и массовым расходом ЖТ в зависимости от температур газа и ЖТ

Процесс управления заслонкой регулятора расхода в соответстсвии с выражением (18) в зависимости от температуры охлаждающего ЖК представлен на рис. 8, на котором отражается

коэффициент открытия заслонки в зависимости от времени двежения КА по орбите. Из рис. 9 видно, что температуры ГО и ЖК незначительно снижаются по сравнению с постоянно открытой заслонкой на рис. 4. Подобный способ парирования рационально использовать в связке с управлением расходом газа и ЖТ в зависимости от температуры в ЖК и ГО.

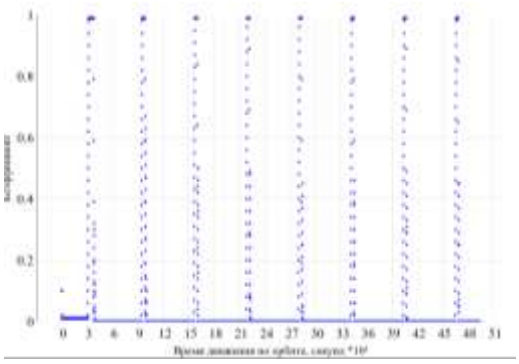


Рис. 8. Открытие заслонки регулятора расхода в зависимости от положения на орбите

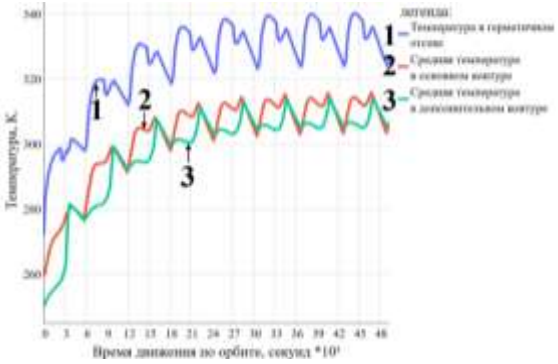


Рис. 9. Температуры ГО и ЖК при управлении положением заслонки в зависимости от температуры охлаждающего ЖК

Температуры РТО после деградации ТРП представлены на рис. 10. Исключение из контура освещенных поврежденных РТО и включение их при затенении в соответствии с выражениями (22), (23) приводит к повышению их максимальной температуры до 360 К в виду отсутствия теплообмена с ЖТ (рис. 11), что снижает температуру ЖТ и, как следствие, ГО до 330 К (рис. 12).

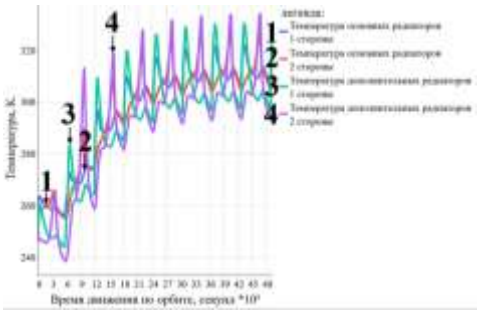


Рис. 10. Температуры РТО после деградации

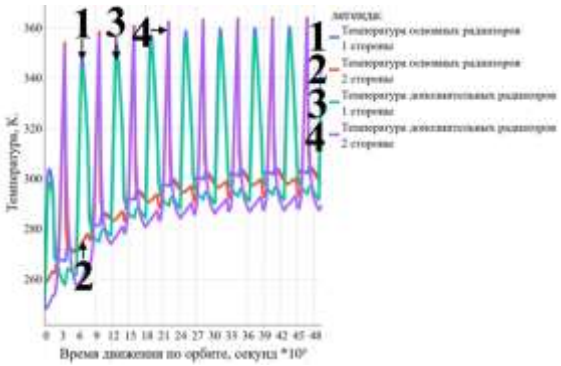


Рис. 11. Температуры РТО при исключении освещенных поврежденных радиаторов

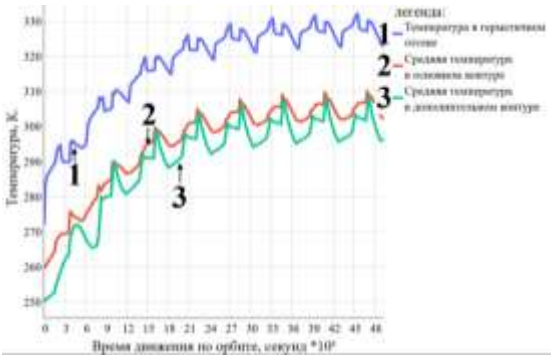


Рис. 12. Температуры ГО и ЖК при исключении освещенных поврежденных радиаторов

Комплексное применение всех перечисленных выше способов парирования позволяет снизить температуру в ГО до 318 К и увеличить вероятность нахождения КА в работоспособном состоянии (рис. 13–16), а при условии снижения внутреннего тепловыделения за счет незначительного уменьшения производительности КА температура в ГО будет варьироваться в допустимом диапазоне.

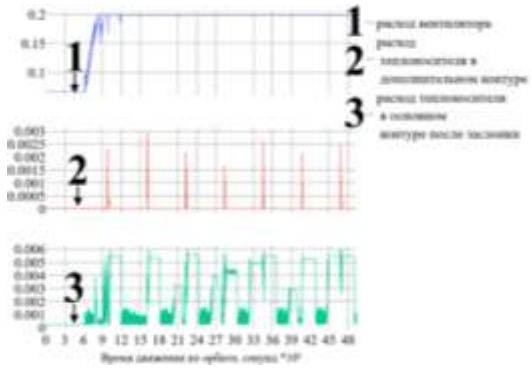


Рис. 13. Объемный расход вентилятора и массовый расход ЖТ при применении всех мероприятий парирования

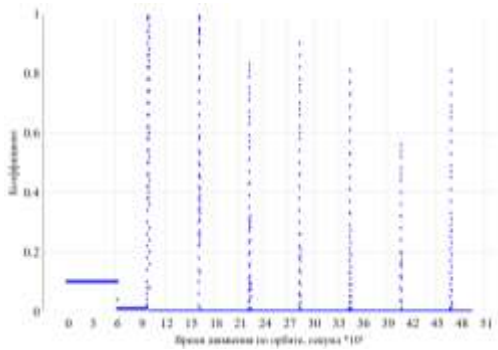


Рис. 14. Коэффициент открытия заслонки при применении всех мероприятий парирования

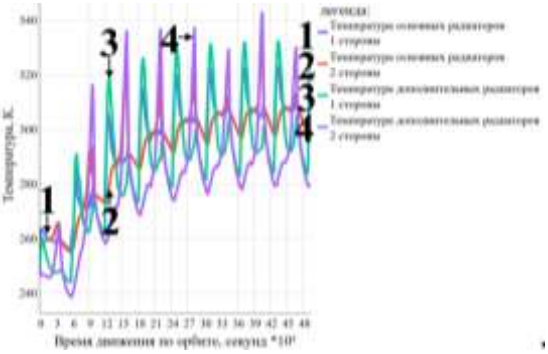


Рис. 15. Температуры РТО при применении всех мероприятий парирования

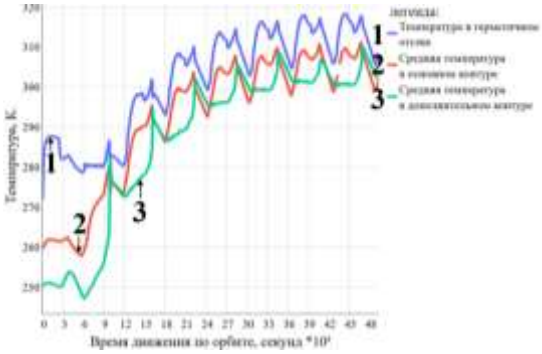


Рис. 16. Температуры ГО и ЖК при применении всех мероприятий парирования

Также важно, что без использования мер парирования предельная температура в ГО наступает через 10000 секунд, в то время как с их применением через 25000 секунд, что может предоставить специалистам наземного комплекса управления дополнительное время на принятие решения и передачу его на борт КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлена модель функционирования СОТР герметичного КА и результаты моделирования ее работы в условиях деградации ТРП. Показаны возможные модели оперативного парирования нарушений функционирования системы в подобных условиях, исследовано влияние как отдельных способов парирования на тепловой режим КА, так и их совокупности. Комплексное применение мероприятий парирования позволяет снизить значение максимальной температуры в ГО с 340 К до 318 К, а при условии снижения внутреннего тепловыделения за счет незначительного уменьшения производительности КА температура в ГО достигнет допустимых значений.

Кроме того, имеет значение, что без использования мер парирования предельная температура в ГО наступает через 10000 секунд, в то время как с их применением – через 25000 секунд. Это может предоставить специалистам наземного комплекса управления дополнительное время на принятие решения и передачу его на борт КА.

Реализация представленных способов средствами БКУ может позволить сохранить работоспособное состояние аппарата при деградации его ТРП без перехода в аварийный режим до получения команд управления с наземного комплекса управления, что предотвратит снижение оперативности решения целевых задач.

Список использованных источников

1. *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.

2. *Абдурахимов А. А., Кукушкин И. О.* Моделирование изменения характеристик оптических датчиков ориентации космических аппаратов при высокоскоростном воздействии микрочастиц // Известия высших учебных заведений. – 2005. – Т. 48, вып. 9. – С. 41–46.

3. *Абдурахимов А. А., Матвеев Г. А.* Модель функционирования системы обеспечения теплового режима герметичного космического аппарата в условиях деградации терморегулирующих покрытий // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 696. – С. 227–236.

4. *Никольский В. В.* Основы проектирования автоматических космических аппаратов. – СПб. : БГТУ, 2007. – 230 с.

5. *Звонарев С. В.* Основы математического моделирования. – Екатеринбург : Уральский ун-т, 2019. – 112 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 / А. В. Кисилев [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.

Н. Ф. Аверкиев,
доктор технических наук, профессор;
П. С. Гончаров,
кандидат технических наук, доцент;
С. Г. Кочиев

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ВЕРХНЕЙ ГРАНИЦЫ СВЕРХНИЗКОЙ ОРБИТЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ, РАБОТАЮЩЕЙ НА ЗАБОРТНОМ ГАЗЕ

Разработана методика расчета параметров верхней границы сверхнизкой орбиты, при которых электрическая двигательная установка имеет возможность использовать забортный газ в качестве рабочего тела. Приведен пример расчета по предложенной методике с типовыми характеристиками малого космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат, сверхнизкая орбита, метод статистических испытаний, атмосфера, электрическая ракетная двигательная установка, забортный газ.

ВВЕДЕНИЕ

Применение новых типов двигательных установок (ДУ), использующих забортный газ в качестве рабочего тела, представляет собой перспективное направление в области космических технологий, которое может значительно уменьшить зависимость космических аппаратов (КА) от традиционных видов топлива. Эти ДУ способны использовать газы забортной атмосферы для обеспечения работы двигателей, что позволяет уменьшить массу и габариты выводимого КА за счет частичного или полного отказа от хранения запасов рабочего тела на борту [1].

Способ создания тяги ДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, основан на ионизации поступающего газа и ускорении полученных при этом ионов по направлению потока [2].

Сверхнизкими орбитами (СНО) будем называть орбиты, расположенные на высоте от 150 до 300 км над поверхностью Земли, постоянный профиль высот которых может поддерживаться только непрерывным действием ДУ КА. Важной особенностью СНО является возможность использования атмосферных газов в качестве рабочего тела для электрической ракетной двигательной установки (ЭРДУ). Однако у каждого КА, в силу различия характеристик ЭРДУ и аэродинамических характеристик, диапазон высот на сверхнизких орбитах будет свой.

Известно [3], что концентрация атомарного кислорода и молекулярного азота, которые необходимы для работы ЭРДУ КА, изменяется по мере отдаления орбиты от поверхности Земли в рассматриваемом диапазоне высот, а также зависит от уровня солнечной активности ***I*** (рис. 1). Это связано с изменением плотности атмосферы, которая становится менее насыщенной частицами, используемыми для создания тяги. Кроме того, на изменение параметров атмосферы оказывает влияние солнечная активность. В периоды повышенной солнечной активности атмосфера расширяется, что приводит к изменению плотности газов на различных высотах. Эти колебания, в свою очередь, напрямую влияют на величину силы тяги ЭРДУ и возможность поддержания параметров орбиты в заданном диапазоне.

Электрическая ракетная двигательная установка, использующая забортный газ в качестве рабочего тела, может входить в состав КА, орбита которого проходит через допустимый диапазон высот $H_{\min} < H < H_{\max}$. Минимальная высота $H_{\min}$ определяется максимальной величиной тяги, которую ЭРДУ способна создавать для парирования аэродинамического со-

противления, а также аэродинамическими характеристиками самого КА. Максимальная высота H_{max} определяется достаточностью концентрации газов для ионизации и создания тяги [2]. При отсутствии достаточного количества рабочего вещества для создания тяги стабильное движение КА по орбите становится невозможным, поскольку остаточная атмосфера на СНО продолжает оказывать влияние на его параметры движения.

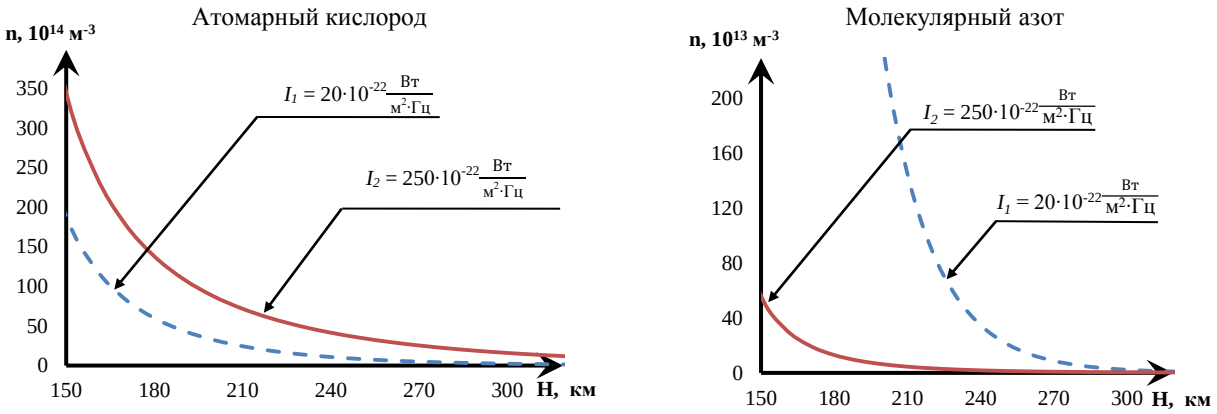


Рис. 1. Зависимость концентрации веществ от высоты для различных уровней солнечной активности ***I***

Известно, что форма Земли отличается от сферы из-за полярного сжатия и несимметричности как относительно экваториальной плоскости, так и меридионального сечения [4]. Из этого следует, что околокруговая орбита проходит различные диапазоны высот в зависимости от положения плоскости орбиты относительно Земли. Поэтому говорить о минимальной и максимальной высоте КА на СНО можно только для сферической модели Земли.

Важная особенность ЭРДУ заключается в том, что она должна работать непрерывно [5]. Поэтому орбита КА с ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, должна в каждый момент времени проходить участки с достаточной концентрацией веществ для ионизации.

Допустимый диапазон высот, через который может проходить орбита КА с ЭРДУ, зависит от технических характеристик КА. Представляет интерес задача расчета параметров нижней и верхней границ СНО для КА с ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела. Под **верхней границей СНО** будем понимать такие значения параметров, при которых на некоторых участках орбиты концентрация веществ становится недостаточной для обеспечения работы ЭРДУ. Под **нижней границей СНО** будем понимать такие значения параметров сверхнизкой орбиты, при которых аэродинамическое сопротивление атмосферы становится слишком высоким, чтобы аппарат мог поддерживать устойчивую орбиту.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть параметры движения КА с ЭРДУ соответствуют СНО. В качестве рабочего тела используется смесь газов атомарного кислорода и молекулярного азота, составляющих основные компоненты атмосферы на высотах СНО [3].

Параметры движения КА описываются системой дифференциальных уравнений, которая учитывает влияние гравитационных сил, аэродинамического сопротивления, тяги двигателя. Общий вид системы уравнений можно представить следующим образом:

$$\dot{\vec{x}} = f(\vec{x}, \vec{G}, \vec{R}, \vec{P}_{ЭРДУ}), \quad (1)$$

где $\vec{x}$ – вектор параметров движения КА;
$\vec{G}$ – вектор гравитационной силы;
$\vec{R}$ – вектор аэродинамических сил;
$\vec{P}_{ЭРДУ}$ – вектор силы тяги ЭРДУ;

Расчетные условия:

1. Гравитационное поле нормальное – Земля имеет форму эллипсоида [4];

2. Аэродинамическая сила $\vec{R}$ противоположна по направлению скорости движения КА и определяется соотношением

$$Q = \frac{c_x S_m \rho V^2}{2}, \quad (2)$$

где c_x – безразмерный коэффициент;
S_m – площадь миделева сечения КА;
ρ – плотность атмосферы;
V – скорость набегающего потока.

Стоит отметить, что соотношение (2) применимо при допущении движения КА в среде близкой к модели сплошной среды. Модель сплошной среды характеризуется тем, что весь газ непрерывно заполняет весь занимаемый им объем, пренебрегая дискретностью между молекулами. Однако существуют более сложные методы расчета величины силы взаимодействия газа с твердым телом. Так как в действительности любое газообразное вещество состоит из множества дискретных частиц, для более точных исследований используются вероятностные (статистические) методы молекулярно-кинетической теории [6].

3. Рассматриваются околокруговые орбиты, для которых эксцентриситет e приблизительно равен нулю. Также будем принимать, что аргумент широты перигея ω и прямое восхождение восходящего узла Ω равны нулю.

Параметры верхних слоев атмосферы зависят от положения центра масс КА, времени года, а также от освещенности Солнцем. Поэтому для определения величины плотности ρ и концентрации веществ будем использовать динамическую модель атмосферы [7]. В общем виде формулу расчета плотности можно представить как

$$\rho = \rho_н K_0 (1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4), \quad (3)$$

где $\rho_н$ – плотность ночной атмосферы;
K_0 – коэффициент, учитывающий изменение плотности атмосферы, связанное с отклонением индекса солнечной активности от средневзвешенного индекса солнечной активности;
K_1 – коэффициент, учитывающий суточный эффект в распределении плотности;
K_2 – коэффициент, учитывающий полугодовой эффект;
K_3 – коэффициент, учитывающий отклонение среднесуточного индекса солнечной активности от средневзвешенного индекса солнечной активности;
K_4 – коэффициент, учитывающий зависимость плотности атмосферы от геомагнитной возмущенности.

Алгоритм расчета величины тяги, создаваемой ЭРДУ с использованием газов забортной атмосферы, известен [7]. В общем виде выражение для расчета величины силы тяги ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, выглядит следующим образом:

$$P_{\text{ЭРДУ}} = W_{\text{эф}} m_{\text{с}}, \tag{4}$$

где $W_{\text{эф}}$ – эффективная скорость истечения газов из сопла ЭРДУ;

$m_{\text{с}}$ – секундный массовый расход рабочего тела ЭРДУ.

Массовый расход частиц забортной атмосферы, собранных устройством сбора, описывается выражением [2]

$$m_c = \rho V S . \tag{5}$$

Важным условием работы ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, является постоянное наличие требуемой плотности потока газа, поступающего в воздухозаборник их атмосферы. Поэтому необходимо задать величину плотности атмосферы $\rho^{\text{зад}}$, при которой ЭРДУ способна создавать тягу, если удовлетворяется условие

$$\rho \geq \rho^{\text{зад}}.$$

Необходимо найти значения параметров сверхнизкой орбиты для КА с ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, максимизирующие величину драконического периода при постоянно работающей ДУ:

$$\vec{Z}^* : T_\Omega(\vec{Z}) \to \max_{\vec{Z} \in U_{\vec{z}}} \left| P_{\text{ЭРДУ}} = \begin{cases} W_{\text{эф}} m_{\text{с}}, \rho \geq \rho^{\text{зад}} \\ 0, \rho < \rho^{\text{зад}} \end{cases}, \right. \tag{6}$$

где $\vec{Z}$ – вектор параметров орбиты КА, $\vec{Z} = [\Omega, \omega, i, a, e]^T$;

$U_{\vec{z}}$ – область допустимых значений вектора $\vec{Z}$;

Ω – прямое восхождение восходящего узла орбиты КА;

ω – аргумент широты перигея орбиты КА;

i – наклонение орбиты КА;

a – большая полуось орбиты КА;

e – эксцентриситет орбиты КА;

T_Ω – драконический период КА.

Исходя из ограничений, решение задачи сводится к поиску значений большой полуоси a при различных значениях наклонения орбиты i. Величину драконического периода T_Ω будем рассчитывать численным способом, как промежуток времени между двумя последовательными прохождениями КА плоскости экватора в одном направлении.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ВЕРХНЕЙ ГРАНИЦЫ СВЕРХНИЗКОЙ ОБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ ЗАБОРТНЫЙ ГАЗ В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Алгоритм методики построен с использованием метода статистических испытаний, так как изменение величины плотности атмосферы несет вероятностный характер.

Идея алгоритма заключается в том, что производится N испытаний, включающих в себя случайные величины параметров и дающих случайный результат. В результате статистического моделирования получаются каждый раз отличные от предыдущих реализации исследуемого процесса. Таким образом, это множество реализаций можно использовать как статистический материал и получать интересующие характеристики: вероятность событий, математическое ожидание и т. д. [9].

В решаемой задаче в качестве случайной величины выступают момент времени начала движения КА и соответствующие моменту времени индексы солнечной активности и геомагнитной возмущенности.

Для того чтобы максимальная возможная ошибка в определении вероятности интересуемого события была не больше заданного значения Δ, нужно осуществить не меньше, чем N испытаний [9], где

$$N = \frac{4p(1-p)}{\Delta^2}. \qquad (7)$$

Здесь p – искомая вероятность события (за величину p принимается ориентировочное значение частоты первой серии испытаний, которая далее уточняется по мере увеличения числа испытаний).

Методика основана на переборе величины большой полуоси при различных наклонениях орбиты. Искомая величина большой полуоси орбиты та, при которой вероятность непрерывной работы ЭРДУ станет меньше заданной величины, так как при дальнейшем увеличении величины большой полуоси вероятность непрерывной работы ЭРДУ будет только уменьшаться.

Алгоритм сформулированной задачи выглядит следующим образом.

1. Задание исходных данных:

– вектор проектных характеристик КА $\vec{E} = [c_x, S_m, m, W_{эф}]^T$;

– исследуемый интервал величин большой полуоси $a \in [6521; 6671]$;

– минимальный необходимый секундный массовый расход набегающего потока m_c^*;

– заданная вероятность непрерывной работы ЭРДУ $p_{зад}$;

– шаг интегрирования системы дифференциальных уравнений Δt.

2. Определение необходимого количества испытаний N для максимально возможной ошибки определения вероятности $\Delta = 10^{-3}$ по формуле (4).

3. Определение начальных условий для i-х параметров орбиты при фиксированной величине наклонения орбиты, где $i = 1, 2, ...n$ номер исследуемой величины большой полуоси.

4. Задание датчиком случайных величин момента времени на одном 11-летнем интервале солнечных циклов для определения индекса солнечной активности.

5. Моделирование движения КА интегрированием системы дифференциальных уравнений (1), расчет величины секундного массового расхода рабочего тела из забортной атмосферы.

6. Проверка условия наличия необходимого количества вещества на орбите в каждый момент времени:

$$\begin{cases} \text{если } m_c \geq m_c^*, \text{ то переход на следующий шаг алгоритма } (\text{успешный исход}); \\ \text{если } m_c < m_c^*, \text{ то переход к п. 8 } (\text{исход неуспешный}). \end{cases}$$

7. Увеличение числа успешных испытаний:

$$k := k + 1. \qquad (8)$$

8. Проверка условия:

$$\begin{cases} \text{если } j \geq N, \text{ то переход на следующий шаг алгоритма;} \\ \text{если } j < N, \text{ то } j := j + 1 \text{ и возвращение к п. 4 алгоритма.} \end{cases}$$

где j – количество проведенных испытаний.

9. Расчет вероятности p_i непрерывной работы ЭРДУ при заданных начальных условиях:

$$p_i = \frac{k}{N}, \tag{9}$$

где k – количество успешных испытаний;
N – общее количество испытаний.

10. Проверка условия:

$$\begin{cases} \text{если } p_i < p_{\text{зад}}, \text{ то переход на следующий шаг алгоритма;} \\ \text{если } p_i \geq p_{\text{зад}}, \text{ то } i := i+1, a_i := a_{i-1}+1 \text{ и возвращение к п. 3 алгоритма.} \end{cases}$$

11. Вывод максимальной величины большой полуоси сверхнизкой орбиты КА:

$$a_{\max} = a_i. \tag{10}$$

Для подтверждения рассмотренных выше теоритических положений расчет параметров верхней границы на СНО был осуществлен с использованием разработанного алгоритма для следующих исходных данных малого КА:

– коэффициент лобового сопротивления КА $c_x = 2{,}5$;
– площадь миделевого сечения КА S_m=1,5 м^2;
– масса КА m = 100 кг;
– заданная эффективная скорость истечения газов из сопла ЭРДУ $W_{\text{эф}} = 10^4$ м/с.

В результате проведенных расчетов были получены следующие результаты, представленные на рис. 2.

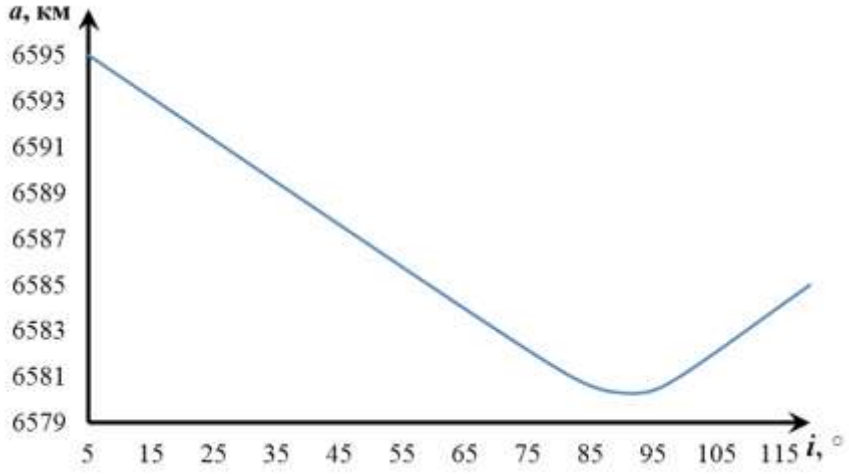


Рис. 2. Зависимость максимальной величины большой полуоси сверхнизкой орбиты от наклонения орбиты

Из полученного графика следует, что для заданных технических характеристик КА максимальная величина большой полуоси для экваториальных орбит равна 6595 км, для приполярных орбит ($i \in [60^\circ; 80^\circ]$) $a_{\max}$ = 6584 км, для полярных орбит (i = 90°) $a_{\max}$ = 6581 км. Разница обусловлена неравномерным распределением плотности по всей площади вокруг Земли.

Следует отметить, что фигура Земли имеет вид эллипсоида, а высота орбиты КА отсчитывается от его поверхности, из чего получаем, что плотность атмосферы на одной и той же круговой орбите на экваторе и полюсе будет отличаться. К примеру, на высоте 300 км в пе-

риоды низкой солнечной активности величина плотности атмосферы может варьироваться на величину $\Delta\rho \approx 2{,}5\cdot10^{-8}$ г/м^3, в период высокой солнечной активности – $\Delta\rho \approx 4\cdot10^{-8}$ г/м^3.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из-за существенного влияния атмосферы для продолжительного функционирования КА на СНО необходимо постоянно корректировать параметры орбиты. Применение ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, для парирования аэродинамического сопротивления позволит не ограничивать срок активного существования КА объемом рабочего тела, запасенного на борту.

Так как одной из важных особенностей применения ЭРДУ является непрерывность их работы, для варианта использования газов атмосферы в качестве рабочего тела необходимо, чтобы орбита всегда проходила области, где концентрации веществ достаточно для создания тяги.

Для определения параметров верхней границы сверхнизких орбит КА с ЭРДУ, использующей забортный газ в качестве рабочего тела, разработан алгоритм, который основан на методе статистических испытаний. В статье приведен пример реализации алгоритма для проектных характеристик малого КА на СНО.

Разработанный алгоритм позволяет определить параметры верхней границы сверхнизкой орбиты для различных технических характеристик КА. Для заданных исходных данных получены следующие результаты: для экваториальных обит максимальная величина большой полуоси равна 6595 км; для приполярных орбит ($i \in [60^\circ; 80^\circ]$) $a_{\max}$ = 6584 км, для полярных орбит ($i = 90°$) $a_{\max}$ = 6581 км.

Список использованных источников

1. *Геча В. Я., Каверин В. В., Пугач И. Ю.* Возможность создания низкоорбитального космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на атмосферных газах в качестве рабочего тела // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 167–173.

2. Пат. № 2766966 Российская Федерация, СПК F03H 1/00 (2021.08). Способ создания тяги прямоточного электрореактивного двигателя и прямоточный электрореактивный двигатель / Филатьев А. С., Ширковский И. А. – № 2020143597; заявл. 29.12.2020; опубл. 16.03.2022, Бюл. 8. – 10 с.

3. О возможности использования холловского двигателя на забортном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите / Д. В. Духопельников [и др.] // Наука и образование. – 2016. – № 12. – С. 57–71.

4. *Мамон П. А., Половников В. И., Слезкскинский С. К.* Баллистическое обеспечение космических полетов. – Л. : ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1990. – 622 с.

5. Двигательные установки космических летательных аппаратов : учеб. пособие : в 2 ч. / В. В. Синявский [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – Ч. 2 : Электроракетные двигатели и двигательные установки на их основе. – 131 с.

6. Аэрогидродинамика летательных аппаратов / С. А. Юрьев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. – Ч. 1 : Газовая динамика и аэродинамика летательных аппаратов. – 435 с.

7. ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. – М. : Изд-во стандартов, 2005. – 24 с.

8. Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / С. В. Канев [и др.] // Известия вузов. Авиационная техника. – 2015. – № 3. – С. 35–40.

9. *Вентцель Е. С.* Исследование операций: задачи, принципы, методология : учебник. – М. : Дрофа, 2004. – 207 с.

10. Метод расчета программы управления движением космическим аппаратом с двигателем ограниченной тяги при решении задач межорбитальных перелетов / В. И. Горбулин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 187–197.

11. Методика определения баллистической структуры кластера малых космических аппаратов на круговых орбитах / В. И. Горбулин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 684. – С. 16–26.

Д. А. Авсюкевич,
доктор технических наук, профессор;
Н. Б. Литвинова,
доктор педагогических наук, доцент;
Ю. Е. Тупицин,
кандидат технических наук, доцент;
Е. В. Шишкин,
кандидат технических наук, доцент

КАТЕГОРИЙНО-ФУНКТОРНЫЙ ПОДХОД К МОДЕЛИРОВАНИЮ АДАПТИВНО-СИТУАЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ СОСТОЯНИЕМ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

В статье предлагается категорийно-функторный подход к моделированию адаптивно-ситуационного управления состоянием технических систем (ТС) сложных объектов в условиях неопределенности и под воздействием деструктивных факторов. Подход основан на системном представлении управления как совокупности взаимосвязанных множеств: целей функционирования, структуры и режимов работы ТС, эксплуатационного персонала, возмущающих воздействий и управляющей информации. Построена теоретико-множественная модель пространства эксплуатационных ситуаций, формализованного как 7-мерное декартово произведение ключевых элементов системы управления. Введено понятие области допустимых ситуаций, служащей критерием устойчивости функционирования системы. На этой основе разработана категорийно-функторная модель адаптивно-ситуационного управления, включающая последовательные переходы между категориями: исходных и целевых эксплуатационных ситуаций, соответствия структуры и режимов функционирования ТС. Каждый переход реализуется посредством функтора, формализующего адаптацию по цели, структуре и режимам. Композиция функторов обеспечивает целостное описание процесса принятия решений. Показано, что предложенный математический аппарат позволяет интегрировать априорные и апостериорные знания, формализовать логику принятия решений с использованием продукционных правил и создать единую теоретико-методологическую основу для построения интеллектуальных систем управления сложными объектами.

Ключевые слова: адаптивно-ситуационное управление, технические системы, теория категорий, функторы, моделирование, устойчивость, пространство ситуаций, интегрированная система управления.

ВВЕДЕНИЕ

Разработка, создание и эксплуатация сложных организационно-технических систем включает в себя ряд этапов, на которых решаемые задачи слабо структурированы и недостаточно формализованы. Технические системы (ТС) специальных объектов, представляющие собой сложные организационно-технические системы, должны обеспечивать требуемые условия функционирования технологических систем вышестоящего иерархического уровня в ситуациях, связанных с разрушительными воздействиями окружающей среды техногенного и преднамеренного характера.

Отмеченная специфическая особенность ТС специальных объектов обусловливает недостаток, а в отдельных случаях отсутствие априорной информации о возможных состояниях самих ТС, эксплуатирующего персонала и средств эксплуатации после воздействия.

Принятие обоснованного решения по управляющему воздействию с целью парирования последствий полученных повреждений, управлению техническим состоянием, режимами функционирования ТС представляет собой сложную, слабо формализуемую и структурированную задачу. Управление состоянием ТС должно максимально учитывать сложившуюся ситуацию, органично использовать как априорную, так и апостериорную информацию. Такое управление принято именовать адаптивно-ситуационным [1].

В работе под адаптивно-ситуационным управлением состоянием ТС, понимается подход, при котором подготовка и выполнение управляющих воздействий осуществляется с ориентацией на текущую ситуацию с учетом анализа факторов среды, ресурсов и адаптивных критериев эффективности, корректирующих действия объекта управления в зависимости от внешних и внутренних изменений при выполнении целевых задач эксплуатации.

Основной целью применения адаптивно-ситуационного управления является обеспечение эффективного функционирования ТС в условиях неопределенности с учетом деструктивных воздействий среды как естественного, так и преднамеренного характера.

Практическую реализацию адаптивно-ситуационного управления целесообразно осуществлять посредством интегрированных систем управления (ИСУ), представляющих совокупность систем управления отдельными техническими объектами, которые имеют общую цель управления.

В состав ИСУ входят следующие подсистемы: система автоматического регулирования (САР), однообъектная система автоматизированного управления (ОСАУ), многообъектная система автоматизированного управления (МСАУ) [1].

ИСУ – это комплексная система управления, объединяющая разнородные подсистемы, процессы и ресурсы в единое целое для достижения общих целей управления. Ключевой задачей ИСУ является обеспечение согласованности и эффективности взаимодействия компонентов системы на всех иерархических уровнях.

Как все сложные системы, ИСУ представляет собой иерархическую многоуровневую и многообъектную систему, для которой характерны: сложные взаимосвязи между отдельными объектами, как по вертикали, так и по горизонтали; значительное количество переменных, характеризующих интегрированную систему в целом; распределение функций управления между органами управления ряда уровней; сложность принятия решений на разных уровнях [2].

При этом управление на верхних уровнях – это организационное управление, которое обычно осуществляется людьми. Отличие организационного управления от оперативного (нижние уровни) заключается: в наличии большого числа людей, участвующих в управлении; необходимости обработки большого объема разнородной информации, носителями которой являются как документы, так и физические сигналы; в более длительном протекании процессов; в трудности формализации целей, математического описания возмущений и требуемых режимов работы. Во многих случаях принятие решений осуществляется на основе нерегламентированной, неполной, нечеткой информации с плохой структурируемостью [3, 4].

Несмотря на то, что организационные и оперативные уровни ИСУ образуют целостную интегрированную систему управления, комплексное рассмотрение такой системы с единых позиций и разработка ее теории представляют большие трудности.

Для устранения существующих трудностей, сохранения функциональной целостности ИСУ необходима разработка единой теоретико-методологической основы создания таких систем. С этой целью был осуществлен анализ различных типов описания систем, в ходе которого обращалось особое внимание на возможности отражать структуру системы, ее функциональное назначение, процессы функционирования и взаимодействия со средой.

АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ ПОДХОДОВ К ОПИСАНИЮ И ФОРМАЛИЗАЦИИ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ

В ходе исследований были рассмотрены следующие подходы, используемые при формализации сложных систем: марковские процессы [5], представление в виде моделей систем массового обслуживания [6], в виде стохастических систем, агрегативные модели, автоматные модели, сети Петри, метод системной динамики [7], метод динамики средних [8] и др.

В работе [9] рассматриваются вопросы формализации знаний с использованием семантической вики (*semantic wiki*).

В статье [7] исследуются вопросы устранения недетерминизма, а именно в системе управления анализируются два алгоритма, улучшающих временную устойчивость распределенной системы управления.

В работе [8] описывается интеграция систем управления энергопотреблением и систем управления техническим обслуживанием в основные системы управления (системы управления более высокого уровня) с использованием объектов и организационных структур Индустрии 4.0.

В работе [9] обосновывается целесообразность использования принципов системной инженерии для управления сложными организационно-техническими системами.

В принципе, рассмотренные методы могут быть применены при разработке математического описания интегрированных систем управления, однако каждый из них имеет свои особенности, снижающие эффективность их применения. Это и ограничения в размерности решаемой задачи, и наличие предположения о независимости друг от друга и однородности элементов системы, и избыточность описания для систем с относительно несложным процессом функционирования, и др.

Учитывая это, для описания ИСУ необходимо использовать такие подходы, которые отражают в целом все задачи исследования реального объекта [10]. При этом речь идет именно о системе математических моделей как взаимосвязанной их совокупности, а не о глобальных моделях, охватывающих весь огромный комплекс разноплановых задач исследования ИСУ. Наглядно такой подход показан при определении конструктивной семантики антропоцентрических систем для разработки и анализа спецификаций бортовых интеллектуальных систем [11].

В данной статье производится структурирование предметной области через типовые ситуации, представленные в виде семантических сетей проблемных субситуаций. Все типовые ситуации также упорядочиваются причинно-следственным отношением, составляя свою семантическую сеть. На основании полученной семантической сети строится граф решений оператора, исходной информацией для составления которого являются: совокупность формализованных сценариев, системное описание информационно-управляющего поля и элементов измерительной и исполнительной аппаратуры. Заканчивается разработка графа решений выделением из множества возможных решений предпочтительного решения. При выборе конкретного решения используются аналитические модели различных элементов системы. Таким образом, данный подход реализует систему взаимосвязанных математических моделей. Одним из его достоинств является возможность определения необходимого программного и алгоритмического обеспечения антропоцентрических систем, а также возможность производить автоматизированный анализ и синтез таких систем.

Учитывая вышеизложенное, можно сделать вывод, что описание систем через типовые ситуации [11] может быть использовано и при описании рассматриваемых интегрированных систем управления. Вместе с тем необходимо отметить, что при формализации ИСУ требуется одновременно решать задачи, связанные с формализацией и представлением знаний в памяти интеллектуальной системы, манипулированием знаниями. Поэтому целесообразно использовать математический аппарат, позволяющий описать основные блоки системы и изложить ряд концепций, применяемых в представлении знаний, на языке, независящем от предметной области. Таким условиям удовлетворяет категорийно-функторный подход к проведению многомодельных исследований [12–14]. В работе [15] теория категорий и связанные с ней положения используются для формализации концепции представления знаний. Предлагается ряд формальных моделей интеллектуальных агентов с разной спецификой и сложностью.

ТЕОРЕТИКО-МНОЖЕСТВЕННОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ СИСТЕМЫ АДАПТИВНО-СИТУАЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ СОСТОЯНИЕМ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Система адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС SU может быть представлена в виде совокупности составляющих ее пересекающихся множеств и отношений между ними:

$$SU = < PF, UP, STR, RF, LS, VV, INF, OT >, \quad (1)$$

где PF – цели функционирования системы эксплуатации ТС;
UP – управление состоянием ТС;
STR – структура ТС;
RF – режимы и параметры функционирования ТС;
LS – персонал, принимающий участие в управлении эксплуатацией;
VV – возмущающие воздействия (поражающие факторы неблагоприятных воздействий);
INF – информация, необходимая для управления состоянием ТС;
OT – отношения между указанными выше множествами.

Если на множестве PF рассматривать узкие цели функционирования, то можно выделить перечень целей P ($P \subset PF$), характерных для конкретной ситуации, для конкретного неблагоприятного воздействия. Среди целей функционирования системы эксплуатации ТС можно выделить следующие:

– создание и поддержание оптимальных условий функционирования технологических систем в штатных и расчетных ситуациях;

– создание и поддержание допустимых условий функционирования технологических систем в условиях нештатной ситуации.

Каждой цели функционирования ТС при решении частных задач соответствует своя структура S ($S \subset STR$). Предполагается, что существует возможность восстановления ТС путем реконфигурации их структуры. Структура ТС S с присущими ей конкретными режимами и параметрами функционирования ТС RF, является объектом управления состоянием ТС – $OU = S \cup RF$.

Адаптивно-ситуационное управление состоянием ТС осуществляется при наличии обратной связи $UP \leftrightarrow OU$ в форме количественных и качественных представлений о ее результатах. Поэтому появляется необходимость выделения системы адаптивных критериев эффективности функционирования ТС W, позволяющей отражать результаты функционирования.

На управление состоянием ТС влияют следующие факторы: конкретная цель функционирования ТС P; объект управления OU; возмущающие воздействия VV; необходимая информация INF. Влияние вышеперечисленных факторов на процесс управления UP может быть записано в следующем виде:

$$<P, OU, VV, INF> \ \gamma_{отн} \ <UP>, \quad (2)$$

где $\gamma_{отн}$ – отношения, отражающие влияние вышеперечисленных факторов P, OU, VV, INF на процесс управления UP, т. е. это адаптивные критерии эффективности функционирования ТС W.

Оперируя понятием объектов-участников эксплуатационной ситуации, их можно представить в виде элементов системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС, т. е. множеств, рассмотренных в выражении (2). Введение элементов системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС в определение ситуации позволяет представить пространство рассматриваемых возможных эксплуатационных ситуаций ТС после воздействия поражающих факторов ES в виде декартова произведения множеств:

$$ES = P \times S \times RF \times LS \times VV \times INF \times OT. \quad (3)$$

В данном случае размерность пространства равна 7, $dim\ ES = 7$. Иными словами, пространство эксплуатационных ситуаций ТС есть 7-мерное пространство, «осями» которого выступают объекты ситуации – элементы системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС. Каждая ось пространства представляет собой множество возможных состояний элемента системы адаптивно-ситуационного управления. Декартово произведение пространства эксплуатационных ситуаций ТС и направленного множества времени T образует временное пространство ситуаций ES_T:

$$ES_T = ES \times T,\ \ dim\ ES_T = 8. \tag{4}$$

Оценивание состояния элементов системы адаптивно-ситуационного управления с помощью различных критериев, позволяет выделить в пространстве эксплуатационных ситуаций ES область допустимых ситуаций $ES^{д}$:

$$ES^{д} \subset ES,\ (ES^{д}{}_{т} \subset ES_{т}). \tag{5}$$

Множество состояний элементов системы адаптивно-ситуационного управления, соответствующих определенному моменту времени $t_к$, характеризуют конкретную ситуацию $ES \mid_{tк}$:

$$ES \mid_{tк} = <p_{tк}, s_{tк}, rf_{tк}, ls_{tк}, vv_{tк}, inf_{tк}, ot_{tк}> \tag{6}$$

или

$$ES \mid_{tк} = < p_{tк}, ou_{tк}, ls_{tк}, vv_{tк}, inf_{tк}, ot_{tк} >. \tag{7}$$

Проекция эксплуатационной ситуации ТС есть отображение пространства ситуаций на одну ось или группу осей:

$$pr^i : ES \rightarrow ES^i \ \text{ или } \ ES = pr^i\ ES,\ i = 1,7, \tag{8}$$

где ES^i – элементы системы адаптивно-ситуационного управления.

Категория исходных эксплуатационных ситуаций технических систем

Категория исходных эксплуатационных ситуаций ТС *Kat A* может быть представлена в следующем виде:

$$Kat\ A = (Ob\ A, Mor\ A). \tag{9}$$

Объектами категории исходных эксплуатационных ситуаций ТС являются следующие элементы системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС: $p_{tк}$, $ou_{tк}$, $ls_{tк}$, $vv_{tк}$, $inf_{tк}$. Соответственно, класс объектов категории *Kat A* может быть представлен как

$$Ob\ A\ = \{(p_{tк}, ou_{tк}, ls_{tк}, vv_{tк}, inf_{tк})\}. \tag{10}$$

Одним из элементов системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС являются отношения между всеми остальными элементами (ОТ). Тогда класс морфизмов категории *Kat A* может быть представлен как

$$Mor\ A = \{(ot_{tк})\}. \tag{11}$$

Введем следующие обозначения для отношений между элементами системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС:

$$(p_{tк} - ou_{tк}) - f_{tк};\ (p_{tк} - ls_{tк}) - h_{tк};\ (p_{tк} - inf_{tк}) - g_{tк};\ \ (ou_{tк} - inf_{tк}) - k_{tк};\ (vv_{tк} - ou_{tк}) - l_{tк};$$
$$(vv_{tк} - ls_{tк}) - m_{tк};\ (vv_{tк} - inf_{tк}) - n_{tк};\ (ls_{tк} - inf_{tк}) - q_{tк}.$$

Тогда класс морфизмов категории *Kat A* будет представлен в виде

$$Mor\ A = \{(f_{tк},\ h_{tк},\ g_{tк},\ k_{tк},\ l_{tк},\ m_{tк},\ n_{tк}, q_{tк})\}. \tag{12}$$

Содержание морфизмов категории *Kat A* может быть представлено в форме количественных или качественных отношений между объектами категории [12]. Диаграмма, характеризующая взаимосвязи объектов категории *Kat A*, представлена на рис. 1.

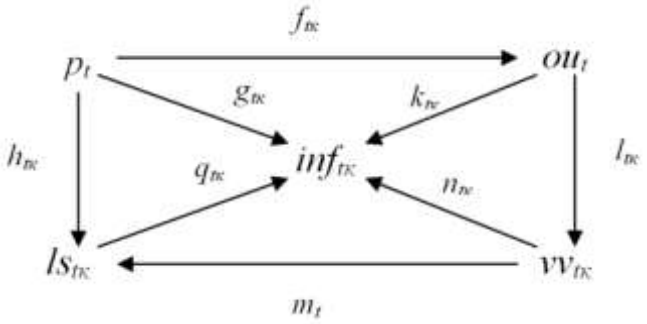


Рис. 1. Диаграмма отношений категории исходных эксплуатационных ситуаций ТС

Категория целевых эксплуатационных ситуаций технических систем

При реализации концепции адаптивно-ситуационного управления в ходе адаптации осуществляется проверка соответствия целей функционирования ТС сложившейся конкретной ситуации. Если цель не соответствует ситуации, то осуществляется корректировка целей функционирования ТС. В категории исходных эксплуатационных ситуаций ТС *Kat A* происходит изменение ее объекта – цели функционирования ТС *p*.

Осуществляется переход от категории исходных эксплуатационных ситуаций ТС *Kat A* к категории целевых эксплуатационных ситуаций ТС *Kat A'*.

В процессе перехода от исходной эксплуатационной ситуации ТС к целевой эксплуатационной ситуации категории *Kat A* и *Kat A'* ставятся в соответствие при помощи отображения *G* (функтора): $Kat\ A \to Kat\ A'$, которое представляет собой пару отображений:

$$G_o : Ob\ A \to Ob\ A', \qquad G_M : Mor\ A \to Mor\ A',$$

таких, что:

$$\forall\ A \in Ob\ A \quad A' = G_o(A) \in Ob\ A';$$

$$\forall\ ot_{tк} \in Mor\ A \quad G_M\ (ot_{tк}) \in Mor\ A'.$$

Реализация отображения G_o осуществляется упорядоченными отображениями

$$(G_{op}, G_{oou}, G_{ols}, G_{ovv}, G_{oinf}). \qquad (13)$$

Каждое из указанных отображений определяется так, чтобы диаграмма, отображающая взаимосвязь объектов категорий *Kat A'* и *Kat A* (рис. 2), была коммутативна.

Отображение G_o в случае адаптации ставит в соответствие только цели, где *p* – объекты *A* и *A'*:

$$G_o: (p_{tk}) \to (p'_{tk}).$$

Учитывая, что отображение *Go* ставит в соответствие только один объект *A* и *A'* – цель *p*, то не все отношения между элементами системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС изменяются в ходе адаптации. Изменяются только отношения $(p_{tк} - ou_{tк}) - f_{tк}$, $(p_{tк} - ls_{tк}) - h_{tк}$, $(p_{tк} - inf_{tк}) - g_{tк}$, а отношения $(ou_{tк} - inf_{tк}) - k_{tк}$, $(vv_{tк} - ou_{tк}) - l_{tк}$, $(vv_{tк} - ls_{tк}) - m_{tк}$, $(vv_{tк} - inf_{tк}) - n_{tк}$, $(ls_{tк} - inf_{tк}) - q_{tк}$ остаются неизменными.

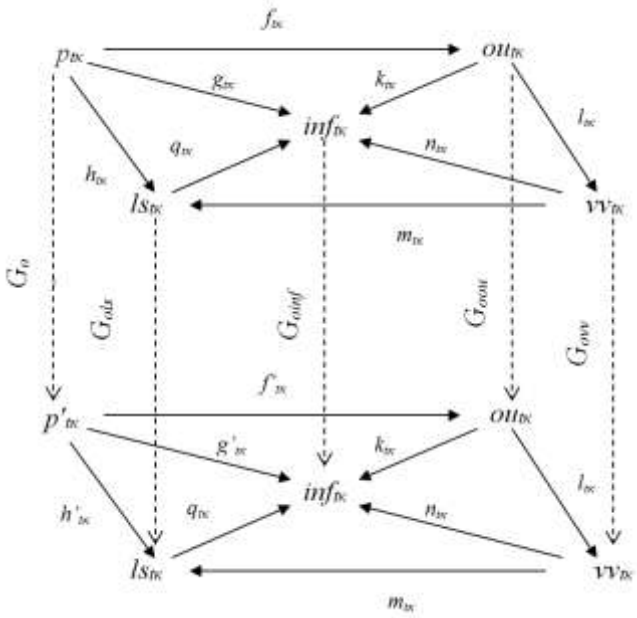


Рис. 2. Диаграмма взаимосвязи объектов категории исходной эксплуатационной ситуации Kat A′ и категории целевой эксплуатационной ситуации Kat A

Реализация отображения G_M осуществляется упорядоченными отображениями

$$(G_{Mf}, G_{Mh}, G_{Mg}, G_{Mk}, G_{Ml}, G_{Mm}, G_{Mn}, G_{Mq}), \tag{14}$$

где

$$\left.\begin{array}{l} G_{Mf}: f_{tк} \rightarrow f'_{tк}; \\ G_{Mh}: h_{tк} \rightarrow h'_{tк}; \\ G_{Mg}: g_{tк} \rightarrow g'_{tк}; \\ G_{Mk}: k_{tк} \rightarrow k_{tк}; \\ G_{Ml}: l_{tк} \rightarrow l_{tк}; \\ G_{Mm}: m_{tк} \rightarrow m_{tк}; \\ G_{Mn}: n_{tк} \rightarrow n_{tк}; \\ G_{Mq}: q_{tк} \rightarrow q_{tк}. \end{array}\right\} \tag{15}$$

Таким образом, на этапе адаптации функтор из категории исходной эксплуатационной ситуации в категорию целевой эксплуатационной ситуации G учитывает только изменение цели функционирования ТС p и изменение отношений между целью функционирования ТС и объектом управления ou; личным составом, принимающим участие в управлении эксплуатацией ls; информацией, необходимой для управления состоянием ТС inf. Функтор G может быть записан следующим образом:

$$G = (G_{op}, G_{Mf}, G_{Mh}, G_{Mg}). \tag{16}$$

На практике реализация функтора G осуществляется с использованием продукционных правил $PP^G_i(pp^G_{i1}, pp^G_{i2}, \ldots, pp^G_{ih})$ (где h – номер продукционного правила для i-й ТС, $1 \le h \le N_i$), необходимых для анализа конкретной ситуации, оценки технического состояния оборудования ТС [14, 15], прогнозирования ситуации, проверки соответствия целей функционирования ТС сложившейся ситуации.

Категория соответствия структуры ТС

После завершения адаптации по цели функционирования ТС происходит адаптация по структуре ТС, в ходе которой определяется, способна ли ТС определенной структуры реализовать поставленные цели.

Категория соответствия структуры ТС *Kat C* может быть представлена в следующем виде:

$$Kat\ C = (Ob\ C, Mor\ C). \quad (17)$$

Объектами категории соответствия структуры ТС являются элементы системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС: $p_{tк}$, $ou^s_{tк}$, $ls_{tк}$, $vv_{tк}$, $inf_{tк}$. На содержательном уровне объект управления состоянием ТС *OU* отличается от ранее введенного аналогичного объекта изменяемой структурой $ou^s_{tк}$. Соответственно, класс объектов категории *Kat C* может быть представлен как

$$Ob\ C = \{(p'_{tк}, ou^s_{tк}, ls_{tк}, vv_{tк}, inf_{tк})\}. \quad (18)$$

Морфизмы категории *Kat C* содержат взаимосвязи между объектами этой категории при корректировке структуры ТС:

$$Mor\ C = \{(f^s_{tк}, h_{tк}, g_{tк}, k^s_{tк}, l^s_{tк}, m_{tк}, n_{tк}, q_{tк})\}. \quad (19)$$

Переход от категории целевой эксплуатационной ситуации *Kat A'* к категории соответствия структуры ТС *Kat C* осуществляется при помощи отображения *S* (функтора): *Kat A'* $\rightarrow$ *Kat C*, которое представляет собой пару отображений:

$$S_o: Ob\ A' \rightarrow Ob\ C, \qquad S_M: Mor\ A' \rightarrow Mor\ C,$$

таких, что:

$$\forall\ A' \in Ob\ C \quad C = S_o(A') \in Ob\ C;$$

$$\forall\ ot_{tк} \in Mor\ A' \quad S_M(ot_{tк}) \in Mor\ C.$$

Отображение S_o в случае структурной адаптации ставит в соответствие только структуры *s* объектов управления *ou* категорий *Kat A'* и *Kat C*:

$$S_o: (ou_{tк}) \rightarrow (ou^s_{tк}).$$

Реализация отображения S_M осуществляется упорядоченными отображениями

$$(S_{Mf}, S_{Mh}, S_{Mg}, S_{Mk}, S_{Ml}, S_{Mm}, S_{Mn}, S_{Mq}). \quad (20)$$

Таким образом, на этапе адаптации по структуре ТС функтор из категории целевой эксплуатационной ситуации в категорию соответствия структуры ТС *S* учитывает только изменение структуры *s* объекта управления ou^s и изменение отношений между объектом управления ou^s и целью функционирования ТС p'; возмущающими воздействиями *vv*; информацией, необходимой для управления состоянием ТС *inf*. Функтор *S* может быть записан следующим образом:

$$S = (S_{oou}, S_{Mf}, S_{Mk}, S_{Ml}). \quad (21)$$

На практике реализация функтора *S* осуществляется с использованием продукционных правил $PP^S_i(pp^S_{i1}, pp^S_{i2}, \ldots, pp^S_{ix})$ (где *x* – номер продукционного правила для *i*-й ТС, $1 \le x \le N_i$), необходимых для анализа структуры ТС, проверки способности ТС конкретной структуры реализовать поставленные цели функционирования.

Категория соответствия режимов функционирования ТС

После завершения адаптации по структуре ТС происходит адаптация по режиму ТС, в ходе которой определяются режимы и параметры функционирования ТС, необходимые для реализации поставленных целей функционирования ТС.

Категория соответствия режимов функционирования ТС *Kat R* может быть представлена в следующем виде:

$$Kat\ R = (Ob\ R, Mor\ R). \quad (22)$$

Объектами категории соответствия режимов функционирования ТС являются элементы системы адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС: $p_{tк}$, $ou^r_{tк}$, $ls_{tк}$, $vv_{tк}$, $inf_{tк}$. На содержательном уровне объект управления состоянием ТС *OU* отличается от ранее введенного объекта (с конкретной структурой $ou^s_{tк}$) изменяемыми режимами и параметрами функционирования *rf* объекта $ou^r_{tк}$. Соответственно, класс объектов категории *Kat R* может быть представлен как

$$Ob\ R = \{(\ p'_{tк}, ou^r_{tк}, ls_{tк}, vv_{tк}, inf_{tк}\ )\}. \tag{23}$$

Морфизмы категории *Kat R* содержат взаимосвязи между объектами этой категории при корректировке режимов и параметров функционирования ТС:

$$Mor\ R = \{(\ f^r_{tк},\ h_{tк},\ g_{tк},\ k^r_{tк},\ l^r_{tк},\ m_{tк},\ n_{tк}, q_{tк}\ )\}. \tag{24}$$

Диаграмма, характеризующая взаимосвязи объектов категории *Kat R*, показана на рис. 3.

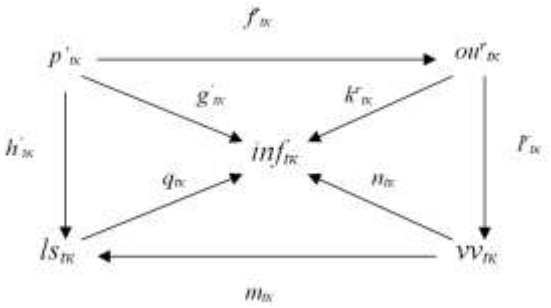


Рис. 3. Диаграмма отношений категории соответствия режимов функционирования ТС

Переход от категории соответствия структуры ТС *Kat C* к категории соответствия режимов функционирования ТС *Kat R* осуществляется при помощи отображения *Q* (функтора): *Kat C* → *Kat R*, которое представляет собой пару отображений:

$$Q_o: Ob\ C \to Ob\ R, \qquad Q_M: Mor\ C \to Mor\ R,$$

таких, что:

$$\forall\ C \in Ob\ R \quad R = Q_o(C) \in Ob\ R;$$

$$\forall\ ot_{tк} \in Mor\ C \quad Q_M\ (ot_{tк}) \in Mor\ R.$$

Отображение Q_o в случае адаптации по режиму ставит в соответствие только режимы и параметры функционирования ТС *rf* объектов управления *ou* категорий *Kat C* и *Kat R*:

$$Q_o: (ou^s_{tк}) \to (ou^{sr}_{tк}).$$

Реализация отображения Q_M осуществляется упорядоченными отображениями

$$(Q_{Mf}, Q_{Mh}, Q_{Mg}, Q_{Mk}, Q_{Ml}, Q_{Mm}, Q_{Mn}, Q_{Mq}), \tag{25}$$

где

$$\left.\begin{array}{l} Q_{Mf}: f^s_{tк} \ \to\ f^r_{tк}; \\ Q_{Mh}: h'_{tк} \ \to\ h'_{tк}; \\ Q_{Mg}: g'_{tк} \ \to\ g'_{tк}; \\ Q_{Mk}: k^s_{tк} \ \to\ k^r_{tк}; \\ Q_{Ml}: l^s_{tк} \ \to\ l^r_{tк}; \\ Q_{Mm}: m_{tк} \ \to\ m_{tк}; \\ Q_{Mn}: n_{tк} \ \to\ n_{tк}; \\ Q_{Mq}: q_{tк} \ \to\ q_{tк}. \end{array}\right\} \tag{26}$$

Таким образом на этапе адаптации по режиму ТС функтор из категории соответствия структуры ТС *S* в категорию соответствия режимов функционирования ТС *R* учитывает только изменение режимов и параметров функционирования *rf* объекта управления ou^{sr} и изменение отношений между объектом управления ou^{sr} и целью функционирования ТС $p^{'}$, возмущающими воздействиями *vv*, информацией, необходимой для управления состоянием ТС *inf*. Функтор *Q* может быть записан следующим образом:

$$Q = (Q_{oou}, Q_{Mf}, Q_{Mk}, Q_{Ml}). \quad (27)$$

На практике реализация функтора *Q* осуществляется с использованием продукционных правил $PP^{Q}_{i}(pp^{Q}_{i1}, pp^{Q}_{i2}, \ldots, pp^{Q}_{iy})$ (где *y* – номер продукционного правила для *i*-й ТС, $1 \le y \le N_i$), необходимых для анализа структуры ТС, проверки способности ТС конкретной структуры реализовать поставленные цели функционирования. Тогда диаграмма взаимосвязи объектов категорий *Kat C* и *Kat R* может быть представлена в виде диаграммы, изображенной на рис. 4.

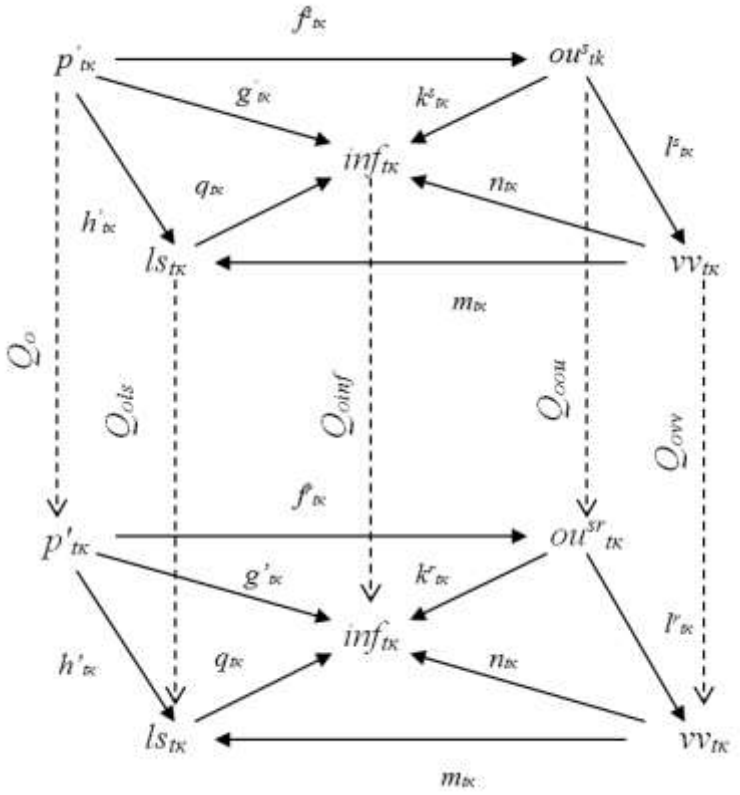


Рис. 4. Диаграмма взаимосвязи объектов категории соответствия структуры ТС Kat C и категории соответствия режимов функционирования ТС Kat R

ИНТЕГРАЛЬНОЕ ОПИСАНИЕ ЗАДАЧИ АДАПТИВНО-СИТУАЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ СОСТОЯНИЕМ

Совокупность функториально взаимосвязанных категорий (категории исходных эксплуатационных ситуаций, категории целевых эксплуатационных ситуаций, категории соответствия структуры ТС, категории соответствия режимов функционирования ТС) представляет собой математическое описание адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС [16]. Диаграмма функториальной взаимосвязи объектов категорий модели адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС представлена на рис. 5.

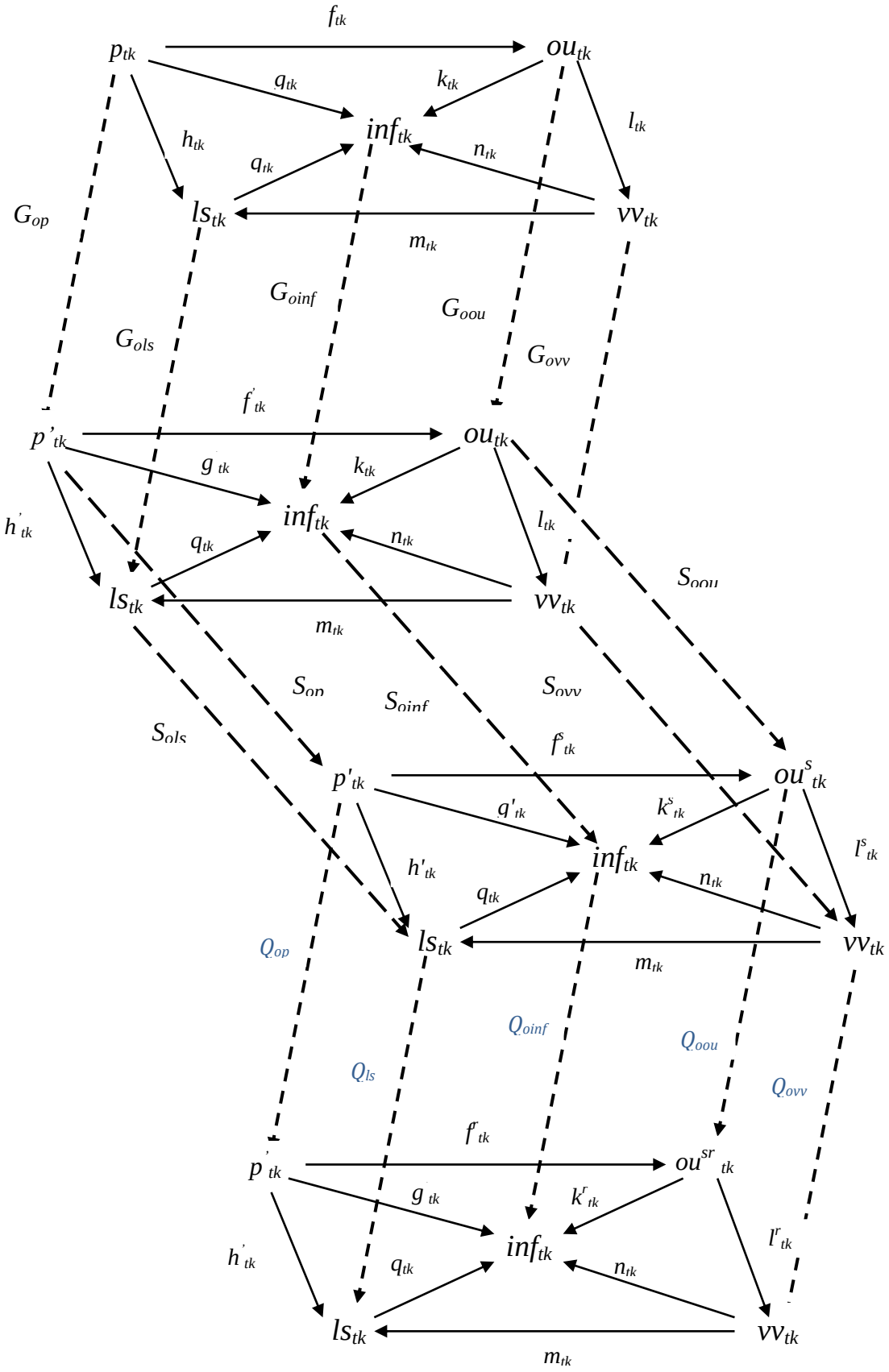


Рис. 5. Диаграмма функториальной взаимосвязи объектов категорий модели адаптивно-ситуационного управления состоянием ТС

Интегральное описание отражает процесс формирования решения *VR* по управлению техническим состоянием ТС.

Композиция функторов также является функтором. Следовательно, отображение $Q \circ S \circ G$ является функтором из категории исходных эксплуатационных ситуаций *Kat A* в категорию соответствия режимов функционирования ТС *Kat R*. Данное отображение ставит в соответствие цель функционирования ТС *p*, структуру ТС *s* и режимы и параметры функционирования ТС *rf*.

При принятии решения по действиям в условиях больших объемов плохо формализованной и слабо структурированной информации о текущей ситуации и техническом состоянии систем при воздействии на них неблагоприятных факторов учитываются цель функционирования ТС *p*, структура ТС *s*, режимы и параметры функционирования ТС *rf* и формируются управляющие рекомендации [17].

При формировании рекомендаций используются продукционные правила:

$$PP^G_i(pp^G_{i1}, pp^G_{i2}, \ldots, pp^G_{ih}); PP^S_i(pp^S_{i1}, pp^S_{i2}, \ldots, pp^S_{ix}); PP^Q_i(pp^Q_{i1}, pp^Q_{i2}, \ldots, pp^Q_{iy}).$$

Тогда категория рекомендаций *Kat V* может быть представлена в следующем виде:

$$Kat\ V = (Ob\ V, Mor\ V). \quad (28)$$

Объектами категории рекомендаций являются применяемые продукционные правила в различных эксплуатационных ситуациях (рис. 5). Соответственно, класс объектов категории *Kat V* может быть представлен следующим образом:

$$Ob\ V = \{(PP^G_i(pp^G_{i1}, pp^G_{i2}, \ldots, pp^G_{ih}), PP^S_i(pp^S_{i1}, pp^S_{i2}, \ldots, pp^S_{ix}), PP^Q_i(pp^Q_{i1}, pp^Q_{i2}, \ldots, pp^Q_{iy}))\}. \quad (29)$$

Морфизмы категории *Kat V* содержат взаимосвязи *H* между объектами этой категории:

$$Mor\ V = \{H1\ (PPG, PPS);\ H2\ (PPG, PPQ);\ H3\ (PPS, PPQ)\}. \quad (30)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение категорийно-функторного подхода позволяет формализовать процесс адаптивно-ситуационного управления состоянием технических систем сложных объектов в условиях неопределенности и под воздействием деструктивных факторов. Данный подход обеспечивает системное описание взаимосвязей между ключевыми элементами управления – целями, структурой, режимами функционирования, персоналом, возмущающими воздействиями и информацией – с использованием аппарата теории категорий.

Представленная модель адаптивно-ситуационного управления, основанная на последовательной трансформации категорий – от исходной эксплуатационной ситуации до режимов функционирования и формирования управляющих рекомендаций – обеспечивает целостное и согласованное описание процесса принятия решений. Переходы между категориями реализуются посредством функторов, что позволяет формально описать этапы адаптации: по цели, структуре и режимам функционирования технической системы.

Таким образом, предложенный категорийно-функторный подход обеспечивает единую теоретико-методологическую основу для построения интегрированных систем управления, способных оперативно и комплексно использовать как априорную, так и апостериорную информацию. Разработанный математический аппарат способствует эффективной формализации и представлению знаний в интеллектуальных системах управления, что особенно актуально при решении задач, характеризующихся высокой степенью неопределенности, слабой структурированностью данных и необходимостью адаптации в реальном времени.

Список использованных источников

1. *Солодовников В. В., Плотников В. И., Яковлев А. В.* Теория автоматического управления техническими системами. – М. : Изд-во МГТУ, 1993. – 492 с.

2. *Месарович М., Такахара Я.* Общая теория систем: математические основы. – М. : Мир, 1978. – 316 с.

3. *Поспелов Д. А.* Ситуационное управление – основа прикладных интеллектуальных систем // Вестник МГТУ имени Н. Э. Баумана. Сер. : Приборостроение. – 1995. – № 2. – С. 3–10.

4. *Sunanta O., Viertl R.* Decision Making and Fuzzy Information // Journal of Advanced Statistics. 2019. – Vol. 4, № 2. – P. 31–46.

5. *Денисов А. А., Колесников Д. Н.* Теория больших систем управления. – Л. : Энергоиздат, Лен. отд-е, 1982. – 287 с.

6. Теория массового обслуживания / Г. И. Ивченко [и др.]. – М. : Высш. шк., 1982. – 256 с.

7. *Резников Б. А.* Системный анализ и методы системотехники. – МО СССР, 1990. – Ч. 1 : Методология системных исследований. Моделирование сложных систем. – 522 с.

8. *Сушков Ю. А.* Моделирование систем. – Л. : ЛГУ, 1982. – 111 с.

9. *Baumeister J., Reutelshoefer J., Puppe F.* Engineering intelligent systems on the knowledge formalization continuum // International Journal of Applied Mathematics and Computer Science. – 2011. – Vol. 21, № 1. – P. 27–39.

10. *Мелентьев Л. А.* Системные исследования в энергетике. Элементы теории, направления развития. – М. : Наука, 1983. – 455 с.

11. Ensuring resilience and agility of complex organizational-technical systems / L. D. Gitelman [et al.] // International Journal of Design & Nature and Ecodynamics. – 2018. – № 13(2). – P. 208–220.

12. *Федунов Б. Е.* Конструктивная семантика антропоцентрических систем для разработки и анализа спецификаций бортовых интеллектуальных систем // Известия РАН. Теория и системы управления. – 1998. – № 5. – С. 146–147.

13. *Негойцэ К.* Применение теории систем к проблемам управления. – М. : Мир, 1981. – 180 с.

14. *Цаленко М. Ш., Шульгейфер Е. Г.* Основы теории категорий. – М. : Наука, 1974. – 256 с.

15. *Жожикашвили А. В., Стефанюк В. Л.* Теория категорий в задачах представления знаний и обучения // Техническая кибернетика. – 1986. – № 2. – С. 17–31.

16. *Goertzel B.* Toward a Formal Model of Cognitive Synergy. – URL : https://arxiv.org/pdf/1703.04361.pdf (дата обращения: 05.04.2021).

17. *Голдблатт Р.* Топосы. Категорный анализ логики. – М. : Мир, 1983. – 488 с.

18. *Авсюкевич Д. А., Егоричев М. В.* Концепция построения интеллектуальной адаптивной системы вентиляции и кондиционирования воздуха специальных сооружений // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 692. – С. 112–119.

А. В. Аксёнов;
П. С. Гончаров,
кандидат технических наук, доцент;
Л. П. Зозуля,
кандидат технических наук;
А. Л. Копейка,
кандидат технических наук

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ СВЕРХНИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Рассмотрена задача оценивания характеристик орбитального движения космического аппарата (КА) с электрическим ракетным двигателем малой тяги в сложных динамических условиях. Описаны основные уравнения орбитального движения КА на сверхнизких орбитах при произвольных углах отклонения возмущающей силы от вектора скорости. Выведены аналитические зависимости изменения радиуса-вектора, скорости и полярного угла от времени. Получено уравнение траектории. Выявлено, что через целое число периодов КА оказывается на новой круговой орбите с требуемой скоростью. Полученные результаты позволяют обеспечить основу для разработки алгоритмов управления.

Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, орбитальное движение, период обращения, траектория.

ВВЕДЕНИЕ

Решение широкого ряда задач космического информационного обеспечения требует применения КА на сверхнизких орбитах (СНО). При функционировании КА на СНО остаточная атмосфера оказывает существенное влияние, создавая аэродинамическое сопротивление, тормозящее космический аппарат. При этом для поддержания орбитальных параметров и осуществления маневров таких КА применяются электрические ракетные двигатели (ЭРД). Высокий удельный импульс и экономия рабочего тела этих ЭРД, делают их применение оптимальным для длительных орбитальных маневров, несмотря на малую величину создаваемой тяги.

Поскольку плотность остаточной атмосферы не является постоянной, то для компенсации действия аэродинамической силы остаточной атмосферы ЭРД должен обеспечивать:

– непрерывное изменение тяги в требуемом в диапазоне;

– высокую скорость отклика изменения тяги;

– минимальное отклонение создаваемой тяги от заданного направления.

В дополнение к компенсации сопротивления остаточной атмосферы ЭРД должен обеспечивать дополнительную фиксированную тягу для выполнения маневров по изменению параметров орбиты.

Исследование динамики полета между сверхнизкими круговыми орбитами с использованием ЭРД малой тяги является перспективной задачей для современной космонавтики.

В отличие от традиционных импульсных маневров, где тяга прикладывается кратковременно, стратегия с постоянно включенным двигателем малой тяги, направленной под углом к касательной траектории, требует принципиально иного подхода к расчету динамики полета.

Актуальность решения данной задачи обусловлена необходимостью поддержания орбитальных параметров и осуществления маневров КА между сверхнизкими компланарными круговыми орбитами с применением ЭРД. Аналитические зависимости в модели движения КА дают возможность быстро проводить предварительные расчеты без необходимости численного интегрирования системы обыкновенных дифференциальных уравнений, что позволяет сократить время по обоснованию требований к ЭРД на этапе проектирования КА [1–5].

Для описания движения КА на СНО с ЭРД разработана математическая модель при следующих допущениях и ограничениях:

1) поле тяготения – центральное;
2) начальная и конечная орбиты – круговые;
3) угол между векторами скорости и результирующей аэродинамической силы и тяги ЭРД – постоянный.

Целью исследования является вывод аналитических зависимостей для оценивания орбитальных параметров КА и определения времени, необходимого для достижения требуемых значений.

Практическая значимость работы состоит в возможности применения полученных результатов для проектных оценок параметров движения КА на СНО с ЭРД, к которым относятся:

– коррекция орбиты КА;
– межорбитальные переходы;
– полеты к другим планетам с использованием малой тяги [6–8].

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

КА совершает маневр между двумя компланарными круговыми орбитами в центральном гравитационном поле (рис. 1). ЭРД работает непрерывно, с использованием забортного газа в качестве рабочего тела. Результирующая аэродинамической силы и тяги ЭРД $\vec{F}$ (возмущающая сила) направлена под фиксированным углом α к вектору скорости $\vec{V}$.

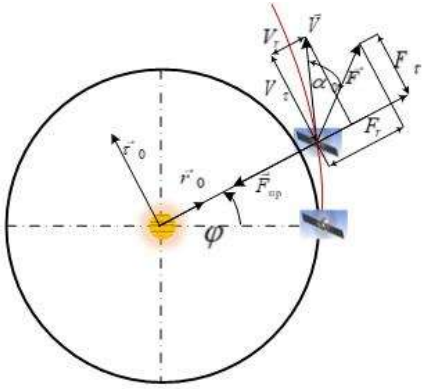


Рис. 1. Расчетная схема движения под действием постоянно приложенной силы $\vec{F}$

Для оценивания положения КА в пространстве при совершении маневра требуется определить аналитические зависимости параметров движения КА от времени *t*: радиуса-вектора $r(t)$, скорости $V(t)$, полярного угла $\varphi(t)$.

Уравнения движения КА в полярной системе координат:

$$m \cdot \begin{pmatrix} \ddot{r} - r \cdot \dot{\varphi}^2 \\ 2 \cdot \dot{r} \cdot \dot{\varphi} + r \cdot \ddot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum F_r \\ \sum F_\tau \end{pmatrix},$$

где m – масса КА;
φ – полярный угол;
$\vec{r}$ – радиус-вектор;
F_r и F_τ – радиальная и трансверсальная составляющая силы $\vec{F}$.

В терминах радиальной V_r и трансверсальной V_τ скоростей [9]:

$$\begin{cases} \dfrac{dV_r}{dt} = \dfrac{F}{m} \cdot sin\,\alpha - \dfrac{\mu}{r^2} + \dfrac{V_\tau^{\,2}}{r} \\ \dfrac{dV_\tau}{dt} = \dfrac{F}{m} \cdot cos\,\alpha - \dfrac{V_r \cdot V_\tau}{r} \end{cases}, \tag{1}$$

где m – масса КА;

α – угол между вектором скорости и силой $\vec{F}$,

$$\alpha = \alpha_0 + arctan\frac{V_r}{V_\tau} \approx \alpha_0 + \frac{V_r}{V_\tau};$$

φ – полярный угол.

Начальные условия:

$$r_{|t=0} = r_н;\ \varphi_{\|t=0} = 0;\ V_{r|t=0} = 0;\ V_{\tau|t=0} = \sqrt{\frac{\mu}{r_н}}.$$

Требуется определить зависимости $r(t)$, $V(t)$, $\varphi(t)$ и траекторию движения $r(\varphi)$.

ВЫВОД ОСНОВНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ

Уравнения (1) содержат малый параметр F. Решение данной задачи будет выполнено методом разложения в ряд по степеням малого параметра F [10]:

$$\begin{aligned} V_\tau(t) &= F^0 \cdot V_{\tau 0} + F^1 \cdot V_{\tau 1} + F^2 \cdot V_{\tau 2}; \\ V_r(t) &= F^0 \cdot V_{r0} + F^1 \cdot V_{r1} + F^2 \cdot V_{r2}; \\ r(t) &= F^0 \cdot r_0 + F^1 \cdot r_1 + F^2 \cdot r_2; \\ \varphi(t) &= F^0 \cdot \varphi_0 + F^1 \cdot \varphi_1 + F^2 \cdot \varphi_2, \end{aligned} \tag{2}$$

где $V_{\tau 0}, V_{\tau 1}, V_{\tau 2}$ $r_0, r_1, r_2, \varphi_0, \varphi_1, \varphi_2$ – коэффициенты разложения.

На основании формул для определения радиальной и трансверсальной составляющих скоростей:

$$V_\tau = r \cdot \frac{d\varphi}{dt},\ V_r = \frac{dr}{dt}$$

и системы уравнений (2) нулевые и первые коэффициенты рядов разложения для скоростей определяются следующим образом:

$$V_{\tau 0} = r_0 \cdot \frac{d\varphi_0}{dt}, \tag{3а}$$

$$V_{\tau 1} = r_0 \cdot \frac{d\varphi_1}{dt} + r_1 \cdot \frac{d\varphi_0}{dt}; \tag{3б}$$

$$V_{r0} = \frac{dr_0}{dt}, \tag{4а}$$

$$V_{r1} = \frac{dr_1}{dt}\ . \tag{4б}$$

После подстановки рядов (2) в уравнения (1) приравниваем члены при одинаковых степенях F. В нулевом порядке уравнения (1) записываются в виде:

$$\begin{cases} \dfrac{dV_{r_0}}{dt} = -\dfrac{\mu}{r_0^2} + \dfrac{V_{\tau_0}^2}{r_0} \\ \dfrac{dV_{\tau_0}}{dt} = -\dfrac{V_{r_0} \cdot V_{\tau_0}}{r_0} \end{cases}. \tag{5}$$

В первом порядке уравнения (1) записываются в виде:

$$\begin{cases} \dfrac{dV_{r_1}}{dt} = \dfrac{1}{m} \cdot sin\left(\alpha_0 + arctan\dfrac{V_{r_0}}{V_{\varphi_0}}\right) + 2 \cdot \dfrac{\mu \cdot r_1}{r_0^3} + 2 \cdot \dfrac{V_{\tau_0} \cdot V_{\tau_1}}{r_0} - \dfrac{V_{\tau_0}^2 \cdot r_1}{r_0^2} \\ \dfrac{dV_{\tau_1}}{dt} = \dfrac{1}{m} \cdot cos\left(\alpha_0 + arctan\dfrac{V_{r_0}}{V_{\varphi_0}}\right) - \dfrac{V_{\tau_0} \cdot V_{r_1}}{r_0} - \dfrac{V_{r_0} \cdot V_{\tau_1}}{r_0} + \dfrac{V_{r_0} \cdot V_{\tau_0} \cdot r_1}{r_0^2} \end{cases}. \tag{6}$$

Решением выражений (3а) и (4а) является движение по окружности. Следствием решения нулевого порядка являются:

$$\begin{cases} r(t) = r_н \\ V_{r_0}(t) = 0 \\ V_{\tau_0}(t) = \sqrt{\dfrac{\mu}{r_н}} \\ \varphi_0 = \sqrt{\dfrac{\mu}{r_н^3}} \cdot t \end{cases}. \tag{7}$$

Уравнения (3), (4) и (6) образуют систему линейных дифференциальных уравнений для нахождения решения первого порядка. Угол φ_1 входит только в уравнение для $V_{\tau 1}$. После подстановки (7) в (6):

$$\begin{cases} \dfrac{dV_{r_1}}{dt} = \dfrac{\sin\alpha_0}{m} + \dfrac{\mu \cdot r_1}{r_н^3} + 2 \cdot \sqrt{\dfrac{\mu}{r_н^3}} \cdot V_{\tau_1} \\ \dfrac{dV_{\tau_1}}{dt} = \dfrac{\cos\alpha_0}{m} - \sqrt{\dfrac{\mu}{r_н^3}} \cdot V_{r_1} \end{cases}. \tag{8}$$

В матричной форме уравнения (4) и (8) примут следующий вид:

$$\frac{d}{dt}\begin{pmatrix} r_1 \\ V_{r_1} \\ V_{\tau_1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ \dfrac{\mu}{r_0^3} & 0 & 2 \cdot \sqrt{\dfrac{\mu}{r_0^3}} \\ 0 & -\sqrt{\dfrac{\mu}{r_0^3}} & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} r_1 \\ V_{r_1} \\ V_{\tau_1} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \dfrac{\sin\alpha_0}{m} \\ \dfrac{\cos\alpha_0}{m} \end{pmatrix}. \tag{9}$$

Строим общее решение однородного уравнения и частное решение неоднородного при следующих начальных условиях:

$$t = 0, \;\; r_1 = 0, \;\; V_{r_1} = 0, \; V_{\tau_1} = 0.$$

В результате математических преобразований получены коэффициенты первого порядка по параметру F:

$$\begin{pmatrix} r_1 \\ V_{r_1} \\ V_{\tau_1} \end{pmatrix} = \frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \begin{pmatrix} -\frac{\sin\alpha_0}{2 \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \\ -2 \cdot \cos\alpha_0 \\ \frac{\sin\alpha_0}{2} \end{pmatrix} \cdot \cos\left(\sqrt{\mu / r_0^3} \cdot t\right) + \begin{pmatrix} -\frac{\cos\alpha_0}{\sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \\ \frac{\sin\alpha_0}{2} \\ 2 \cdot \cos\alpha_0 \end{pmatrix} \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t\right) + \\ + \begin{pmatrix} 2 \cdot \cos\alpha_0 \\ 0 \\ -\cos\alpha_0 \cdot \sqrt{\mu / r_н^3} \end{pmatrix} \cdot t + \begin{pmatrix} \frac{\sin\alpha_0}{2 \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \\ 2 \cdot \cos\alpha_0 \\ -\frac{\sin\alpha_0}{2} \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Требуется определить оставшийся ненайденный параметр $\varphi(t)$. Нулевой порядок $\varphi_0(t)$ найден ранее из системы уравнений (7).

В данной работе определять $\varphi_1(t)$ будем при условии, что $\alpha_0 = 0$. Параметр $\varphi_1(t)$ входит в уравнение (3).

Из уравнения (10) находятся $V_{\tau 1}(t)$ и $r_1(t)$:

$$V_{\tau 1}(t) = \frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_0^3}} \cdot \left(2 \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t\right) - \sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t\right), \quad (11)$$

$$r_1(t) = \frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \left(-\frac{2}{\sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t\right) + 2 \cdot t\right). \quad (12)$$

Учитывая уравнения (3), (7), (10), (11) и (12) можно записать

$$\varphi_1(t) = \frac{1}{r_н}\left(\frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}}\left(-\frac{4}{\sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \cos\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t\right) - \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t^2\right) + \frac{4 \cdot r_н^3}{m \cdot \mu}\right). \quad (13)$$

После подстановки коэффициентов разложения первого порядка (10) и нулевого порядка (7) и (13) в уравнения (2) получаются аналитические зависимости $r(t)$, $V(t)$, $\varphi(t)$, которые в совокупности представляют математическую модель движения сверхнизкоорбитального КА с ЭРД:

$$V_r(t) = \frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \left(-2 \cdot \cos\alpha_0 \cdot \cos\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) + \frac{\sin\alpha_0}{2} \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) + 2 \cdot \cos\alpha_0 \right),$$

$$V_\tau(t) = \sqrt{\frac{\mu}{r_н}} + \frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \left(\begin{array}{l} \frac{\sin\alpha_0}{2} \cdot \cos\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) + 2 \cdot \cos\alpha_0 \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) - \\ -\cos\alpha_0 \cdot \sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t - \frac{\sin\alpha_0}{2} \end{array} \right),$$

$$r(t) = r_н + \frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \left(\begin{array}{l} -\frac{\sin\alpha_0}{2 \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \cos\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) + -\frac{\cos\alpha_0}{\sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) - \\ -2 \cdot \cos\alpha_0 \cdot t + \frac{\sin\alpha_0}{2 \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \end{array} \right), \quad (14)$$

$$\varphi(t) = \sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t + \frac{1}{r_н} \left(\frac{1}{m \cdot \sqrt{\mu / r_н^3}} \left(-\frac{4}{\sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \cos\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) - \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t^2 \right) + \frac{4 \cdot r_н^3}{m \cdot \mu} \right).$$

Для определения траектории КА после включения двигателя необходимо из уравнений движения $r(t)$ и $\varphi(t)$ исключить параметр t и определить зависимость $r(\varphi)$. Для этого из уравнения (13) необходимо выразить $t(\varphi)$ и подставить в (12).

После разложения $\cos\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right)$ в ряд получаем

$$\varphi(t) = \sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t + \frac{F \cdot t^2}{2 \cdot r_н \cdot m}. \quad (15)$$

На основании формул (2) и (12) определена зависимость радиуса-вектора от времени

$$r(t) = r_н + \frac{F \cdot}{\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot m} \cdot \left(-\frac{2}{\sqrt{\mu / r_н^3}} \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_н^3} \cdot t \right) + 2 \cdot t \right). \quad (16)$$

Выразив t из (15) и подставив в (16), получим

$$r(\varphi) = r_{\text{н}} + \frac{F \cdot}{\sqrt{\mu / r_{\text{н}}^3} \cdot m} \cdot \left(-\frac{2}{\sqrt{\mu / r_{\text{н}}^3}} \cdot \sin\left(\sqrt{\mu / r_{\text{н}}^3} \cdot t(\varphi) \right) + 2 \cdot t(\varphi) \right). \quad (17)$$

Уравнение (17) представляет собой траекторию движения КА под действием ЭРД.

Период вращения на исходной орбите

$$T = \frac{2 \cdot \pi}{\sqrt{\mu / r_{\text{н}}^3}}.$$

Через целое число периодов синус $\sin\left(\sqrt{\mu / r_0^3} \cdot t \right) = 0$, тогда продолжительность полета составит

$$t = n \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\sqrt{\mu / r_{\text{н}}^3}},$$

где n – целое число периодов. После выключения двигателя КА будет продолжать движение по круговой орбите радиуса:

$$r(t) = r\left(n \cdot \frac{2 \cdot \pi}{\sqrt{\mu / r_{\text{н}}^3}} \right).$$

Таким образом, через целое число периодов КА оказывается на новой круговой орбите с требуемой скоростью:

$$V_{\tau} = \sqrt{\mu / r_{\text{н}}} - \frac{F}{m} \cdot t. \quad (18)$$

Изменение радиуса зависит только от $F \cdot \cos \alpha_0$. Если останавливать двигатель в другие моменты времени, то без дополнительного импульса движение КА будет продолжаться по эллипсу.

В качестве примера решения задач по оцениванию положения в пространстве КА приведены результаты моделирования движения КА при исходных данных, указанных в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные

Параметр	Значение
Начальный радиус $r_{\text{н}}$, м	$6{,}621 \cdot 10^6$
Модуль силы $\vec{F}$, Н	$3 \cdot 10$
Масса КА, кг	200
Угол между силы тяги и скоростью α_0, град	0
Время перелета, период	$6 \cdot T$

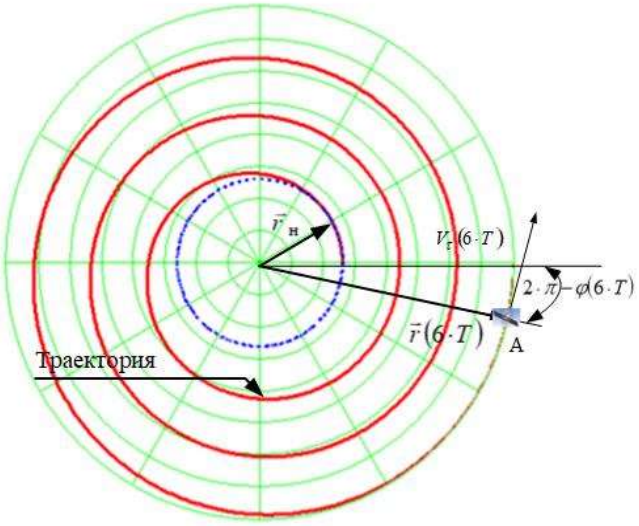


Рис. 2. Траектория перелета с круговой орбиты радиуса $r_н$

На рис. 2 представлена траектория перелета с круговой орбиты радиуса $r_н$ на круговую орбиту в момент времени $t = 6\cdot T$. В точке A после отключения ЭРД космический аппарат оказывается на новой круговой орбите радиусом $r_к = r\left(6\cdot T\right)$ с трансверсальной скоростью $V_\tau = V_{кр}$ (где $V_{кр}$ – круговая скорость).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выведенные аналитические зависимости (14) представляют математическую модель движения сверхнизкоорбитального КА с ЭРД. Представленная математическая модель (14) позволяет аналитически исследовать орбитальное движение КА при произвольных углах отклонения результирующей силы $\vec{F}$ от вектора скорости. На основе модели (14) выведено уравнение траектории КА при совершении маневра между компланарными круговыми орбитами. Доказано, что через целое число периодов обращения КА оказывается на новой круговой орбите с требуемой скоростью (18). Приведен пример применения математической модели движения сверхнизкоорбитального КА с ЭРД для расчета параметров траектории перелета между компланарными орбитами.

Полученные результаты могут быть использованы для проектирования оптимальных траекторий. Представленная математическая модель открывает перспективы для дальнейшего совершенствования методов управления КА с учетом малой тяги и сложных динамических условий сверхнизких орбит. Тем не менее, разработанная математическая модель может быть использована и для других орбит.

Список использованных источников

1. *Ткаченко И. С.* Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов // Онтология проектирования. – 2021. – № 4, т. 11. – С. 477–496.

2. *Иванов Н. М., Лысенко Л. Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. – М. : Дрофа, 2004. – 544 с.

3. Механика космического полета : учебник для втузов / М. С. Константинов [и др.]; под ред. В. П. Мишина. – М. : Машиностроение, 1989. – 408 с.

4. *Ельников Р. В*. Использование функции Ляпунова для вычисления локально-оптимального управления вектором тяги при межорбитальном перелете с малой тягой // Космические исследования. – 2021. – Т. 59, № 3. – С. 255–264.

5. *Sukhanov A. A.* Prado Low-Thrust Orbital Transfers in the Two-Body Problem // Mathematical Problems in Engineering. – 2012. – Art. ID 905209. – 20 p.

6. Идентификация маневров, выполняемых двигателями малой тяги космического аппарата / Г. К. Боровин [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2012. – № 2(2). – С. 8–12.

7. *Баранов А. А*. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. – М. : Спутник, 2016. – 512 с.

8. *Титов Г. С., Иванов В. А., Горьков В. Л.* Межорбитальные и локальные маневры космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1982. – 245 с.

9. *Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В*. Механика космического полета с малой тягой. – М. : Наука, 1989. – 670 с.

10. *Арнольд В. И*. Обыкновенные дифференциальные уравнения. – 3-е изд., испр. и доп. – М. : МЦНМ, 2012. – 344 с.

В. Н. Арсеньев[1],
доктор технических наук, профессор;
Е. В. Колосов[2];
Е. В. Слатова[3]
[1, 3] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2] Главное управление ВКС, г. Москва.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕЛЕВОГО ОБЪЕКТА КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ОБЗОРА ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ПО НЕСКОЛЬКИМ СЕРИЯМ НАБЛЮДЕНИЙ

Космический аппарат обзора околоземного космического пространства ведет наблюдение за заданной областью. В поле зрения аппарата попадает некоторое количество космических объектов, среди которых находится целевой объект. Бортовые средства космического аппарата позволяют провести несколько серий измерений (наблюдений) селективных признаков, характеризующих объекты наблюдения. Объемы и качество измерительной информации о наблюдаемых объектах в рамках одной серии измерений и от серии к серии могут отличаться. На основе полученных данных решается задача выбора целевого объекта из множества наблюдаемых. Для этого рассматриваются гипотезы (события), состоящие в предположении, что каждый наблюдаемый объект является целевым. В качестве целевого выбирается объект, для которого математическое ожидание числа принятий соответствующей гипотезы во всех сериях наблюдений является максимальным.

Ключевые слова: околоземное космическое пространство, космический аппарат, космические объекты, целевой объект, селективные признаки, интегральный признак, решающее правило.

ВВЕДЕНИЕ

В область, наблюдаемую космическим аппаратом обзора (КАО) околоземного космического пространства (ОКП), могут попадать несколько космических объектов искусственного и естественного происхождения (небесные тела, функционирующие космические аппараты, элементы космического мусора и т. д.), среди которых находится интересующий КАО целевой объект (ЦО) [1]. Для определения целевого объекта на борту КАО используются различные средства наблюдения (оптико-электронные, радиолокационные и др.), с помощью которых измеряются значения селективных (координатных и некоординатных) признаков, характеризующих наблюдаемые объекты [2, 3]. При этом селективные признаки целевого объекта полагаются либо известными детерминированными величинами, либо случайными величинами с известным законом распределения.

В процессе наблюдения КАО проводит несколько серий измерений селективных признаков наблюдаемых объектов, причем количества измерений одних и тех же селективных признаков различных объектов в одной серии и от серии к серии могут отличаться. На основе полученной измерительной информации необходимо принять решение о целевом объекте: какой из наблюдаемых космических объектов является целевым.

Основные подходы к решению этой задачи при одной серии измерений селективных признаков наблюдаемых объектов достаточно подробно представлены в статье [4]. При нескольких сериях измерений (наблюдений) может возникнуть более сложная ситуация, когда решение о целевом объекте, полученное на основе результатов измерений селективных признаков наблюдаемых объектов в одной серии, отличается от решения, полученного по результатам измерений этих признаков в другой серии. В таких случаях в статье [5] предлагается использовать интуитивный подход к решению задачи выбора целевого объекта, основанный на усреднении апостериорных вероятностей гипотез о целевом объекте во всех сериях наблюдений. Для получения обоснованного вывода о ЦО целесообразно использовать более стро-

гое решение рассматриваемой задачи. Такое решение, на наш взгляд, можно получить путем взвешенного учета результатов измерений селективных признаков наблюдаемых космических объектов в различные моменты времени наблюдения.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Космический аппарат обзора с помощью бортовых средств наблюдения провел мониторинг заданной области ОКП. Было обнаружено R космических объектов и в дискретные моменты времени t_s, $s=\overline{1,S}$ проведено S серий измерений характеризующих эти объекты селективных признаков X_i, $i=\overline{1,n}$. Погрешности бортовых измерительных средств являются независимыми случайными величинами, распределенными по нормальному закону с известными дисперсиями D_{X_i}, $i=\overline{1,n}$ и нулевыми математическими ожиданиями.

Если через $N_i^{(rs)}\geq 0$ обозначить число измерений i-го признака r-го объекта в s-й серии наблюдения, то в общем случае могут иметь место неравенства $N_i^{(r_1 s)}\neq N_i^{(r_2 s)}$ или (и) $N_i^{(rs_1)}\neq N_i^{(rs_2)}$, где $i=\overline{1,n}$; $r_1, r_2\in\{1, 2,..., R\}$; $s_1, s_2\in\{1, 2,..., S\}$, т. е. число измерений одного и того же селективного признака различных объектов в рамках одной серии наблюдений и одного и того же объекта в различных сериях может быть различным.

Результаты измерений селективных признаков наблюдаемых КАО объектов представлены множеством $\left\{x_{ij}^{(rs)},\ i=\overline{1,n},\ j=\overline{1,N_i^{(rs)}}\right\}$, где $x_{ij}^{(rs)}$ – значение i-го признака X_i r-го объекта, полученное при j-м измерении этого признака в s-й серии, $s=\overline{1,S}$, $r=\overline{1,R}$.

На основе полученной измерительной информации в соответствии с методикой [6] определены:

– безразмерные интегральные признаки w_{rs}, $s=\overline{1,S}$, $r=\overline{1,R}$, характеризующие наблюдаемые космические объекты в каждой серии измерений;

– дисперсии $D_{W_{rs}}$, $s=\overline{1,S}$, $r=\overline{1,R}$ интегральных признаков наблюдаемых объектов;

– для каждой серии измерений апостериорные вероятности $P(H_r / w_{rs})$ гипотез H_r, состоящих в предположении, что r-й наблюдаемый объект является целевым, по формуле

$$P(H_r / w_{rs})=\frac{P_s(H_r)P(w_{rs}/H_r)}{\sum_{i=1}^{R}P_s(H_i)P(w_{is}/H_i)}, \qquad (1)$$

где $P_s(H_r)$ – априорная вероятность гипотезы H_r в s-й серии наблюдения;

$P(w_{rs}/H_r)$ – условная вероятность,

$$P(w_{rs}/H_r)=\begin{cases}P(W_{rs}>w_{rs}), & \text{если } w_{rs}>w_{\text{ц}};\\ P(W_{rs}<w_{rs}), & \text{если } w_{rs}<w_{\text{ц}},\end{cases} \qquad (2)$$

где $w_{\text{ц}}$ – значение интегрального признака целевого объекта; $r=\overline{1,R}$, $s=\overline{1,S}$.

Необходимо принять решение о целевом космическом объекте, учитывающее априорную информацию и результаты измерений селективных признаков наблюдаемых объектов во всех сериях наблюдений за заданной областью ОКП.

РЕШАЮЩЕЕ ПРАВИЛО ПО КРИТЕРИЮ МАКСИМУМА МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОЖИДАНИЯ ЧИСЛА ПРИНЯТИЙ ГИПОТЕЗ

Рассматривается гипотеза H_r, как и ранее состоящая в предположении, что r-й наблюдаемый объект является целевым, и связанная с ней дискретная случайная величина V_{rs} – число принятий этой гипотезы по результатам измерений селективных признаков r-го объекта в s-й серии наблюдений. Очевидно, что величина V_{rs} в каждой серии может принимать только два значения: единицу, если гипотеза H_r принята [вероятность этого события $P(H_r / w_{rs})$], и ноль, если гипотеза отклонена [вероятность этого события $1-P(H_r / w_{rs})$]. Тогда число принятий гипотезы H_r во всех сериях наблюдений

$$V_r = \sum_{s=1}^{S} V_{rs}. \qquad (3)$$

Математическое ожидание величины V_r

$$\mathrm{M}_{V_r} = \sum_{s=1}^{S} \mathrm{M}_{V_{rs}},$$

где математическое ожидание величины V_{rs} (среднее число принятий гипотезы H_r по результатам измерений селективных признаков r-го наблюдаемого объекта в s-й серии наблюдений) определяется по формуле

$$\mathrm{M}_{V_{rs}} = 1 \cdot P(H_r / w_{rs}) + 0 \cdot [1 - P(H_r / w_{rs})] = P(H_r / w_{rs}).$$

Таким образом, математическое ожидание числа принятий гипотезы H_r по результатам измерений селективных признаков r-го объекта во всех сериях наблюдений равно сумме апостериорных вероятностей:

$$\mathrm{M}_{V_r} = \sum_{s=1}^{S} P(H_r / w_{rs}). \qquad (4)$$

Тогда целевым объектом считается наблюдаемый космический объект, имеющий максимальное значение математического ожидания числа принятий связанной с ним гипотезы. Иначе говоря, объект с номером $k \in \overline{1,R}$ принимается за целевой, если

$$\mathrm{M}_{V_k} = \max\left\{\mathrm{M}_{V_1}, \mathrm{M}_{V_2}, ..., \mathrm{M}_{V_R}\right\}.$$

Из формулы (4) следует, что при одной серии измерений ($S = 1$) селективных признаков наблюдаемых объектов $\mathrm{M}_{V_r} = P(H_r / w_r)$ и решение о целевом объекте принимается по максимуму апостериорной вероятности. Таким образом, известное решающее правило, предложенное в статье [6], является частным случаем рассмотренного в данной работе.

Можно также заметить, что математическое ожидание суммарного числа принятий гипотез H_r, $r = \overline{1,R}$ во всех сериях наблюдений равно числу серий S. Действительно,

$$\mathrm{M}\left[\sum_{r=1}^{R} V_r\right] = \sum_{r=1}^{R} \mathrm{M}_{V_r} = \sum_{r=1}^{R}\sum_{s=1}^{S} P(H_r / w_{rs}) = \sum_{s=1}^{S}\sum_{r=1}^{R} P(H_r / w_{rs}) = S.$$

Это математически подтверждает физический смысл предложенного подхода к решению рассматриваемой задачи.

На основе формулы (3) можно получить дисперсию числа принятий гипотезы H_r во всех сериях наблюдений. Поскольку серии наблюдений являются независимыми, то

$$D_{V_r} = \sum_{s=1}^{S} D_{V_{rs}},$$

где дисперсия случайной величины V_{rs} определяется по известной формуле [7]

$$D_{V_{rs}} = (1-\mathrm{M}_{V_{rs}})^2 P(H_r / w_{rs}) + (0-\mathrm{M}_{V_{rs}})^2 [1-P(H_r / w_{rs})] = P(H_r / w_{rs})[1-P(H_r / w_{rs})].$$

Тогда

$$D_{V_r} = \sum_{s=1}^{S} P(H_r / w_{rs})[1-P(H_r / w_{rs})].$$

ПРИМЕР ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕЛЕВОГО ОБЪЕКТА

Гипотетический космический аппарат обзора околоземного космического пространства ведет наблюдение за четырьмя объектами ($R = 4$) в заданной области. Проведены две серии ($S = 2$) измерений шести ($n = 6$) селективных признаков наблюдаемых объектов.

Исходные данные, частично заимствованные из статьи [5], включают информацию о точностных характеристиках бортовых измерительных средств КАО в виде дисперсий погрешностей измерений $D_{X_1} = 3,\ D_{X_2} = 1,3,\ D_{X_3} = 0,8,\ D_{X_4} = 0,6,\ D_{X_5} = 0,3,\ D_{X_6} = 0,1$ и количествах измерений селективных признаков наблюдаемых объектов в каждой серии.

Так, в первой серии измерений:

– для первого наблюдаемого объекта были получены одно значение первого селективного признака $(N_1^{(11)} = 1)$, два значения второго $(N_2^{(11)} = 2)$ и по одному значению третьего, четвертого, пятого и шестого признаков $(N_3^{(11)} = 1,\ N_4^{(11)} = 1,\ N_5^{(11)} = 1,\ N_6^{(11)} = 1)$;

– для второго объекта количества измерений соответствующих признаков составили: $N_1^{(21)} = 1,\ N_2^{(21)} = 1,\ N_3^{(21)} = 2,\ N_4^{(21)} = 1,\ N_5^{(21)} = 0,\ N_6^{(21)} = 0$;

– для третьего объекта – $N_1^{(31)} = 1,\ N_2^{(31)} = 1,\ N_3^{(31)} = 1,\ N_4^{(31)} = 1,\ N_5^{(31)} = 0,\ N_6^{(31)} = 0$;

– для четвертого объекта – $N_1^{(41)} = 1,\ N_2^{(41)} = 1,\ N_3^{(41)} = 0,\ N_4^{(41)} = 1, N_5^{(41)} = 0, N_6^{(41)} = 0.$

Во второй серии количества измерений селективных признаков наблюдаемых объектов составили:

– для первого объекта $N_1^{(12)} = 1,\ N_2^{(12)} = 0,\ N_3^{(12)} = 1,\ N_4^{(12)} = 1,\ N_5^{(12)} = 1,\ N_6^{(12)} = 0$;

– для второго объекта $N_1^{(22)} = 1,\ N_2^{(22)} = 1,\ N_3^{(22)} = 1,\ N_4^{(22)} = 1,\ N_5^{(22)} = 0,\ N_6^{(22)} = 1$;

– для третьего объекта $N_1^{(32)} = 1,\ N_2^{(32)} = 0,\ N_3^{(32)} = 1,\ N_4^{(32)} = 1,\ N_5^{(32)} = 0,\ N_6^{(32)} = 1$;

– для четвертого объекта $N_1^{(42)} = 1,\ N_2^{(42)} = 0,\ N_3^{(42)} = 1,\ N_4^{(42)} = 0, N_5^{(42)} = 1,\ N_6^{(42)} = 1.$

На основе этих данных получены:

– значения интегральных признаков, характеризующих наблюдаемые космические объекты в каждой серии измерений, и их дисперсии:

$$w_{11} = 11.0485,\ w_{21} = 10.8945,\ w_{31} = 10.7084,\ w_{41} = 10.8793;$$

$$D_{W_{11}} = 0.0157,\ D_{W_{21}} = 0.0177,\ D_{W_{31}} = 0.0201,\ D_{W_{41}} = 0.0232;$$

$$w_{12} = 10.8923,\ w_{22} = 10.3753,\ w_{32} = 10.8165,\ w_{42} = 10.9145;$$

$$D_{W_{12}} = 0.0237,\ D_{W_{22}} = 0.0448,\ D_{W_{32}} = 0.0127,\ D_{W_{42}} = 0.0243;$$

– априорные вероятности гипотез:

$$P_1(H_1) = 0.2810,\ P_1(H_2) = 0.2598,\ P_1(H_3) = 0.2400,\ P_1(H_4) = 0.2192; \quad (5)$$

$$P_2(H_1) = 0.2416,\ P_2(H_2) = 0.1618,\ P_2(H_3) = 0.3586,\ P_2(H_4) = 0.2380; \quad (6)$$

– по формуле (2) условные вероятности:

$$P(w_{11}/H_1) = 0.0813,\ P(w_{21}/H_2) = 0.4377,\ P(w_{31}/H_3) = 0.1218,\ P(w_{41}/H_4) = 0.4852; \quad (7)$$

$$P(w_{12}/H_1) = 0.4519,\ P(w_{22}/H_2) = 0.0092,\ P(w_{32}/H_3) = 0.3059,\ P(w_{42}/H_4) = 0.3966; \quad (8)$$

– для каждой серии измерений апостериорные вероятности $P(H_r / w_{rs})$ гипотез H_r, состоящих в предположении, что r-й наблюдаемый объект является целевым ($w_ц$=10.8737), по формуле (1):

$$P(H_1/w_{11}) = 0.0839,\ P(H_2/w_{21}) = 0.4178,\ P(H_3/w_{31}) = 0.1074,\ P(H_4/w_{41}) = 0.3908; \quad (9)$$

$$P(H_1/w_{12}) = 0.3469,\ P(H_2/w_{22}) = 0.0048,\ P(H_3/w_{32}) = 0.3485,\ P(H_4/w_{42}) = 0.2999; \quad (10)$$

– математические ожидания числа принятий гипотез:

$$\mathrm{M}_{V_1} = 0.4308,\ \mathrm{M}_{V_2} = 0.4226,\ \mathrm{M}_{V_3} = 0.4559,\ \mathrm{M}_{V_4} = 0.6907. \quad (11)$$

Из полученных результатов видно следующее:

– если при принятии решения о целевом объекте используется только априорная информация в виде априорных вероятностей гипотез (5) и (6), то в первой серии следует считать целевым первый объект, имеющий максимальную вероятность $P_1(H_1) = 0.2810$, а по второй серии – третий, максимальная вероятность которого $P_2(H_3) = 0.3586$;

– использование условных вероятностей (7) и (8) дает другие результаты: в первой серии за целевой следует принять четвертый наблюдаемый объект $P(w_{41}/H_4) = 0.4852$, а во второй серии – первый $P(w_{12}/H_1) = 0.4519$;

– на основе апостериорных вероятностей гипотез (9) и (10), учитывающих априорную информацию и результаты измерений селективных признаков наблюдаемых объектов, следует сделать вывод, что в первой серии измерений целевым является второй объект $P(H_2/w_{21}) = 0.4178$, а во второй серии – третий объект $P(H_3/w_{32}) = 0.3485$;

– совместная обработка априорной информации и результатов, полученных в первой и второй сериях измерений селективных признаков наблюдаемых объектов, согласно выражениям (11) позволяет утверждать, что целевым является четвертый объект, имеющий максимальное значение $\mathrm{M}_{V_4} = 0.6907$ математического ожидания числа принятий соответствующей гипотезы.

Таким образом, принимается решение: четвертый наблюдаемый объект является целевым.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача выбора целевого объекта из множества объектов, наблюдаемых космическим аппаратом обзора околоземного космического пространства в некоторой заданной области. Предложен подход, основанный на совместной обработке априорной информации о наблюдаемых объектах и результатов измерений характеризующих их селективных признаков в нескольких сериях наблюдений. Объемы и качество измерительной информации о наблюдаемых объектах в рамках одной серии измерений и от серии к серии могут отличаться. В основу решающего правила выбора целевого объекта положен

критерий максимума математического ожидания числа принятий соответствующей ему гипотезы.

На примере гипотетического космического аппарата обзора околоземного космического пространства продемонстрирована работоспособность предложенного подхода.

Список использованных источников

1. Challenging aspects in evaluation the potential danger of space objects breakups and collisions for space flights / V. Adushkin [et al.] // Advances and Astrophysics. – 2018. – Vol. 3, № 2. – P. 83–90.

2. *Журкин И. Г., Чабан Л. Н., Орлов П. Ю.* Структурно-топологический алгоритм идентификации звезд и обнаружения объектов околоземного космического пространства // Компьютерная оптика. – 2020. – Т. 44, № 3. – С. 375–384. – DOI: 10.18287/2412-6179-CO-597.

3. *Кириченко Д. В., Багров А. В.* Оперативное выявление космогенных угроз с помощью орбитальных средств контроля космического пространства // Радиопромышленность. – 2014. – № 1. – С. 174–184.

4. *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.

5. *Арсеньев В. Н., Слатова Е. В., Ядренкин А. А.* Определение опасного техногенного объекта орбитальными средствами мониторинга околоземного космического пространства // Известия вузов. Приборостроение. – 2024. – Т. 67, № 12. – С. 1010–1018. – DOI: 10.17586/0021-3454-2024-67-12-1010-1018.

6. *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.

7. *Пугачев В. С.* Теория вероятностей и математическая статистика. – 2-е изд., испр. и доп. – М. : Физматлит, 2002. – 496 с.

Е. В. Басотин[1],
доктор технических наук, доцент;
И. С. Жильцов[2];
А. В. Кривоносов[3];
И. Е. Сааль[4]
[1, 3] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.
[2] 1 ГИК МО РФ, г. Мирный Архангельской обл.
[4] ГРЦ имени академика В. П. Макеева, г. Миасс Челябинской обл.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОРГАНИЗАЦИИ СЕРВИСНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА ДЛИТЕЛЬНЫХ СРОКАХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В работе предложен подход к разрешению проблемной ситуации, которая заключается в необходимости обеспечения работоспособности технологического оборудования сложных технических систем на длительных сроках эксплуатации с минимальными затратами ресурсов при недостаточно развитом научно-методическом обеспечении обоснования состава, номенклатуры, сроков и стоимости проведения мероприятий по поддержанию работоспособности технологического оборудования при заключении сервисных контрактов. Сформулирована задача, обоснованы требования к составу научно-методического обеспечения решения задачи.

Ключевые слова: сложная техническая система, сервисное обслуживание, эксплуатационная пригодность, долговечность.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время от разработчиков сложных технических систем (СТС) требуется взять на себя обязательства обеспечить работоспособность технологического оборудования на протяжении длительного (20 и более лет) срока эксплуатации. Традиционно разработчики берут на себя обязательства в виде гарантийного срока эксплуатации (гарантийной наработки), в течение которого предприятия промышленности должны за свой счет и в установленные обязательствами сроки устранять выявленные дефекты. По истечению гарантийного срока эксплуатации проводится комплекс организационно-технических мероприятий по продлению назначенных показателей ресурса (срока службы) в зависимости от технического состояния эксплуатируемого оборудования. Как правило, гарантийные сроки эксплуатации не превышают 10 лет.

Наиболее прогрессивной формой взаимодействия разработчика и заказчика в рамках поддержания и восстановления работоспособного или исправного состояния оборудования является заключение контракта на осуществление сервисного обслуживания оборудования [1]. Мероприятия сервисного обслуживания могут проводиться специалистами предприятий промышленности (специалистами специализированных организаций) как самостоятельно, так и с привлечением специалистов эксплуатирующих организаций (в части требований, предписанных в эксплуатационно-технической документации), а также иных организаций.

При заключении контракта на осуществление сервисного сопровождения эксплуатации оборудования на протяжении длительного срока эксплуатации перед исполнителем контрактных обязательств встает задача обоснования цены контракта, которая будет зависеть от объема работ по поддержанию и восстановлению работоспособного или исправного состояния оборудования. Существующая система сервисного сопровождения эксплуатации СТС кооперацией разработчиков и изготовителей составных частей не в полной мере приспособлена к решению поставленной задачи как в отношении правовой и нормативной базы [2], так и в отношении научно-методического обеспечения обоснования параметров системы сер-

висного обслуживания, позволяющих обеспечить требуемый уровень показателей качества функционирования СТС на длительных сроках эксплуатации при рациональных затратах ресурсов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Обоснование параметров (перечня мероприятий, периодов их выполнения, стоимости выполнения работ) сервисного обслуживания СТС на длительных сроках эксплуатации должно осуществляться на основе мониторинга технического состояния оборудования из состава составных частей СТС. Под мониторингом будем понимать информационно-аналитический процесс обеспечения выработки управленческих решений, направленных на предотвращение неблагоприятного изменения состояния объекта мониторинга [3]. В общем случае мониторинг включает в себя совокупность последовательных действий информационного и аналитического характера: наблюдение; сбор информации о состоянии элементов оборудования и факторах, влияющих на их состояние; оценка текущего состояния и прогноз его изменения; подготовка вариантов управленческих решений.

Решение задачи должно включать в себя ряд последовательных этапов.

Этап 1. Разбиение срока эксплуатации СТС на отдельные подинтервалы.

Этап 2. Осуществление на каждом подинтервале мониторинга технического состояния, надежности элементов оборудования, эксплуатационных затрат, доступности элементной базы для восполнения комплектов запасных частей, инструментов и принадлежностей (ЗИП), обеспеченности процесса эксплуатации СТС квалифицированным персоналом и приборно-диагностической базой.

Этап 3. Обработка информации для получения прогнозных оценок технического состояния, надежности и остаточного ресурса (срока службы) оборудования СТС, а также доступности для приобретения элементной базы по состоянию на конец следующего подинтервала.

Этап 4. Формирование мероприятий по поддержанию работоспособности оборудования СТС в зависимости от фактического состояния, которые включают следующие возможные альтернативы:

– продолжение эксплуатации на следующем подинтервале без проведения дополнительных мероприятий по профилактике отказов оборудования и (или) компенсации морального устаревания комплектующих;

– продолжение эксплуатации на следующем подинтервале с проведением дополнительных мероприятий по профилактике отказов оборудования и (или) компенсации морального устаревания комплектующих.

Необходимо отметить, что компенсация морального устаревания комплектующих может включать различные мероприятия: от поиска дополнительных возможностей по восполнению комплекта ЗИП до обоснования и проведения частичной модернизации составных частей СТС.

Представляется целесообразным следующий порядок разработки научно-методического обеспечения обоснования возможностей и условий обеспечения требований к работоспособности оборудования составных частей СТС (далее – изделий) на длительных гарантийных сроках эксплуатации.

1. Анализ структуры изделий с выделением основных групп элементов.

Рассматриваемые изделия, в свою очередь, являются сложными многокомпонентными техническими системами с разнородными элементами. Разнородность элементов может быть описана с использованием следующих классификационных признаков:

– по степени влияния отказа элемента на выполнение изделием целевой задачи;

– по возможности восстановления работоспособного состояния и (или) технического ресурса элемента в процессе эксплуатации;

– по возможности и степени (глубине) контроля технического состояния элемента в процессе эксплуатации.

По степени влияния отказа элемента на выполнение изделием целевой задачи все элементы изделия могут быть разделены на две группы:

группа I – элементы, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи;

группа II – элементы, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи.

По возможности восстановления работоспособного состояния и (или) технического ресурса элемента в процессе эксплуатации все элементы изделия могут быть разделены на две группы:

группа А – невосстанавливаемые элементы;

группа Б – восстанавливаемые элементы.

По возможности и степени контроля технического состояния элемента в процессе эксплуатации все элементы изделия могут быть разделены на три группы:

группа 1 – неконтролируемые элементы;

группа 2 – элементы с бинарным (индикаторным) контролем работоспособности (работоспособен или неработоспособен);

группа 3 – элементы с контролем значений параметров технического состояния.

Комплексное применение описанных классификационных признаков позволяет разделить все элементы изделия на 12 классов (табл. 1).

Таблица 1

Описание элементов технологического оборудования составных частей сложных технических систем с использованием классификационных признаков

№ п/п	Индекс	Описание класса элементов изделия
1	IA1	Невосстанавливаемые неконтролируемые элементы, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи
2	IA2	Невосстанавливаемые элементы с контролем функционирования, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи
3	IA3	Невосстанавливаемые элементы с контролем значений параметров технического состояния, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи
4	IIA1	Невосстанавливаемые неконтролируемые элементы, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи
5	IIA2	Невосстанавливаемые элементы с контролем функционирования, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи
6	IIA3	Невосстанавливаемые элементы с контролем значений параметров технического состояния, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи
7	IБ1	Восстанавливаемые неконтролируемые элементы, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи
8	IБ2	Восстанавливаемые элементы с контролем функционирования, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи
9	IБ3	Восстанавливаемые элементы с контролем значений параметров технического состояния, отказы которых приводят к невыполнению изделием целевой задачи
10	IIБ1	Восстанавливаемые неконтролируемые элементы, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи
11	IIБ2	Восстанавливаемые элементы с контролем функционирования, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи
12	IIБ3	Восстанавливаемые элементы с контролем значений параметров технического состояния, отказы которых не приводят к невыполнению изделием целевой задачи

2. Выделение основных этапов эксплуатации изделий в рамках организации сервисного сопровождения.

По целям и особенностям организации процесса эксплуатации изделия можно выделить следующие этапы:

– этап хранения изделия;

– этап дежурства изделия;

– этап целевого применения изделия.

По интервалу действия назначенных показателей ресурса и срока службы изделия можно выделить следующие этапы:

– этап эксплуатации в пределах первоначально назначенных показателей ресурса и срока службы;

– этап эксплуатации в пределах продленных показателей назначенного ресурса и срока службы.

3. Формирование критериев эксплуатационной пригодности изделий.

В течение всего срока эксплуатации изделий их техническое состояние должно быть таким, чтобы обеспечить:

– необходимый уровень поддержания готовности изделия к целевому применению на этапах хранения и дежурства и безотказное его функционирование на этапе целевого применения;

– рациональное расходование материальных и финансовых средств на поддержание требуемого технического состояния изделия.

4. Определение номенклатуры показателей эксплуатационной пригодности изделия.

Исходя из критериев эксплуатационной пригодности изделия, основных этапов его эксплуатации и выделенных классов элементов, определяется следующая номенклатура показателей эксплуатационной пригодности изделия, представленная в табл. 2.

5. Формирование критериев предельного состояния изделий.

Предельное состояние изделия наступает, когда выполняется хотя бы одно из двух условий, описанных в табл. 2.

Таблица 2

Номенклатура основных показателей эксплуатационной пригодности сложных технических систем

№ п/п	Показатель эксплуатационной пригодности	Описание показателя эксплуатационной пригодности	Критерий предельного состояния
1	Коэффициент оперативной готовности $K_{ОГ}(t,\tau)$, где t – любой произвольный момент времени на этапах хранения и (или) дежурства; τ – длительность применения изделия по целевому назначению	Определяется как вероятность нахождения изделия в работоспособном состоянии в любой произвольный момент времени и, начиная с этого момента, безотказного его функционирования в процессе применения по целевому назначению. Оперативная готовность поддерживается на этапе хранения и непосредственно реализуется на этапах дежурства и целевого применения. Оценивается по всем элементам классов: IА1, IА2, IА3, IБ1, IБ2 и IБ3.	Неустранимое снижение уровня оперативной готовности изделия до и ниже заданного порогового уровня $K^*_{ОГ}$: $K_{ОГ}(t,\tau) \le K_{ОГ}{}^*$

Окончание табл. 2

№ п/п	Показатель эксплуатационной пригодности	Описание показателя эксплуатационной пригодности	Критерий предельного состояния
2	Средняя удельная стоимость эксплуатации изделия $C_{\text{Э}}^{\text{Уд}}$	Определяется как суммарные эксплуатационные затраты в течение определенного периода эксплуатации на поддержание требуемого технического состояния группы однотипных изделий с одинаковыми сроками эксплуатации, деленные на число изделий и на величину периода эксплуатации. Оценивается по всем элементам классов: ІБ1, ІБ2, ІБ3, ІІБ1, ІІБ2, ІІБ3	Возрастание эксплуатационных затрат на поддержание требуемого технического состояния изделия до и выше заданного порогового уровня: $C_{\text{Э}}^{\text{Уд}} \geq C_{\text{Э}}^{*\text{Уд}}$

6. Обоснование номенклатуры показателей долговечности изделия.

Показатели долговечности изделия базируются на следующих оценках вероятности недостижения предельного состояния:

– вероятности недостижения предельного состояния по критерию недопустимого снижения уровня оперативной готовности:

$$P_{\text{НПС}}^{\text{ОГ}}(t) = 1 - \text{ВЕР}\left\{K_{\text{ОГ}}(t,\tau) \leq K_{\text{ОГ}}^{*}\right\};$$

– вероятности недостижения предельного состояния по критерию недопустимого увеличения уровня эксплуатационных затрат:

$$P_{\text{НПС}}^{\text{С}}(t) = 1 - \text{ВЕР}\left\{C_{\text{Э}}^{\text{Уд}} \geq C_{\text{Э}}^{*\text{Уд}}\right\}.$$

С учетом этого, в качестве показателей остаточной долговечности изделия выбираются:

– остаточный гамма-процентный ресурс по оперативной готовности, который определяется как максимальная наработка (срок службы) изделия, отсчитываемая от текущего момента, при которой вероятность недостижения предельного состояния по критерию оперативной готовности не менее величины γ, выраженной в процентах:

$$T_{\gamma}^{\text{ОГ}} = \max t \mid P_{\text{НПС}}^{\text{ОГ}}(t) \geq \gamma/100;$$

– остаточный гамма-процентный ресурс по эксплуатационным затратам, который определяется как максимальная наработка (срок службы) изделия, отсчитываемая от текущего момента, при которой вероятность недостижения предельного состояния по критерию эксплуатационных затрат не менее величины γ, выраженной в процентах:

$$T_{\gamma}^{\text{С}} = \max t \mid P_{\text{НПС}}^{\text{С}}(t) \geq \gamma/100.$$

7. Обоснование возможности и условий продолжения эксплуатации изделия за границы рассматриваемого подинтервала сервисного сопровождения эксплуатации.

Эксплуатацию изделия можно продлить на следующий подинтервал, если запас остаточного ресурса по критериям оперативной готовности и эксплуатационным затратам больше величины следующего подинтервала гарантийного сервисного сопровождения эксплуатации, т. е.

$$(T_{\gamma}^{\text{ОГ}} \geq T_{\text{ПР}}) \wedge (T_{\gamma}^{\text{С}} \geq T_{\text{ПР}}).$$

Если данное условие не выполняется, то необходимо найти такой набор элементов из классов ІБ1, ІБ2, ІБ3, ІІБ1, ІІБ2, ІІБ3, замена которого позволяет достичь выполнения условия продления ресурса при минимальных затратах. При этом должны быть использованы результаты мониторинга доступности элементной базы изделий и обеспеченности процессов эксплуатации ТО СТС квалифицированным персоналом и приборно-диагностической базой. Если этого сделать не удается, то необходимо уменьшить величину подинтервала. Если найденная в итоге величина возможного подинтервала не удовлетворяет требованиям, тогда следует вывод о достижении безусловного предельного состояния изделия и необходимости проведения масштабной модернизации (капитального ремонта), либо утилизации изделия.

ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К СОСТАВУ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Научно-методическое обеспечение решения задачи обоснования состава и номенклатуры мероприятий по поддержанию работоспособного состояния СТС на длительных сроках эксплуатации должно содержат пять групп методик.

1. Методики мониторинга технического состояния и надежности основных классов элементов оборудования составных частей СТС.

Данная группа методик должна быть разделена на следующие подгруппы:

– методики физико-статистического мониторинга надежности элементов с использованием методов выборочного неразрушающего и разрушающего контроля технического состояния в ходе специально спланированных экспериментов на отдельных образцах элементов изделий (для класса ІА1);

– методики статистического мониторинга надежности элементов, основанные на результатах проектных расчетов надежности с уточнением по результатам анализа причин и последствий отказов в процессе эксплуатации (для классов ІА1, ІІА1);

– методики статистического мониторинга надежности элементов, основанные на результатах анализа ограниченных выборок отказов, зафиксированных в процессе эксплуатации (для классов ІА2, ІІА2, ІБ1, ІБ2, ІІБ1, ІІБ2);

– методики мониторинга параметрической надежности, основанные на обработке результатов контроля параметров технического состояния в процессе эксплуатации (для классов ІА3, ІІА3, ІБ3, ІІБ3).

2. Методика мониторинга оперативной готовности изделия (по всем элементам классов ІА1, ІА2, ІА3, ІБ1, ІБ2 и ІБ3).

3. Методика мониторинга эксплуатационных затрат (определение значения показателя эксплуатационных затрат $C_{Э}^{Уд}$, для классов ІБ1, ІБ2, ІБ3, ІІБ1, ІІБ2, ІІБ3).

4. Методики прогнозирования показателей остаточного ресурса составных частей СТС.

Данная группа методик должна содержать две методики:

– методику прогнозирования показателей остаточного ресурса по критерию оперативной готовности.

– методику прогнозирования показателей остаточного ресурса по критерию эксплуатационных затрат.

Необходимо отметить, что по пунктам 2–4 предлагаемого к реализации научно-методического обеспечения необходимо учитывать санкционные ограничения на поставку комплектующих и расходных материалов иностранного производства, а также риск морального устаревания элементной базы на длительных сроках эксплуатации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе описана актуальная проблемная ситуация, связанная с обеспечением эксплуатации технологического оборудования на длительных сроках эксплуатации в рамках создания и внедрения системы управления полным жизненным циклом СТС. Внедрение системы управления полным жизненным циклом подразумевает создание эффективной модели сервисного обслуживания.

С учетом несовершенства научно-методического аппарата обоснования параметров системы сервисного обслуживания изделий на длительных сроках эксплуатации приведена формальная постановка задачи обоснования состава и номенклатуры мероприятий по обеспечению работоспособности составных частей сложных технических систем на длительных сроках эксплуатации в рамках сервисного сопровождения эксплуатации, определены номенклатура показателей эксплуатационной пригодности и номенклатура показателей долговечности изделий, обоснованы критерии предельного состояния, сформулированы требования к составу научно-методического обеспечения решения поставленной задачи.

Реализация предлагаемого подхода позволит повысить эффективность функционирования системы сервисного обслуживания составных частей СТС: с одной стороны – обеспечить поддержание изделий в работоспособном состоянии, с другой стороны – повысить обоснованность решений по прогнозированию потребности в ресурсах и рациональному их расходованию на протяжении длительного периода эксплуатации.

Список использованных источников

1. Об утверждении Правил организации сервисного обслуживания вооружения и военной техники : Постановление Правительства Российской Федерации от 30 ноября 2021 года № 2138. – URL: http://publication.pravo.gov.ru/Document/View/0001202112030028 (дата обращения: 15.03.2025).

2. О внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации в части сервисного обслуживания вооружения и военной техники : Постановление Правительства Российской Федерации от 03 сентября 2019 года № 7958п-П7 [Приложение 2. Пояснительная записка] // ГАРАНТ: информационно-правовая система. – URL: https://base.garant.ru/72688340/ (дата обращения: 15.03.2025).

3. *Перминов А. Н.* Управление наземной космической инфраструктурой на основе мониторинга ее состояния : моногр. – МО РФ, 2005. – 320 с.

Р. В. Василихин[1];
С. И. Миняев[2],
кандидат физико-математических наук;
М. Ю. Павлинов[3]
[1–3] АО «Корпорация «МИТ», г. Москва.

ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ ТРАСС ПУСКОВ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ

Статья посвящена проблематике оценки эффективности автономных летных испытаний (ЛИ) объектов испытаний (ОИ) с использованием трехступенчатых твердотопливных испытательных баллистических ракет (ИБР). Рассмотрена и численно решена проектно-баллистическая оптимизационная (вариационная) задача такой оценки в зависимости от протяженности трассы пусков и геодезических условий стрельбы. В качестве количественной меры указанной эффективности используется модуль разности целевой и реализуемой скоростей ОИ в момент его входа в атмосферу при равенстве соответствующих углов наклона траектории. Для решения поставленной задачи применены методы теории обыкновенных дифференциальных уравнений (вариационного исчисления) и теории полета баллистических ракет.

Ключевые слова: баллистическая пауза, испытательная баллистическая ракета, полигонные условия стрельбы, баллистические объекты испытаний, трасса пусков, протяженность трассы, геодезические условия стрельбы.

ВВЕДЕНИЕ

В работе [1] в качестве основной цели пусков ИБР при проведении автономных ЛИ ОИ (рассматриваются только ОИ баллистического типа) предложено обеспечение имитации выбранной целевой точки ($V_{вх}^{ц}$; $\theta_{вх}^{ц}$) из области $\Omega_{шт}$ штатных условий входа ОИ в атмосферу за счет достижения некоторой реализуемой точки ($V_{вх}^{р}$; $\theta_{вх}^{р}$) из аналогичной области $\Omega_{пол}$ для полигонных условий, где: V – модуль земной скорости; θ – угол наклона траектории к местному горизонту, отсчитываемый от местного горизонта и принимаемый положительным на восходящем участке траектории, а на нисходящем – отрицательным; индекс «вх» означает отнесение величин к моменту входа в атмосферу на условной высоте ее границы $h_{вх}^{ц}$, равной 80000 м [2, стр. 395] над поверхностью Земли. В той же работе определены и возможные варианты скалярного показателя такой имитации:

– традиционные: $\alpha_1 = |V_{вх}^{р} - V_{вх}^{ц}| \to \min$ при условии $\theta_{вх}^{р} \approx \theta_{вх}^{ц}$ или $\alpha_2 = |\theta_{вх}^{р} - \theta_{вх}^{ц}| \to \min$ при условии $V_{вх}^{р} \approx V_{вх}^{ц}$;

– перспективные: $\alpha_3 = |\widehat{Q}_{\Sigma}^{р} - \widehat{Q}_{\Sigma}^{ц}| \to \min$ или $\alpha_4 = \left|q_{max}^{р} - q_{max}^{ц}\right| \to \min$, где $\widehat{Q}_{\Sigma}$ – приведенный интегральный тепловой поток, воздействующий на ОИ на атмосферном пассивном участке траектории (ПУТ), а q_{max} – максимальный скоростной напор, воздействующий на ОИ на атмосферном ПУТ.

В работе [3] при фиксированных характеристиках трехступенчатой твердотопливной ИБР и заданной протяженности трассы пусков $S_{сф,пол}$ дана оценка эффективности (на примере показателя α_1) введения баллистической паузы (БП) продолжительностью $\tau_{бп}$ между моментом $t_{к2}$ окончания работы двигательной установки (ДУ) 2-й маршевой ступени и моментом $t_{н3}$ начала работы ДУ 3-й маршевой ступени. Под протяженностью понимается сферическая дальность от точки старта (ТС) до, так называемой, точки прицеливания носителя (ТПН) – точки, на которую осуществляется терминальное наведение последней маршевой ступени.

Целью настоящей работы является разработка подхода к определению оптимальной протяженности трассы пусков ИБР, т. е. поиска точки минимума $S_{сф,пол}^{*}$ функции $\alpha_1(S_{сф,пол})$. При этом также проводится оценка влияния геодезических условий стрельбы (широты ТС $B_{ТС}$ и азимута пуска A) на достигаемое значение $\alpha_1^{*} = \alpha_1(S_{сф,пол}^{*})$ (по аналогии с влиянием геодезических усло-

вий стрельбы на достигаемую «предельную» дальность стрельбы штатной баллистической ракеты (ШБР) [8, стр. 241]). Соответствующие исследования применительно к показателю α_2 будут полностью аналогичны, а к показателям α_3 и α_4 – близки к проводимому, так как, исходя из соответствующих определений, $\widehat{Q}_{\Sigma}$ и $q_{\max}$ – есть функции $\left(V_{\text{вх}}^{\text{ц}};\ \theta_{\text{вх}}^{\text{ц}}\right)$ и $\left(V_{\text{вх}}^{\text{р}};\ \theta_{\text{вх}}^{\text{р}}\right)$ [1].

Актуальность данной работы объясняется потенциальной возможностью использования ее результатов в одном из следующих двух случаев:

– при выборе предпочтительной трассы пуска ИБР среди существующих трасс пусков баллистических ракет (БР), что сопряжено с выбором из конечного множества доступных значений протяженности $\{S_{\text{сф,пол}}^{i}\}$, $i = 1; 2; ...; N$ оптимального значения $S_{\text{сф,пол}}^{*}$ для некоторой ИБР;

– при создании новой трассы пусков БР, что сопряжено с поиском в некоторых интервальных границах протяженности $[S_{\text{сф, пол}}^{\min}; S_{\text{сф, пол}}^{\max}]$ оптимального значения $S_{\text{сф,пол}}^{*}$ для некоторой ИБР. Ввиду существенной нелинейности задачи непрерывный поиск $S_{\text{сф,пол}}^{*}$ на интервале $[S_{\text{сф, пол}}^{\min}; S_{\text{сф, пол}}^{\max}]$ фактически сводится к случаю перебора на конечном множестве

$$\left\{S_{\text{сф,пол}}^{j} = S_{\text{сф,пол}}^{\min} + \frac{S_{\text{сф,пол}}^{\max} - S_{\text{сф,пол}}^{\min}}{M - 1} \cdot (j - 1)\right\}, j = 1; 2; \ldots; M.$$

В контексте второго из данных случаев следует отметить следующее:

– известно, что создание новой трассы пусков представляет собой сложную задачу, требующую комплексного подхода и учета множества разнородных факторов (наличия и/или возможности создания, согласно [4, стр. 262–263]: производственных, служебных и жилых сооружений; систем связи, электроснабжения, водоснабжения; дорог; воздушного сообщения; выделенных районов для падения отделяемых частей ракет; измерительных пунктов; нужного количества солнечных дней в году и т. д.), о чем свидетельствует исторический опыт создания основных трасс пусков БР «Капустин Яр → Балхаш» [5, стр. 227], «Плесецк → Кура» [5, стр. 228] и «Тюра-Там → Кура» [4, стр. 263];

– сведения об учете эффективности пусков ИБР при создании отечественных ракетных полигонов «Капустин Яр» (1946) [5, стр. 224], «Балхаш» (1956) [6, стр. 3], «Плесецк» (1964) [5, стр. 228], «Тюра-Там» (1955) [5, стр. 234] и «Кура» (1954–1957) [7, стр. 271, 277] и соответствующих трасс для пусков у авторов отсутствуют.

Таким образом, разумно предполагать, что при создании новой трассы пусков БР оптимальность ее протяженности не будет определяться исключительно достижимой эффективностью пусков какой-либо ИБР по какому-либо из вышеперечисленных показателей (другими словами – трасса может быть предназначена, в первую очередь, для не боевых пусков ШБР). Однако проведение оценки такой эффективности может быть значимым дополнительным аргументом при принятии решения о выборе географии новой трассы пусков БР (как ИБР, так и ШБР).

Далее в работе представлены:

в разделе 1 – описание используемых модельных исходных данных (ИД) и математических моделей (ММ) для расчета параметров траектории ИБР;

в разделе 2 – математическая постановка задачи;

в разделе 3 – основной результат работы – подход к численному решению задачи определения $S_{\text{сф,пол}}^{*}$;

в разделе 4 – численные примеры решения поставленной задачи.

1. ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ

Описание используемых ИД и ММ в большей части заимствуется из [3] и в настоящей работе приводится в обобщенном виде во избежание дублирования значительного объема текста.

Общее описание модельных ИД:

– используется модель сферической поверхности Земли с радиусом $R_з$, равным 6371 км [9, стр. 27] и центральным гравитационным полем [13, стр. 50];

– угловая скорость вращения Земли ω вокруг собственной оси принимается равной $7{,}292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с [9];

– задаются $V_{вх}^{ц}$ и $\theta_{вх}^{ц}$ из $\Omega_{шт}$;

– задается множество $\{S_{сф,пол}^{i}\}$ или интервал $[S_{сф,\,пол}^{min}; S_{сф,\,пол}^{max}]$;

– как и в [3], в качестве ИБР как объекта исследования используется модельная трехступенчатая твердотопливная ШБР со стартовой массой m_{01}, равной 20231,1 кг, и массой полезной нагрузки $m_{пн}$, равной 620 кг, спроектированная в рамках учебного проекта [10, стр. 84–87] для стрельбы на максимальную дальность $S_{сф,шт} \approx 10000$ км; данной ИБР присущи следующие «энергетические» характеристики (ЭХ) – приращения кажущейся скорости без учета аэродинамического сопротивления и с нулевым пространственным углом атаки на интервалах времени работы ДУ 1-й, 2-й и 3-й маршевых ступеней соответственно $\widetilde{W}_{1,max}$, $\widetilde{W}_{2,max}$, $\widetilde{W}_{3,max}$: 2438 м/с, 2703 м/с и 2648 м/с;

– остальные характеристики ИБР (баллистический коэффициент ОИ, тяги маршевых двигательных установок, площади миделя маршевых ступеней и т. д.), достаточные для моделирования ее полета, также заимствованы из [3].

ММ полета заимствуется из [3] и в общем виде представляет собой при фиксированных ИД зависимость четырех «выходных» величин $V_{вх}^{р}$, $\theta_{вх}^{р}$, $h_{вх}^{р}$, $\varphi_{вх}^{р}$ от четырех «входных»:

– $\vartheta_{пр,к2}$ – угол тангажа в момент окончания работы ДУ 2-й маршевой ступени, при этом считается, согласно [3], что $\vartheta_{пр,к2}$ полностью определяет программа угла тангажа от $t_{н1}$ до $t_{к2}$;

– $\varphi(t_{н3})$ – угловая дальность от ТС в момент включения ДУ 3-й маршевой ступени, при этом по $\varphi(t_{н3})$, с учетом определенного $\varphi(t_{к2})$, однозначно определяется $\tau_{бп}$;

– $\vartheta_{пр,к3}$ – угол тангажа на интервале времени работы ДУ 3-й маршевой ступени, при этом учитывается, что любое приращение кажущейся скорости на участке работы 3-й маршевой ступени при непостоянном угле тангажа $\vartheta_{пр,к3}(t)$ может быть получено при некотором постоянном угле тангажа $\vartheta_{пр,к3}$, из чего следует, что общность суждений в настоящей работе не сужается при использовании предположения $\vartheta_{пр,к3}(t) = \vartheta_{пр,к3} = \text{const}$;

– $\widetilde{W}_3$ – приращение кажущейся скорости на интервале времени работы ДУ 3-й маршевой ступени (полет 3-й маршевой ступени на первой итерации рассматривается в «импульсной» постановке [3; 12, стр. 217, 225], на второй итерации – в постановке численного интегрирования дифференциальных уравнений движения [3]).

Общий вид траектории ИБР, реализуемой в рамках данной ММ, схематично приведен на рис. 1.

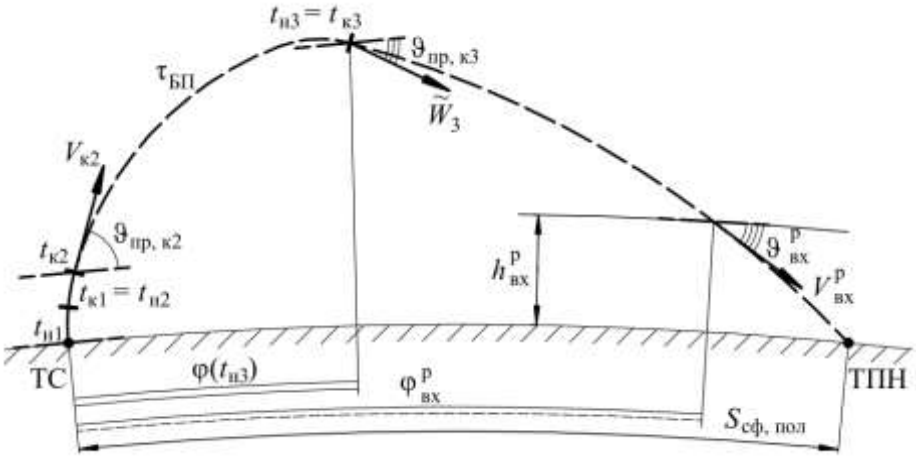


Рис. 1. Общий вид траектории ИБР

Для оценки влияния $B_{ТС}$ и A на $S^{*}_{сф,пол}$ и α^{*}_{1}, ввиду необходимости учета вращения Земли, используется технически более сложная ММ, заимствуемая из [2, стр. 372–378] и, по сути, представляет собой при фиксированных ИД зависимость тех же четырех «выходных» величин $V^{р}_{вх}$, $\theta^{р}_{вх}$, $h^{р}_{вх}$, $\varphi^{р}_{вх}$ от тех же четырех «входных» $\vartheta_{пр,к2}$, $\varphi(t_{н3})$, $\vartheta_{пр,к3}$ и $\widetilde{W}_{3}$, но при этом в состав ИД дополнительно входят еще две величины: $B_{ТС}$ и A.

2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ПОСТАНОВКИ ЗАДАЧ

При $\omega = 0$ (т. е. без учета вращения Земли) найти точку минимума $S^{*}_{сф,пол}$ и минимальное значение α^{*}_{1} функции α_1.

При $\omega \neq 0$ (т. е. с учетом вращения Земли) и заданной $S^{*}_{сф,пол}$ определить зависимость α^{*}_{1} от $B_{ТС}$ и A.

3. ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОТЯЖЕННОСТИ ТРАССЫ

Как упомянуто ранее, в работе [3] решена задача поиска четырех значений «входных» параметров ММ полета ИБР, доставляющих минимум функции $\alpha_1(V^{ц}_{вх}, \theta^{ц}_{вх}, B_{ТС}, A, S_{сф,пол}, \vartheta_{пр,к2}, \varphi(t_{н3}), \vartheta_{пр,к3}, \widetilde{W}_{3}, V^{р}_{вх})$. Далее, в зависимости от контекста (при выявлении частных зависимостей), часть аргументов в явном виде не указывается.

Решение задачи, по сути, представляет собой численный перебор в 4-мерном множестве «входных» параметров, который, в терминах теоретической механики движения материальной точки (что показано на рис. 2), должен обеспечить выведение ОИ (т. е. окончание активного участка траектории ИБР в момент времени $t_{к3}$) на эллиптическую попадающую траекторию, соответствующую минимуму функции $\alpha_1(V^{ц}_{вх}; \theta^{ц}_{вх}; V^{р}_{вх}; \theta^{р}_{вх})$.

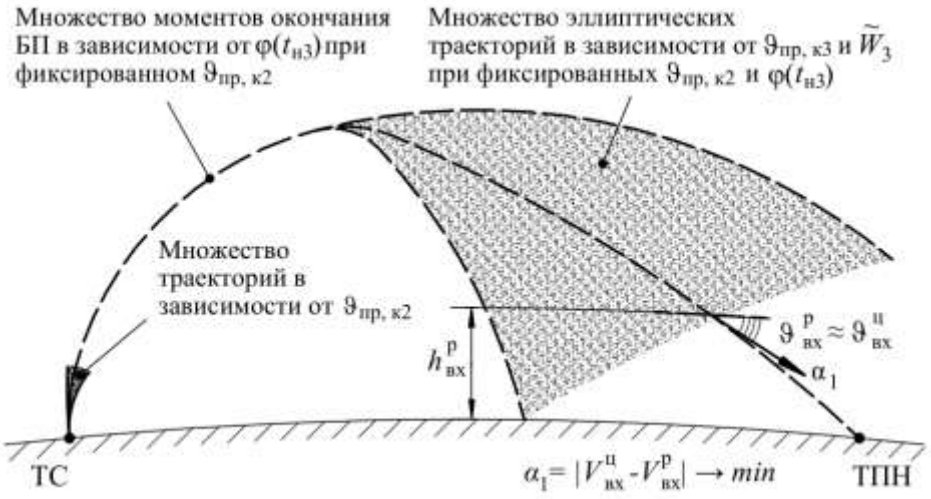


Рис. 2. Схема поиска минимума $\alpha_1(V^{ц}_{вх}; \theta^{ц}_{вх}; V^{р}_{вх}; \theta^{р}_{вх})$

В настоящей работе для случая $\omega = 0$ (по сути – проектно-баллистический анализ) вышеописанный перебор дополняется в отношении величины $S_{сф,пол}$ из состава ИД (перебираемые значения представляют собой множество $\{S^{i}_{сф,пол}\}$, $i = 1; 2; ...; N$ или $\left\{S^{j}_{сф,пол} = S^{min}_{сф,пол} + \frac{S^{max}_{сф,пол} - S^{min}_{сф,пол}}{M-1} \cdot (j-1)\right\}, j = 1; 2; \ldots; M$).

Таким образом, численный поиск минимума функции $\alpha_1\left(V_{\text{вх}}^{\text{ц}};\ \theta_{\text{вх}}^{\text{ц}};\ V_{\text{вх}}^{\text{р}};\ \theta_{\text{вх}}^{\text{р}};\ S_{\text{сф,пол}}\right)$ осуществляется в 5-мерном множестве. По результатам данного поиска определяются $S_{\text{сф,пол}}^{*}$ и $\alpha_1^{*} = \alpha_1(S_{\text{сф,пол}}^{*})$.

Для случая $\omega \neq 0$ (по сути – оценка вариаций результатов проектно-баллистического анализа в зависимости от геодезических условий планируемого пуска):

– фиксируется значение $S_{\text{сф,пол}}^{*}$, найденное для случая $\omega = 0$;

– с использованием соответствующей ММ для различных сочетаний $B_{\text{ТС}}$ и A из состава ИД определяются уточненные наборы «входных» параметров, доставляющие минимальное значение $\alpha_1^{*} = \alpha_1(S_{\text{сф,пол}}^{*};\ B_{\text{ТС}};\ A)$.

4. ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассмотрим **пример 1**:

– перед пускающей стороной стоит задача создания новой трассы пусков БР (как ИБР, так и ШБР);

– геофизические и геополитические условия позволяют пускающей стороне производить ее выбор в диапазоне от $S_{\text{сф,пол}}^{\min} = 1500$ км до $S_{\text{сф,пол}}^{\max} = 5000$ км;

– ввиду многовариантности расположения трассы вышеуказанной протяженности на подконтрольной территории на проектно-баллистическом этапе влияние $B_{\text{ТС}}$ и A не учитывается;

– у пускающей стороны имеется ИБР с указанными ранее характеристиками;

– далее ставится задача – определить оптимальное значение $S_{\text{сф,пол}}^{*}$ для данной ИБР в указанном диапазоне в смысле обеспечения экстремума показателя α_1;

– для расчета показателя α_1 фиксируются $V_{\text{вх}}^{\text{ц}} = 7200$ м/с и $\theta_{\text{вх}}^{\text{ц}} = 23°$.

Наглядно результат численного решения данной задачи приведен на рис. 3 в виде зависимости $\alpha_1(S_{\text{сф,пол}})$.

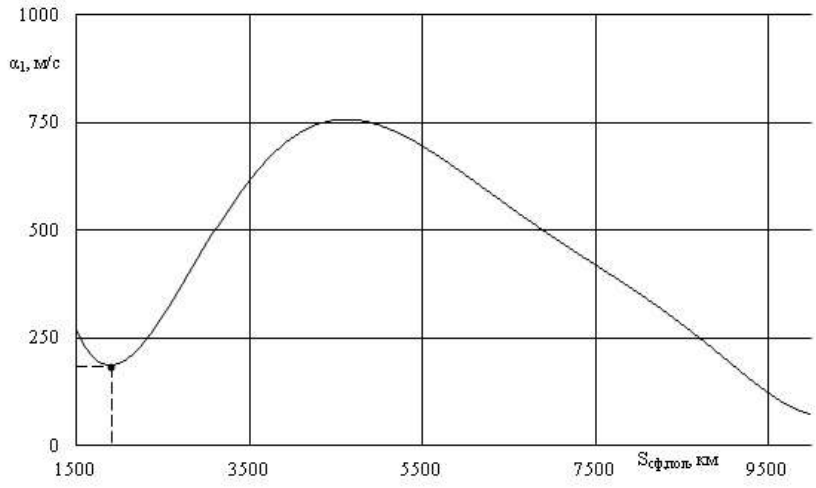


Рис. 3. Зависимость α_1 ($S_{\text{сф,пол}}$)

Из рисунка видно, что $S_{\text{сф,пол}}^{*} \approx 1900$ км; $\alpha_1^{*} = \alpha_1(S_{\text{сф,пол}}^{*}) \approx 200$ м/с.

Примечание. Численный поиск $S_{\text{сф,пол}}^{*}$, дополнительно выполненный в диапазоне от 5000 до ~10000 км, подтверждает корректность расчетов, так как при $S_{\text{сф,пол}} \approx S_{\text{сф,шт}}$ ~10000 км достигаются еще более меньшие значения α_1, чем для $S_{\text{сф,пол}}^{*}$.

Рассмотрим **пример 2**:

– перед пускающей стороной стоит задача пуска ИБР по одной из трех существующих трасс со следующими характеристиками (значения $B_{ТС}$ и A выбраны произвольно):

1) первая: $S_{сф,пол}$ = 1900 км, $B_{ТС1}$ = 30° с. ш., A_1 = 240°;

2) вторая: $S_{сф,пол}$ = 1900 км, $B_{ТС2}$ = 45° с. ш., A_2 = 160°;

3) третья: $S_{сф,пол}$ = 1900 км, $B_{ТС3}$ = 60° с. ш., A_3 = 80°;

– для пуска используется ИБР с ранее указанными характеристиками;

– ставится задача определить оптимальное значение $S^{*}_{сф,пол}$ для данной ИБР в указанной совокупности трасс в смысле обеспечения экстремума показателя α_1;

– для расчета показателя α_1 фиксируются $V^{ц}_{вх}$ = 7200 м/с и $\theta^{ц}_{вх}$ = 23°.

Количественно влияние $B_{ТС}$ и A на α_1 для $S^{*}_{сф,пол} \approx 1900$ км отражено на рис. 4 в виде зависимости $\alpha_1(B_{ТС}, A)$. Полученные зависимости аналогичны известным зависимостям максимальной дальности полета ШБР для различных сочетаний геодезических условий стрельбы [8, стр. 241], являющихся, как и в настоящей работе, следствием вращения Земли вокруг собственной оси.

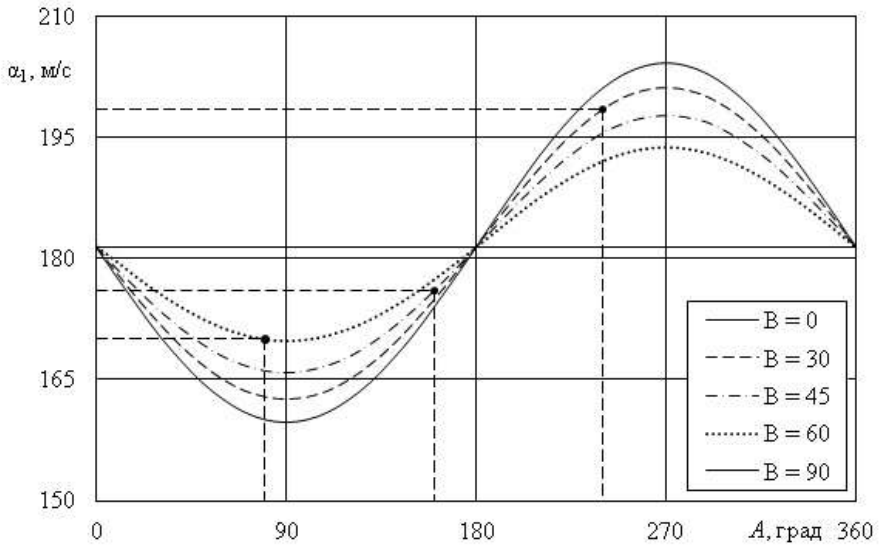


Рис. 4. Зависимость α_1 ($B_{ТС}$, A)

Из совместного анализа рис. 3 и 4 следует:

1) для первой трассы: $\alpha^{*}_{11} \approx 198$ м/с;

2) для второй трассы: $\alpha^{*}_{12} \approx 176$ м/с;

3) для третьей трассы: $\alpha^{*}_{13} \approx 170$ м/с.

Таким образом, предпочтительным является пуск ИБР по третьей трассе. Уместно отметить, что, не смотря на использование упрощенных ММ, вносящих определенные методические погрешности расчетов, качественно (как минимум, с точностью до знака) полученные результаты являются корректными.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Поставленная цель работы достигнута:

– предложен подход к определению оптимальной протяженности трассы пусков ИБР;

– показан порядок проведения оценки влияния геодезических условий стрельбы на достигаемое значение показателя оптимальности.

Следует отметить, что в работе изложены лишь принципиальные подходы к решению такого рода задач, при этом множество их возможных постановок достаточно велико. К примеру:

– возможно рассмотрение и других показателей оптимальности (α_2, α_3, α_4, и, возможно, другие), для каждого из которых результат решения задачи поиска $S^*_{\text{сф,пол}}$ может быть различным;

– возможно включение в состав ИД нескольких ИБР (с ЭХ, соответствующими стрельбе на различные максимальные дальности), для каждой из которых результат решения задачи поиска $S^*_{\text{сф,пол}}$ также может быть различным.

Список использованных источников

1. *Куреев В. Д., Миняев С. И., Черниченко В. Б.* Формирование траекторий исследовательских баллистических ракет по параметрам тепловых потоков и скоростных напоров, воздействующих на объект испытаний // Сборник научных статей 4 ГЦМП МО РФ. – Знаменск, 2021. – Кн. вторая. – С. 275–286.

2. *Разоренов Г. Н.* Лекции по механике полета баллистических ракет. – М. : Машиностроение – Полет, 2019. – 564 с.

3. *Миняев С. И.* Баллистическая пауза на траекториях испытательных ракет: назначение и оценка эффективности // Труды НПЦАП. – 2023. – № 3(65). – С. 27–40.

4. Меч России: оружие ракетно-ядерного удара / С. Н. Конюхов [и др.]. – Калуга : Манускрипт, 2010. – 492 с.

5. Стратегические ракетные комплексы наземного базирования / ред. совет: С. Н. Шевченко [и др.]. – М. : изд-во «Военный Парад», 2007. – 248 с.

6. *Кулаков А. Ф.* Балхашский полигон. – М. : ЗАО «Московские учебники – СиДиПресс», 2006. – 192 с.

7. В поиске стратегического равновесия : Ветераны 4 ЦНИИ Минобороны России вспоминают. – Изд. 2-е доп. – Королев : АО «ПСТМ», 2016. – 784 с.

8. *Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф.* Баллистика ракет. – М. : Машиностроение, 1970. – 244 с.

9. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11) : справ. док. – М. : ВТУ ГШ ВС РФ, 2020. – 64 с.

10. *Павлюк Ю. С.* Баллистическое проектирование ракет : учеб. пособие для вузов. – Челябинск : Изд-во ЧГТУ, 1996. – 92 с.

11. Энциклопедия Ракетных войск стратегического назначения. – Изд. второе, испр. и доп. – М. : ООО «Премьер Партнер», 2014. – 875 с.

12. *Сихарулидзе Ю. Г.* Баллистика и наведение летательных аппаратов. – 2-е изд. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. – 407 с.

13. *Лысенко Л. Н.* Внешняя баллистика : учеб. пособие. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. – 328 с.

С. А. Власов,
кандидат технических наук, доцент;
С. Г. Кочиев

РАСЧЕТ ОРБИТАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ В РАЗНЫХ ПОСТАНОВКАХ

Рассмотрены две постановки задачи синтеза структуры системы космических аппаратов (КА). Разработаны структуры таблиц параметров обзора поверхности Земли для заданного диапазона разрывов в наблюдении и заданного диапазона количества оборотов космического аппарата в сутки.

Ключевые слова: космический аппарат, система КА, квазисинхронные орбиты, наибольший временной разрыв в наблюдении, межвитковое расстояние, фронтальная группа КА, изомаршрутные системы КА.

ВВЕДЕНИЕ

При решении задач синтеза структуры систем КА периодического обзора рассматривают две постановки задачи.

В первой постановке [1, 2] при заданных параметрах орбит, характеристиках орбит и числах КА в системе ищется оптимальная структура системы, при которой наибольший разрыв в наблюдении будет минимальным.

Во второй постановке [3, 4] при заданных параметрах орбит, характеристиках орбит и требуемого наибольшего разрыва в наблюдении ищется оптимальная структура системы, при которой необходимое число КА будет минимальным.

Поскольку в обоих постановках используются одни и те же параметры орбиты КА (драконический период, эффективные сутки) и характеристики землеобзора (ширина полосы обзора, разрыв в наблюдении поверхности Земли) объединим оба эти подхода.

При построении систем КА периодического обзора поверхности Земли важное место занимают способы построения систем с шириной полосы обзора КА или фронтальной группы КА не менее межвиткового расстояния. В основе таких способов лежит применение для размещения КА в системе участков трассы полета, образуемые за время, не превышающее половины суток. При таких построениях системы интервалы между разрывами в наблюдении между соседними областями равны периоду обращения. Тогда как при ширине полосы меньше межвиткового расстояния такие разрывы равны полусуткам [3]. Рассмотрим варианты построения систем с использованием КА или фронтальных групп КА с шириной полосы не менее межвиткового расстояния с разрывами наблюдения не менее половины драконического периода обращения КА.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть система КА должна обеспечивать разрывы в наблюдении не менее половины драконического периода обращения. Необходимо на основе анализа способов построения систем КА периодического обзора поверхности установить связи между шириной полосы обзора, числом КА в системе и наибольшим разрывом в наблюдении.

Используя эти связи, обосновать порядок решения задач в двух постановках:

1. Задано число фронтальных групп КА $n_{зад}$, число КА в каждой фронтальной группе $m_{зад}$, следовательно, число КА в системе также известно $N_{зад} = n_{зад} \cdot m_{зад}$ и задана ши-

рина полосы обзора каждого КА $\Delta\lambda'_{э_{зад}}$. Определить минимальный разрыв в наблюдении $\Delta t_{n_{\min}}$ всей поверхности Земли.

2. Задан разрыв в наблюдении $\Delta t_{зад}$ и ширина полосы обзора КА $\Delta\lambda'_{э_{зад}}$. Определить минимальное число КА в системе $N_{\min} = n_{opt} \cdot m_{opt}$, при котором обеспечивается заданный разрыв в наблюдении всей поверхности Земли.

По результатам решения задач определить относительное расположение КА в системе.

АНАЛИЗ СПОСОБОВ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ КА ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА ВСЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Нам потребуются следующие характеристики трассы полета:

– межвитковое расстояние ($\Delta\lambda_{мв}$);

– ширина полосы обзора бортовой аппаратуры на экваторе ($\Delta\lambda'_{э}$);

– восточный сдвиг нисходящих узлов относительно восходящих через половину суток:

$$\Delta\lambda_{в} = \begin{cases} \dfrac{1+\varepsilon}{2}\Delta\lambda_{мв}, & \text{если} \quad l - \text{четно} \\ \dfrac{\varepsilon}{2}\Delta\lambda_{мв}, & \text{если} \quad l - \text{нечетно} \end{cases}.$$

Здесь l – целое число оборотов в сутки,

$$l = \left[\frac{2\pi}{\Delta\lambda_{мв}}\right] = \left[\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}}\right],$$

где $[\cdot]$ – целая часть числа;

$T_{эф}$ – эффективные сутки;

T_{Ω} – драконический период КА;

ε – дробная часть отношения $\dfrac{T_{эф}}{T}$, $\varepsilon = \left\{\dfrac{T_{эф}}{T_{\Omega}}\right\}$;

– западный сдвиг нисходящих узлов относительно восходящих:

$$\Delta\lambda_{з} = \begin{cases} \dfrac{1-\varepsilon}{2}\Delta\lambda_{мв}, & \text{если} \quad l - \text{четно} \\ \dfrac{2-\varepsilon}{2}\Delta\lambda_{мв}, & \text{если} \quad l - \text{нечетно} \end{cases}.$$

Перейдем к анализу способов построения систем КА периодического обзора. Будем придерживаться следующих обозначений:

n – число фронтальных групп КА;

m – число КА в каждой фронтальной группе;

N – число КА в системе, $N = n \cdot m$.

Рассмотрим произвольный интервал числа оборотов КА в сутки:

$$\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} \in (l_1, l_1 + 2],$$

где l_1 – нечетное целое число оборотов КА в сутки.

Фронтальные системы КА

Ширина полосы одной фронтальной группы ($n=1$), обеспечивающей наблюдение всей поверхности Земли с разрывом $\Delta t_1 = T_\Omega$, при наличии m КА во фронтальной группе

$$\Delta\lambda_{э_1} = m\Delta\lambda'_э = \pi + \frac{\Delta\lambda_{мв}}{2}.$$

Используя числа l и ε, получим

$$\Delta\lambda_{э_1} = m\Delta\lambda'_э = \pi + \frac{\Delta\lambda_{мв}}{2} = \frac{l_1+1}{2}\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в.$$

Тогда ширина полосы на экваторе у каждого КА должна составлять

$$\Delta\lambda'_э = \frac{\frac{l_1+1}{2}\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{m}.$$

Относительное расположение КА по аргументу широты КА u и прямому восхождению восходящего узла Ω задается соотношениями:

$$u_i = u_{i-1},$$
$$\Omega_i = \Omega_{i-1} + \Delta\lambda'_э,$$
$$i = 1, 2, ..., n.$$

Для получения разрыва в наблюдении, равного половине периода обращения $\Delta t_2 = \frac{T_\Omega}{2}$, необходимо иметь две фронтальные группы ($n=2$). КА второй фронтальной группы размещаются в тех же плоскостях, что и КА первой со сдвигом по аргументу широты, равному π:

$$\Delta\lambda_{э_2} = m\Delta\lambda'_э = \pi + \frac{\Delta\lambda_{мв}}{2} = \frac{l_1+1}{2}\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в.$$

Ширина полосы на экваторе у каждого КА должна составлять

$$\Delta\lambda'_э = \frac{\frac{l_1+1}{2}\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{m}.$$

Для получения разрывов в наблюдении, кратных периоду обращения КА, можно также использовать фронтальные системы с разреженным расположением полос обзора на экваторе на необходимое число межвитковых расстояний. Так для разрыва $\Delta t_1 = 2T_\Omega$ получим

$$m\left(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda'_э\right) \geq \frac{l_1+1}{2}\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в.$$

Ширина полосы на экваторе

$$\Delta\lambda'_э \geq \frac{\left(\frac{l_1+1}{2} - m\right)\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{m},$$

с учетом

$$\Delta\lambda'_э = \begin{cases} \dfrac{\left(\frac{l_1+1}{2} - m\right)\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{m}, \text{если } \dfrac{\left(\frac{l_1+1}{2} - m\right)\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{m} > \Delta\lambda_{мв} \\ \Delta\lambda_{мв}, \text{если } \dfrac{\left(\frac{l_1+1}{2} - m\right)\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{m} \leq \Delta\lambda_{мв}. \end{cases}$$

Относительное расположение КА:

$$u_i = u_{i-1},$$
$$\Omega_i = \Omega_{i-1} + \Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda'_{\text{э}}$$
$$i = 1, 2, \ldots, m.$$

Для разрыва $\Delta t_1 = 3T_\Omega$ получим

$$m\left(2\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda'_{\text{э}}\right) \geq \frac{l_1 + 1}{2}\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}.$$

Ширина полосы на экваторе:

$$\Delta\lambda'_{\text{э}} \geq \frac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 2m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m};$$

$$\Delta\lambda'_{\text{э}} = \begin{cases} \dfrac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 2m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m}, \text{если } \dfrac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 2m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m} > \Delta\lambda_{\text{мв}} \\ \Delta\lambda_{\text{мв}}, \text{если } \dfrac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 2m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m} \leq \Delta\lambda_{\text{мв}} \end{cases}$$

$$u_i = u_{i-1},$$
$$\Omega_i = \Omega_{i-1} + 2\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda'_{\text{э}}$$
$$i = 1, 2, \ldots, m.$$

Для разрыва $\Delta t_1 = 4T_\Omega$ получим

$$m\left(3\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{э}_1}\right) \geq \frac{l_1 + 1}{2}\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}.$$

Ширина полосы на экваторе:

$$\Delta\lambda'_{\text{э}} \geq \frac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 3m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m};$$

$$\Delta\lambda'_{\text{э}} = \begin{cases} \dfrac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 3m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m}, \text{если } \dfrac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 3m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m} > \Delta\lambda_{\text{мв}} \\ \Delta\lambda_{\text{мв}}, \text{если } \dfrac{\left(\frac{l_1 + 1}{2} - 3m\right)\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda_{\text{в}}}{m} \leq \Delta\lambda_{\text{мв}}. \end{cases}$$

Относительное расположение КА:

$$u_i = u_{i-1},$$
$$\Omega_i = \Omega_{i-1} + 3\Delta\lambda_{\text{мв}} + \Delta\lambda'_{\text{э}}$$
$$i = 1, 2, \ldots, m.$$

Значения ширины полосы обзора $\Delta\lambda'_{\text{э}}$ во фронтальных системах с разрывами в наблюдении одного, двух, трех и четырех периодов приведены в табл. 1–3.

Таблица 1

Значения ширины полосы обзора $\Delta\lambda'_э$ при $l_1 = 15$, $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (15,17]$

$\Delta t_1 = T_\Omega$		$\Delta t_1 = 2T_\Omega$		$\Delta t_1 = 3T_\Omega$		$\Delta t_1 = 4T_\Omega$	
m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$
9	$\Delta\lambda_{мв} - \Delta\lambda_з/9$	5	$\Delta\lambda_{мв}$	3	$\Delta\lambda_{мв}$	2	$\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в/2$
8	$\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в/8$	4	$\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в/4$				
7	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{7}$	3	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(2\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{3}$				
6	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(2\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{6}$						
5	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(3\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{5}$						

Таблица 2

Значения ширины полосы обзора $\Delta\lambda'_э$ при $l_1 = 13$, $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (13,15]$

$\Delta t_1 = T_\Omega$		$\Delta t_1 = 2T_\Omega$		$\Delta t_1 = 3T_\Omega$		$\Delta t_1 = 4T_\Omega$	
m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$
8	$\Delta\lambda_{мв} - \Delta\lambda_з/8$	4	$\Delta\lambda_{мв}$	3	$\Delta\lambda_{мв}$	2	$\Delta\lambda_{мв}$
7	$\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в/7$	3	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{3}$	2	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{2}$		
6	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{6}$						
5	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(2\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{5}$						
4	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(3\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{4}$						

Таблица 3

Значения ширины полосы обзора $\Delta\lambda'_э$ при $l_1 = 11$, $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (13,15]$

$\Delta t_1 = T_\Omega$		$\Delta t_1 = 2T_\Omega$		$\Delta t_1 = 3T_\Omega$		$\Delta t_1 = 4T_\Omega$	
m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$	m	$\Delta\lambda'_э$
7	$\Delta\lambda_{мв} - \Delta\lambda_з/7$	4	$\Delta\lambda_{мв}$	3	$\Delta\lambda_{мв}$	2	$\Delta\lambda_{мв}$
6	$\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в/6$	3	$\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в/3$	2	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{2}$		
5	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{5}$						
4	$\Delta\lambda_{мв} + \frac{(2\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в)}{4}$						

Изомаршрутные системы КА со сдвигом по долготе ($\Delta\lambda$)

Для одного КА $m=1$, если ширина полосы на экваторе $\Delta\lambda_{э_1}=\Delta\lambda'_{э}=\Delta\lambda_{мв}$ имеем разрыв в наблюдении [3] $\Delta t_1=(k+1)T_\Omega$, где $k=\left[\frac{n}{2}(l+\varepsilon+1)\right]$, а $[\cdot]$ – целая часть числа. На всем интервале числа оборотов КА в эффективные сутки $\frac{T_{эф}}{T_\Omega}\in(l_1,l_1+2]$, $k=\frac{l_1+1}{2}$, имеем $\Delta t_1=\frac{l_1+3}{2}T_\Omega$.

В зависимости от разрыва в наблюдении при наличии *n* фронтальных групп значения ширины полосы обзора различаются по числу сдвигов трассы полета $\Delta\lambda$, укладывающихся на интервале одного периода обращения ν [3]:

$$\Delta\lambda_{э_n}=\Delta\lambda_{мв}+\nu\Delta\lambda.$$

Рассмотрим случай, когда разрыв в наблюдении не менее периода обращения, т. е. $\Delta t_n\in\left[T_\Omega,\frac{k+1}{n}T_\Omega\right]$. В этом случае можно принять значение ν равное единице.

Пусть $k'=1,2,...,k+1$, при ширине полосы одной фронтальной группы

$$\Delta\lambda_{э_1}=\Delta\lambda_{мв}+\frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_{в}}{n}=\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda,$$

где $\Delta\lambda$ – величина сдвига каждой следующей фронтальной группы по долготе относительно трассы полета предыдущей.

Получим наибольший разрыв в наблюдении при наличии *n* фронтальных групп:

$$\Delta t_n=\frac{k'T_\Omega}{n}.$$

Наибольший разрыв в наблюдении одной фронтальной группы

$$\Delta t_1=k'T_\Omega.$$

Величина сдвига по долготе

$$\Delta\lambda=\frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_{в}}{n}.$$

В частном случае при $k'=k+1=n$ и разрыве в наблюдении $\Delta t_n=\frac{(k+1)T_\Omega}{n}=T_\Omega$ величина сдвига по долготе составляет $\Delta\lambda=\frac{-\Delta\lambda_{з}}{n}$. Все КА (фронтальные группы), следуя друг за другом через период обращения, выстраиваются во фронтальную группу шириной $\Delta\lambda_{э_1}=\pi+\frac{\Delta\lambda_{мв}}{2}$ и образуют фронтальную систему КА.

При $k'=k+1>n$ и разрыве в наблюдении $\Delta t_n=\frac{(k+1)T_\Omega}{n}>T_\Omega$ величина сдвига по долготе $\Delta\lambda=0$.

Таким образом, значение числа КА при $m=1$ (фронтальных групп при $m>1$), равное $n=k+1$, является наибольшим при обеспечении разрывов в наблюдении не менее периода обращения.

Для интервала числа оборотов КА в эффективные сутки $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (l_1, l_1+2]$ и ширине полосы обзора $\Delta\lambda_{э_n} \geq \Delta\lambda_{мв} - \frac{\Delta\lambda_з}{n}$ составим таблицу для пороговых значений величин сдвига по долготе $\Delta\lambda = \frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{n}$, соответствующих им пороговых значений разрыва в наблюдении $\Delta t_n = \frac{k'T_\Omega}{n}$ для случая $\Delta t_n \in \left[T_\Omega, \frac{k+1}{n}T_\Omega\right]$ и числа сдвигов ν в зависимости от числа КА в системе n ($n \leq k'$) при различных значениях $k' = k+1, k, ..., 1$ (табл. 4).

Таблица 4

Пороговые значения величин сдвига по долготе $\Delta\lambda$ и разрыва в наблюдении Δt_n для $\Delta t_n \in \left[T_\Omega, \frac{k+1}{n}T_\Omega\right]$

k'	$k+1=n$	$k+1>n$	k	$k-1$	…	k'	…	1
ν	1	1	1	1		1		1
n	$\frac{-\Delta\lambda_з}{n}$	0	$\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$		$\frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$		$\frac{(k-1)\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$
	$\frac{(k+1)T_\Omega}{n}$	$\frac{(k+1)T_\Omega}{n}$	$\frac{kT_\Omega}{n}$	$\frac{(k-1)T_\Omega}{n}$		$\frac{k'T_\Omega}{n}$		$\frac{T_\Omega}{n}$

В табл. 4 при значении $k+1=n$ разрыв в наблюдении равен периоду обращения $\Delta t_n = T_\Omega$. КА выстраиваются в одну фронтальную группу с шириной полосы $\Delta\lambda_{э_1} = m\Delta\lambda'_э = \pi + \frac{\Delta\lambda_{мв}}{2}$, т. е. получается фронтальная система КА.

Значение числа фронтальных групп $n = k+1$ является наибольшим при ширине полосы обзора КА $\Delta\lambda_{э_n} \geq \Delta\lambda_{мв} - \frac{\Delta\lambda_з}{n}$ и при обеспечении разрывов в наблюдении не менее периода.

При разрывах в наблюдении, кратных периоду обращения $\Delta t_n = 2T_\Omega, 3T_\Omega, ...$, когда $\frac{k+1}{n} = 2, 3, ...$, изомаршрутные системы со сдвигом по долготе также совпадают с фронтальными системами с разряженным расположением полос обзора на экваторе на необходимое число межвитковых расстояний.

Рассмотрим далее случай разрыва в обслуживании менее периода, но не менее половины периода $\Delta t_n \in [T_\Omega/2, T_\Omega)$. Ширина полосы обслуживания при наличии n фронтальных групп равна $\Delta\lambda_{э_n} = \Delta\lambda_{мв} + \nu\Delta\lambda$, где ν – число сдвигов трассы полета, определяющих значение ширины полосы обзора.

Для интервала числа оборотов КА в эффективные сутки $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (l_1, l_1+2]$ составим таблицу для пороговых значений величин сдвига по долготе $\Delta\lambda = \frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{n}$, соответствую-

щих им пороговых значений разрыва в наблюдении $\Delta t_n = \frac{k' T_\Omega}{n}$ для случая $\Delta t_n \in (T_\Omega/2, T_\Omega)$ и числа сдвигов ν в зависимости от числа КА в системе n ($n \le 2k'$) при различных значениях $k' = k+1, k, ...,1$ (табл. 5).

Таблица 5

Пороговые значения величин сдвига по долготе $\Delta\lambda$ и разрыва в наблюдении Δt_n для $\Delta t_n \in \left(\frac{T_\Omega}{2}, T_\Omega\right)$

k'		$k+1=\frac{n}{2}$	$k+1>\frac{n}{2}$	k	$k-1$	…	k'	…	1
ν		2	1	2	2		2		2
n	$\Delta\lambda$	$\frac{-\Delta\lambda_з}{n}$	$\frac{-\Delta\lambda_з}{n}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$		$\frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$		$\frac{(k-1)\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$
	Δt_n	$\frac{(k+1)T_\Omega}{n}$	$\frac{(k+1)T_\Omega}{n}$	$\frac{kT_\Omega}{n}$	$\frac{(k-1)T_\Omega}{n}$		$\frac{k'T_\Omega}{n}$		$\frac{T_\Omega}{n}$

В табл. 5 при значениях $n = 2(k+1)$ разрыв в наблюдении равен половине периода $\Delta t_n = \frac{T_\Omega}{2}$ КА, как следствие – имеем совпадение с фронтальной системой из двух фронтальных групп КА. Аналогично и для других случаев при $n = 2k'$ имеем совпадение с фронтальной системой из двух фронтальных групп КА.

Значение числа фронтальных групп $n = 2(k+1)$ является наибольшим при ширине полосы обзора КА $\Delta\lambda_{э_n} \ge \Delta\lambda_{мв} - \frac{2\Delta\lambda_з}{n}$ и при обеспечении разрывов в наблюдении $\Delta t_n \in (T_\Omega/2, T_\Omega)$.

ПРИМЕР ПРИМЕНЕНИЯ СТРУКТУР ТАБЛИЦ

Для интервала числа оборотов КА в эффективные сутки $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (15,17]$ пороговые значения величин сдвига по долготе $\Delta\lambda = \frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_в}{n}$ и соответствующие им пороговые значения разрыва в наблюдении $\Delta t_n = \frac{k' T_\Omega}{n}$ для случая $\Delta t_n \in \left[T_\Omega, \frac{k+1}{n} T_\Omega\right]$ в зависимости от числа КА в системе n ($n \le k'$) при различных значениях $k' = k+1, k, ...,1$ приведены в табл. 6.

В табл. 6 при разрывах в наблюдении, кратных периоду обращения $\Delta t_n = T_\Omega, 2T_\Omega, 3T_\Omega, 4T_\Omega$, изомаршрутные системы со сдвигом по долготе совпадают с фронтальными системами, приведенными в табл. 1.

Для разрывов $\Delta t_n \in \left[T_\Omega, \frac{k+1}{n} T_\Omega\right]$ наибольшее значение числа фронтальных групп равно 9, при котором получаем фронтальную систему с разрывом в один период.

Таблица 6

Пороговые значения величин сдвига по долготе $\Delta\lambda$ и разрыва в наблюдении Δt_n

$$l_1 = 15,\ \frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (15,17],\ \Delta t_n \in \left[T_\Omega, \frac{k+1}{n} T_\Omega\right]$$

k'		9	9	8	7	6	5	4	3	2	1
ν		1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
n	$\Delta\lambda$	$\frac{-\Delta\lambda_з}{n}$	0	$\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{4\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{5\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{6\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{7\Delta\lambda_{мв}}{n} + \frac{\Delta\lambda_в}{n}$
	Δt_n	$\frac{9T_\Omega}{n}$	$\frac{9T_\Omega}{n}$	$\frac{8T_\Omega}{n}$	$\frac{7T_\Omega}{n}$	$\frac{6T_\Omega}{n}$	$\frac{5T_\Omega}{n}$	$\frac{4T_\Omega}{n}$	$\frac{3T_\Omega}{n}$	$\frac{2T_\Omega}{n}$	$\frac{T_\Omega}{n}$
9	$\Delta\lambda$	$-\frac{\Delta\lambda_з}{9}$									
	Δt_n	T_Ω									
8	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{8}$							
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{8}$	T_Ω							
7	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{7}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{7} + \frac{\Delta\lambda_в}{7}$						
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{7}$	$\frac{8T_\Omega}{7}$	T_Ω						
6	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{6}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{6} + \frac{\Delta\lambda_в}{6}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{6} + \frac{\Delta\lambda_в}{6}$					
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{6}$	$\frac{8T_\Omega}{6}$	$\frac{7T_\Omega}{6}$	T_Ω					

Окончание табл. 6

k'		9	9	8	7	6	5	4	3	2	1
ν		1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
5	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{5}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{5}+\frac{\Delta\lambda_в}{5}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{5}+\frac{\Delta\lambda_в}{5}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{5}+\frac{\Delta\lambda_в}{5}$				
	$\Delta t_п$		$\frac{9T_\Omega}{5}$	$\frac{8T_\Omega}{5}$	$\frac{7T_\Omega}{5}$	$\frac{6T_\Omega}{5}$	T_Ω				
4	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{4}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{4}+\frac{\Delta\lambda_в}{4}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{4}+\frac{\Delta\lambda_в}{4}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{4}+\frac{\Delta\lambda_в}{4}$	$\frac{4\Delta\lambda_{мв}}{4}+\frac{\Delta\lambda_в}{4}$			
	$\Delta t_п$		$\frac{9T_\Omega}{4}$	$\frac{8T_\Omega}{4}$	$\frac{7T_\Omega}{4}$	$\frac{6T_\Omega}{4}$	$\frac{5T_\Omega}{4}$	T_Ω			
3	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{3}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{3}+\frac{\Delta\lambda_в}{3}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{3}+\frac{\Delta\lambda_в}{3}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{3}+\frac{\Delta\lambda_в}{3}$	$\frac{4\Delta\lambda_{мв}}{3}+\frac{\Delta\lambda_в}{3}$	$\frac{5\Delta\lambda_{мв}}{3}+\frac{\Delta\lambda_в}{3}$		
	$\Delta t_п$		$\frac{9T_\Omega}{3}$	$\frac{8T_\Omega}{3}$	$\frac{7T_\Omega}{3}$	$\frac{6T_\Omega}{3}$	$\frac{5T_\Omega}{3}$	$\frac{4T_\Omega}{3}$	T_Ω		
2	$\Delta\lambda$		0	$\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{2}+\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{2}+\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{2}+\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	$\frac{4\Delta\lambda_{мв}}{2}+\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	$\frac{5\Delta\lambda_{мв}}{2}+\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	$\frac{6\Delta\lambda_{мв}}{2}+\frac{\Delta\lambda_в}{2}$	
	$\Delta t_п$		$\frac{9T_\Omega}{2}$	$\frac{8T_\Omega}{2}$	$\frac{7T_\Omega}{2}$	$\frac{6T_\Omega}{2}$	$\frac{5T_\Omega}{2}$	$\frac{4T_\Omega}{2}$	$\frac{3T_\Omega}{2}$	T_Ω	
1	$\Delta\lambda$		0	$\Delta\lambda_в$	$\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$	$2\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$	$3\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$	$4\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$	$5\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$	$6\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$	$7\Delta\lambda_{мв}+\Delta\lambda_в$

Таблица 7

Пороговые значения величин сдвига по долготе $\Delta\lambda$ и разрыва в наблюдении Δt_n

$$l_1 = 15,\ \frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (15,17],\ \Delta t_n \in (T_\Omega/2, T_\Omega)$$

k'		9	9	8	7	6	5	4	3	2	1
ν		2	1	2	2	2	2	2	2	2	2
n	$\Delta\lambda$	$-\frac{\Delta\lambda_з}{n}$	0	$\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{4\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{5\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{6\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$	$\frac{7\Delta\lambda_{мв}}{n}+\frac{\Delta\lambda_в}{n}$
	Δt_n	$\frac{9T_\Omega}{n}$	$\frac{9T_\Omega}{n}$	$\frac{8T_\Omega}{n}$	$\frac{7T_\Omega}{n}$	$\frac{6T_\Omega}{n}$	$\frac{5T_\Omega}{n}$	$\frac{4T_\Omega}{n}$	$\frac{3T_\Omega}{n}$	$\frac{2T_\Omega}{n}$	$\frac{T_\Omega}{n}$
18	$\Delta\lambda$	$-\frac{\Delta\lambda_з}{18}$									
	Δt_n	$\frac{T_\Omega}{2}$									
17	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{17}$								
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{17}$								
16	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{16}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{16}$							
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{16}$	$\frac{T_\Omega}{2}$							
15	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{15}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{15}$							
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{15}$	$\frac{8T_\Omega}{15}$							

Продолжение табл. 7

k'		9	9	8	7	6	5	4	3	2	1
ν		2	1	2	2	2	2	2	2	2	2
14	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{14}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{14}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{14}+\frac{\Delta\lambda_в}{14}$						
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{14}$	$\frac{8T_\Omega}{14}$	$\frac{T_\Omega}{2}$						
13	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{13}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{13}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{13}+\frac{\Delta\lambda_в}{13}$						
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{13}$	$\frac{8T_\Omega}{13}$	$\frac{7T_\Omega}{13}$						
12	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{12}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{12}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{12}+\frac{\Delta\lambda_в}{12}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{12}+\frac{\Delta\lambda_в}{12}$					
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{12}$	$\frac{8T_\Omega}{12}$	$\frac{7T_\Omega}{12}$	$\frac{T_\Omega}{2}$					
11	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{11}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{11}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{11}+\frac{\Delta\lambda_в}{11}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{11}+\frac{\Delta\lambda_в}{11}$					
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{11}$	$\frac{8T_\Omega}{11}$	$\frac{7T_\Omega}{11}$	$\frac{6T_\Omega}{11}$					
10	$\Delta\lambda$		$-\frac{\Delta\lambda_з}{10}$	$\frac{\Delta\lambda_в}{10}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{10}+\frac{\Delta\lambda_в}{10}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{10}+\frac{\Delta\lambda_в}{10}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{10}+\frac{\Delta\lambda_в}{10}$				
	Δt_n		$\frac{9T_\Omega}{10}$	$\frac{8T_\Omega}{10}$	$\frac{7T_\Omega}{10}$	$\frac{6T_\Omega}{10}$	$\frac{T_\Omega}{2}$				
9	$\Delta\lambda$			$\frac{\Delta\lambda_в}{9}$	$\frac{\Delta\lambda_{мв}}{9}+\frac{\Delta\lambda_в}{9}$	$\frac{2\Delta\lambda_{мв}}{9}+\frac{\Delta\lambda_в}{9}$	$\frac{3\Delta\lambda_{мв}}{9}+\frac{\Delta\lambda_в}{9}$				
	Δt_n			$\frac{8T_\Omega}{9}$	$\frac{7T_\Omega}{9}$	$\frac{6T_\Omega}{9}$	$\frac{5T_\Omega}{9}$				

Окончание табл. 7

k'		9	9	8	7	6	5	4	3	2	1
ν		2	1	2	2	2	2	2	2	2	2
8	$\Delta\lambda$				$\frac{\Delta\lambda_{\text{мв}}}{8}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{8}$	$\frac{2\Delta\lambda_{\text{мв}}}{8}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{8}$	$\frac{3\Delta\lambda_{\text{мв}}}{8}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{8}$	$\frac{4\Delta\lambda_{\text{мв}}}{8}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{8}$			
	Δt_n				$\frac{7T_\Omega}{8}$	$\frac{6T_\Omega}{8}$	$\frac{5T_\Omega}{8}$	$\frac{T_\Omega}{2}$			
7	$\Delta\lambda$					$\frac{2\Delta\lambda_{\text{мв}}}{7}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{7}$	$\frac{3\Delta\lambda_{\text{мв}}}{7}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{7}$	$\frac{4\Delta\lambda_{\text{мв}}}{7}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{7}$			
	Δt_n					$\frac{6T_\Omega}{7}$	$\frac{5T_\Omega}{7}$	$\frac{4T_\Omega}{7}$			
6	$\Delta\lambda$						$\frac{3\Delta\lambda_{\text{мв}}}{6}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{6}$	$\frac{4\Delta\lambda_{\text{мв}}}{6}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{6}$	$\frac{5\Delta\lambda_{\text{мв}}}{6}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{6}$		
	Δt_n						$\frac{5T_\Omega}{6}$	$\frac{4T_\Omega}{6}$	$\frac{T_\Omega}{2}$		
5	$\Delta\lambda$							$\frac{4\Delta\lambda_{\text{мв}}}{5}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{5}$	$\frac{5\Delta\lambda_{\text{мв}}}{5}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{5}$		
	Δt_n							$\frac{4T_\Omega}{5}$	$\frac{3T_\Omega}{5}$		
4	$\Delta\lambda$								$\frac{5\Delta\lambda_{\text{мв}}}{4}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{4}$	$\frac{6\Delta\lambda_{\text{мв}}}{4}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{4}$	
	Δt_n								$\frac{3T_\Omega}{4}$	$\frac{T_\Omega}{2}$	
3	$\Delta\lambda$									$\frac{6\Delta\lambda_{\text{мв}}}{3}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{3}$	
	Δt_n									$\frac{2T_\Omega}{3}$	
2	$\Delta\lambda$										$\frac{7\Delta\lambda_{\text{мв}}}{2}+\frac{\Delta\lambda_{\text{в}}}{2}$
	Δt_n										$\frac{T_\Omega}{2}$

Для интервала числа оборотов КА в эффективные сутки $\frac{T_{эф}}{T_\Omega} \in (15,17]$ пороговые значения величин сдвига по долготе $\Delta\lambda = \frac{(k-k')\Delta\lambda_{мв} + \Delta\lambda_{в}}{n}$, соответствующие им пороговые значения разрыва в наблюдении $\Delta t_n = \frac{k'T_\Omega}{n}$ для случая $\Delta t_n \in (T_\Omega/2, T_\Omega)$ и значения числа сдвигов ν в зависимости от числа КА в системе n ($n \le 2k'$) при различных значениях $k' = k+1, k, ..., 1$ приведены в табл. 7.

В табл. 7 при разрывах в наблюдении равных половине периода $\Delta t_n = \frac{T_\Omega}{2}$ и четном значении числа КА имеем совпадение с фронтальной системой из двух фронтальных групп КА.

Перейдем к рассмотрению решения задач синтеза структуры системы при использовании фронтальных групп.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ КА ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЗОРА ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Рассмотрим порядок решения задач синтеза структуры систем КА периодического обзора всей поверхности Земли при заданном числе КА в системе, когда минимизируется разрыв в наблюдении, и при заданном наибольшем разрыве в наблюдении, когда минимизируется число КА в системе.

В качестве исходных данных потребуются число оборотов КА в эффективные сутки $\frac{T_{эф}}{T_\Omega}$, ширина полосы обзора одного КА на экваторе $\Delta\lambda'_э$.

Если ширина полосы на экваторе одного КА не позволяет построить систему с заданными характеристиками, то следует формировать фронтальную группу КА с необходимой шириной полосы обзора.

При необходимости оптимизировать построение системы можно поварьировать число КА во фронтальной группе КА.

Остановимся на разрывах в наблюдении не менее половины периода обращения $\Delta t_n \ge T_\Omega/2$. При этом условии число фронтальных групп должно быть не более величины $2(k+1)$, т. е. $n \le 2(k+1)$.

Пусть заданы число КА $N_{зад} = n_{зад} \cdot m_{зад}$ и ширина полосы обзора одного КА $\Delta\lambda'_{э_{зад}}$. Число КА во фронтальной группе $m_{зад}$ достаточное для обеспечения заданного периодического обзора $\Delta\lambda_{э_{n_{зад}}} = m_{зад} \cdot \Delta\lambda'_{э_{зад}} \ge \Delta\lambda_{мв} - \frac{\nu\Delta\lambda_з}{n_{зад}}$. Определим минимальный разрыв в наблюдении $\Delta t_{n_{min}}$.

Определяем ширину полосы обзора фронтальной группы КА:

$$\Delta\lambda_{э_{n_{зад}}} = m_{зад}\Delta\lambda'_{э_{зад}}.$$

При заданном значении числа фронтальных групп в системе $n_{зад}$, перебирая табличные значения $k' = k+1, k, ..., 1$ слева на право, определим имеющееся превышение ширины полосы обзора фронтальной группы для получения возможной величины сдвига

$$\Delta\lambda_{\text{зад}} = \frac{\Delta\lambda_{э_{n_{\text{зад}}}} - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\nu}.$$

Затем находим наибольшее значение сдвига трассы полета $\Delta\lambda\left(k'_{opt}\right) = \max\limits_{k'} \Delta\lambda\left(k'\right)$, для которого выполняется условие $\Delta\lambda_{\text{зад}} \geq \Delta\lambda\left(k'\right)$. Соответствующее значение разрыва в наблюдении и будет искомым минимальным разрывом $\Delta t_{n_{\min}} = \Delta t_n\left(k'_{opt}\right)$. Наименьшее значение ширины полосы обзора составит $\Delta\lambda_{э_n} = \Delta\lambda_{\text{мв}} + \nu\Delta\lambda\left(k'_{opt}\right)$.

Уточняем расположение КА во фронтальной группе $\Delta\lambda'_{э} = \frac{\Delta\lambda_{э_n}}{m_{\text{зад}}}$.

Структура системы задается следующими соотношениями:

$$\begin{gathered} u_{ji} = u_{j-1,i}, \\ u_{ji} = u_{j,i-1} - \Delta u, \\ \Omega_{ji} = \Omega_{j,i-1} + \Delta\Omega + \Delta\lambda\left(k'_{opt}\right), \\ \Omega_{ji} = \Omega_{j-1,i} + \Delta\lambda'_{э}, \end{gathered}$$

где $\Delta\Omega = \Delta t_n \frac{2\pi}{T_{\text{эф}}}$, $\Delta u = \Delta t_n \frac{2\pi}{T_{\Omega}}$, $j = 1,2,...,m, i = 1,2,...,n.$

Пусть заданы разрыв в наблюдении $\Delta t_{\text{зад}}$ и ширина полосы обзора $\Delta\lambda'_{э_{\text{зад}}}$. Определим минимальное число КА $N_{\min} = n \cdot m$.

При заданном значении разрыва в наблюдении $\Delta t_{\text{зад}}$, перебирая табличные значения $k' = k+1, k, ...,1$ слева на право, для каждого находим число фронтальных групп:

$$n = \begin{cases} \dfrac{k'T_{\Omega}}{\Delta t_{\text{зад}}}, \text{если } \dfrac{k'T_{\Omega}}{\Delta t_{\text{зад}}} \text{ целое}, \\ \left[\dfrac{k'T_{\Omega}}{\Delta t_{\text{зад}}}\right] + 1, \text{если } \dfrac{k'T_{\Omega}}{\Delta t_{\text{зад}}} \text{ дробное} \end{cases}$$

и соответствующее ему значение сдвига трассы полета $\Delta\lambda$.

Из условия $\frac{\Delta\lambda_{э_n} - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\nu} = \frac{m\Delta\lambda'_{э_{\text{зад}}} - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\nu} \geq \Delta\lambda$ находим число КА во фронтальной группе:

$$m = \begin{cases} \dfrac{\Delta\lambda - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\Delta\lambda'_{э_{\text{зад}}}}, \text{если } \dfrac{\Delta\lambda - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\Delta\lambda'_{э_{\text{зад}}}} \text{ целое}, \\ \left[\dfrac{\Delta\lambda - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\Delta\lambda'_{э_{\text{зад}}}}\right] + 1, \text{если } \dfrac{\Delta\lambda - \Delta\lambda_{\text{мв}}}{\Delta\lambda'_{э_{\text{зад}}}} \text{ дробное} \end{cases}$$

и общее число КА в системе $N\left(k'\right) = n \cdot m$.

Из всех полученных вариантов системы определяем наилучший:

$$N = N\left(k'_{opt}\right) = \min_{k'}\left\{N\left(k'\right)\right\}.$$

Наименьшее значение ширины полосы обзора составит $\Delta\lambda_{э_n} = \Delta\lambda_{\text{мв}} + \nu\Delta\lambda\left(k'_{opt}\right)$.

Уточняем расположение КА во фронтальной группе $\Delta\lambda'_{э} = \frac{\Delta\lambda_{э_n}}{m}$.

Структура системы задается следующими соотношениями:

$$
\begin{aligned}
u_{ji} &= u_{j-1,i}, \\
u_{ji} &= u_{j,i-1} - \Delta u, \\
\Omega_{ji} &= \Omega_{j,i-1} + \Delta\Omega + \Delta\lambda\left(k'_{opt}\right), \\
\Omega_{ji} &= \Omega_{j-1,i} + \Delta\lambda'_{э},
\end{aligned}
$$

где $\Delta\Omega = \Delta t_n \dfrac{2\pi}{T_{эф}}$, $\Delta u = \Delta t_n \dfrac{2\pi}{T_{\Omega}}$, $j = 1,2,\ldots,m, i = 1,2,\ldots,n.$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны структуры таблиц параметров обзора поверхности Земли для заданного диапазона разрывов в наблюдении и заданного диапазона количества оборотов КА в сутки. Применяя разработанные таблицы параметров землеобзора КА, можно решать задачи синтеза структуры системы КА периодического обзора всей поверхности Земли при заданных параметрах круговой орбиты и ширине полосы обзора на экваторе в двух постановках.

Во-первых, при заданном числе КА в системе, состоящем из заданного числа фронтальных групп, и заданном числе КА во фронтальной группе можно определять структуру системы с минимальным разрывом в наблюдении всей поверхности Земли.

Во-вторых, при заданном допустимом разрыве в наблюдении всей поверхности Земли можно определять структуру системы с минимальным числом КА в системе.

Список использованных источников

1. *Разумный Ю. Н.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического обзора. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. – 104 с.

2. *Разумный Ю. Н.* Маршрутная теория и результаты оптимизации спутниковых систем периодического обзора районов Земли (регулярные и оптимальные системы) // Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы : тр. II междунар. конф., 18–21 нояб. 2003 г., Москва. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – Ч. 1. – С. 118–137.

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

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

С. А. Галаев[1],
доктор технических наук, доцент;
А. К. Дмитриев[2]
[1] Военная академия РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха Московской обл.
[2] Военный университет имени князя Александра Невского, г. Москва.

КОМПЛЕКС МОДЕЛЕЙ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СЕТЕВОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ЦЕНТРА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В статье рассмотрен вопрос повышения эффективности системы контроля технического состояния сетевой инфраструктуры центра обработки данных специального назначения (ЦОД СН). Разработана математическая модель контроля сетевой инфраструктуры ЦОД СН, позволившая получить дополнительные диагностические признаки. Математическая модель обладает высоким уровнем абстракции по отношению к протоколам и типам сетевых устройств, отображает временные и вероятностные характеристики процессов обработки и передачи кадров. Кроме того, разработанная структурная модель отображает прохождение сетевого трафика и влияющие на его свойства функциональные элементы. Структурная модель определяет глубину поиска дефекта, а также отображающей точки измерения значений показателей работы функциональных элементов. Представленная структурная модель позволяет идентифицировать сетевую инфраструктуру ЦОД СН вне зависимости от его масштаба. Применение разработанных моделей позволит повысить оперативность контроля и, как следствие, эффективность системы контроля.

Ключевые слова: сетевая инфраструктура ЦОД СН, информационное направление связи, информационно-расчетная задача, граф-модель сети, диагностирование, диагностический трафик.

ВВЕДЕНИЕ

Существующие методы резервирования и миграции данных решают проблему выхода из строя отдельных серверов и систем хранения данных, однако нарушения в работе сетевой инфраструктуры центров обработки данных специального назначения (далее – ЦОД СН) влекут за собой отсутствие доступа ко всей вычислительной инфраструктуре дата-центра – как основной, так и резервной. Последствия таких сбоев для коммерческих дата-центров, обеспечивающих работу многочисленных сервисов, выражаются в потере прибыли. Нарушение работы ЦОД СН, обеспечивающих работу государственных информационных систем и автоматизированных систем военного назначения, могут привести к более серьезным последствиям, таким как остановка работы органов государственной власти и невыполнение боевой задачи. Согласно исследованиям [1] около 40% сбоев и отказов приходится на сбои в сетевой инфраструктуре ЦОД СН, что с учетом последствий и продолжительности поиска и устранения дефектов обусловливает актуальность задачи повышения эффективности системы контроля сетевой инфраструктуры ЦОД СН.

ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ И ОБЪЕКТА КОНТРОЛЯ

Для представления масштаба дата-центра среднего размера приведем некоторые цифры. Средний ЦОД вмещает до 500 телекоммуникационных шкафов, в которых размещается до 8000 серверов. Сетевое взаимодействие серверов обеспечивает около 1000 отдельных сетевых устройств и структурированная кабельная система протяженностью около 750 км. Сетевая инфраструктура среднего дата-центра как объект контроля включает около 50 000 сете-

вых портов и 25 000 кабельных соединений, что формирует 75 000 неисправных технических состояний:

$$S = \{s_0, s_i, s_j\},\ i=\overline{1,\ I};\ I = 50048,\ j =\overline{1,\ J};\ J = 25024,$$

где s_0 – полностью исправное состояние сетевой инфраструктуры ЦОД СН;
s_i – неисправность i-го сетевого порта сетевой инфраструктуры ЦОД СН;
s_j – неисправность j-го кабельного соединения сетевой инфраструктуры ЦОД СН.

Для оперативного определения вида технического состояния и места дефекта необходимо обеспечить соответствующий контроль диагностических признаков. В столь масштабной сетевой инфраструктуре обеспечить это силами сетевых инженеров, методами инструментальной проверки и тестового диагностирования весьма затруднительно и затратно. Поэтому в сетевой инфраструктуре ЦОД СН применяются системы контроля, обеспечивающие автоматическое измерение параметров и вычисление диагностических признаков, а также их сравнение с номинальными значениями.

Показателями эффективности системы контроля сетевой инфраструктуры центра обработки данных специального назначения являются оперативность T и достоверность D определения ее технического состояния. Оперативность характеризуется временем определения технического состояния, сокращение которого позволит повысить эффективность системы контроля. Для оценки достоверности используются вероятностные показатели соответствия распознанного состояния истинному [2].

Известные системы контроля сетевой инфраструктуры ЦОД СН не обеспечивают требуемую оперативность $T \geq T_{\text{зад}}$, так как автоматизация контроля технического состояния сетевой инфраструктуры реализована до уровня группового контроля:

$$S = \{s_g\},\ g=\overline{1,\ G},$$

где s_g – неисправность в g-й группе сетевых устройств и кабельных линий сетевой инфраструктуры ЦОД СН;
G – максимальное число групп сетевых устройств и кабельных линий, сформированных в сетевой инфраструктуре ЦОД СН.

Групповой контроль осуществляется посредством автоматического измерения параметров (время-вероятностных характеристик) для каждой группы:

$$\Lambda = \{t_{\text{g}}, P_{\text{g}}\},\ \text{g} = \overline{1,\ G},$$

где t_g – время передачи пакета между крайними сетевыми устройствами в группе;
P_{g} – вероятность успешной передачи пакета между крайними сетевыми устройствами в группе.

При переходе сетевой инфраструктуры ЦОД СН в одно из неисправных технических состояний s_g (неисправность g-й группы сетевых устройств и кабельных линии) система контроля автоматически переходит к определению технического состояния каждого сетевого устройства в этой группе:

$$S_g = \{\text{s}_{\text{c}}, \text{s}_l\},\ \text{где}\ c=\overline{1,\ C},\ l=\overline{1,\ L}.$$

Здесь s_{c} – неисправность c-го сетевого устройства в группе;
C – максимальное число сетевых устройств в группе;
s_l – неисправность l-й кабельной линии в группе;
L – максимальное число кабельных линий в группе.

Контроль технического состояния сетевых устройств и кабельных линий в группе осуществляется посредством автоматического сбора параметров служебных протоколов ICMP и SNMP:

$$\Lambda_g = \{\Lambda_{ICMP}, \Lambda_{SNMP}\},$$

где Λ_{ICMP} – множество контролируемых показателей по протоколу *ICMP*;
Λ_{SNMP} – множество контролируемых показателей по протоколу *SNMP*.

Раскрывать содержание приведенных групп параметров в рамках статьи нет необходимости, достаточно отметить, что количество показателей 21 и они не позволяют определить неисправный порт, а также отличить снижение помехоустойчивости кабельной линии от нарушения электромагнитной совместимости (ЭМС) кабельной системы и применяемых устройств. Далее информация о неисправном сетевом устройстве s_c или кабельной линии s_l поступает дежурной смене сетевых инженеров.

Стоимость и высокая загруженность сетевого устройства не позволяют его оперативно вывести из эксплуатации и заменить на ЗИП. Однако модульность конструкции применяемых в ЦОД СН сетевых устройств не предполагает выхода из строя устройства в целом. Как правило, выходит из строя некоторая его часть, например физический порт или кабельное соединение.

Информация о неисправном сетевом устройстве s_c или кабельной линии s_l поступает дежурной смене сетевых инженеров, которые переходят к ручному поиску дефектного порта и определению причин искажения передаваемых данных непосредственно на устройстве:

$$S_c = \{s_p\},\ p = \overline{1,\ P},$$

$$S_l = \{s_e, s_m\},\ \text{где}\ e = \overline{1,\ E},\ m = \overline{1,\ M}.$$

Згдесь s_p – неисправность p-го сетевого порта c-го устройства;
P – максимальное число сетевых портов c-го устройства;
s_e – снижение помехоустойчивости e-го проводника *Rx* или *Tx* в кабельной линии;
E – максимальное число проводников в кабельных линиях;
s_m – нарушения электромагнитной совместимости (ЭМС) m-м устройством;
M – максимальное число устройств, являющихся источником периодических помех.

Контроль технического состояния сетевых портов, а также составляющих кабельных линий и ЭМС окружающих устройств осуществляется методами инструментального контроля и тестового диагностирования параметров:

$$\Lambda_x = \{\lambda_x\},\ \text{где}\ x = \overline{1, X}.$$

Здесь λ_x – параметр, полученный посредством измерений или тестовых воздействий, выполненных ручным измерительным инструментом или проприетарным программным обеспечением непосредственно на устройстве.

Время, необходимое для ручного поиска неисправности, составляет от 30 секунд до двух дней, что в целом снижает оперативность T определения технического состояния сетевой инфраструктуры и затрудняет ее автоматизацию. Кроме того, затруднительна ее остановка для тестового диагностирования, а нерентабельность хранения ЗИП вследствие высокой стоимости устройств (около 1 млн. руб.) делает невозможным оперативную замену на исправное устройство.

Исходные данные по существующей модели контроля сведены в табл. 1.

Таким образом, модель контроля сетевой инфраструктуры, лежащая в основе известных систем контроля, требует пересмотра, а именно:

1) глубины автоматического контроля сетевой инфраструктуры – для перехода от группового контроля к контролю отдельных сетевых портов;

2) последовательности контроля – разработки дерева решений для исключения одновременного контроля каждого сетевого порта сетевой инфраструктуры;

3) перехода в другое признаковое пространство, которое позволит реализовать индивидуальный контроль технического состояния каждого порта вместо группового контроля.

Таблица 1

Исходные данные существующей системы контроля

Глубина диагностирования	ТС	Параметры	Признаки	Автоматизация
Сетевая инфраструктура	S	-		Обобщение результатов контроля технического состояния групп устройств
Группа устройств и кабельных линий	S_g	Λ	П	Непрерывный контроль время-вероятностных характеристик группы устройств. Переход к поиску неисправности внутри группы
Устройства и кабельные линии	S_c, S_l	Λ_g	$П_g$	Сбор параметров работы устройств и кабельных линий (КЛ) по протоколам ICMP и SNMP. Определение неисправного устройства или КЛ
Сетевые порты и направленные проводники	S_p, S_e, S_m	Λ_x	$П_x$	**Отсутствует (инструментальный контроль, тестовое диагностирование)**

Для определения глубины контроля и принципа деления на группы сетевой инфраструктуры ЦОД СН при формировании дерева решений необходима разработка ***графо-аналитической модели***, отражающей структуру сетевой инфраструктуры ЦОД СН. Для перехода в другое признаковое пространство (рис. 1) необходима разработка ***математической модели*** сетевой инфраструктуры ЦОД СН, позволяющей осуществить регуляризацию задачи определения технического состояния путем выявления из время вероятностных параметров Λ дополнительных диагностических признаков $П_p$, которые позволят автоматически определять техническое состояние сетевой инфраструктуры ЦОД СН с глубиной до сетевых портов (S_p), отдельных проводников в кабельных линиях (S_e) и стационарных источников помех (S_m).



Рис. 1. Порядок определения технического состояния сетевой инфраструктуры ЦОД СН: а – существующее признаковое пространство; б – целевое признаковое пространство

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СЕТЕВОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ЦОД СН

Для регуляризации задачи контроля технического состояния сетевой инфраструктуры ЦОД СН с глубиной контроля – до порта, необходимо перейти в другое признаковое пространство. Для этого следует ***сформировать диагностические признаки***, которые позволят выполнить функциональный контроль и определить техническое состояние сетевых портов без нарушения функционирования устройств.

Для формируемых диагностических признаков необходимо определить следующие атрибуты: контролируемое свойство диагностируемого объекта, единицы измерения, периодичность измерения, средство измерения, место измерения. Данная задача решается путем построения математической модели сетевой инфраструктуры ЦОД СН.

При разработке математической модели сетевой инфраструктуры ЦОД СН будем отталкиваться от основной функции вычислительной инфраструктуры дата-центра – передачи трафика между хостами. Изначально пакеты данных, выводимые в сеть, обладают некоторыми свойствами. Эти свойства изменяются в процессе обработки пакета промежуточными сетевыми узлами и при передаче по кабельным линиям. Свойства пакета зависят от параметров работы сетевых устройств и среды передачи данных. Свойства пакетов могут быть выражены с помощью показателей. Оценка показателей свойств пакетов данных позволит судить о параметрах работы сетевых устройств и кабельных линий, т. е. определить их техническое состояние [3].

Анализ используемых в сетевой инфраструктуре ЦОД СН протоколов пакетной передачи данных показал [4], что свойства передаваемых пакетов данных можно характеризовать двумя диагностическими признаками: временем передачи пакета (кадра) между устройствами $t_{\text{п}}$ и вероятностью (наличием) битовой ошибки в пакете (кадре) $P_{\text{ош}}$.

Время межузловой передачи – это интегральный показатель, значение которого зависит не только от технического состояния порта сетевого устройства, но и от длины пакета данных, протяженности кабельной линии, битовой скорости протокола передачи данных, схемы кодирования сигнала. Поэтому невозможно указать конкретное значение времени межузловой передачи пакета, при котором можно утверждать, что сетевое устройство перешло в нерабочее состояние.

Вероятность успешной передачи пакета зависит от множества факторов: от технического состояния кабельной линии, разъемных соединений; наличия стационарных источников внешних помех. Так, замена кабельной линии вместе с разъемными соединениями не приведет к снижению числа битовых ошибок, если причиной искажения сигнала является стационарный источник помех. Другой пример – замена только разъемных соединений может решить проблему с искажением и чрезмерным затуханием сигнала. Дальнейший анализ показал, что в зависимости от случайного, периодического или линейного роста числа битовых ошибок можно определить вид помехи и ее источник (внешний стационарный или нестационарный, внутренние помехи) [5].

Разрабатываемая структурная модель не предполагает дополнительного диагностического обеспечения, в частности измерительного оборудования, – измерения время-вероятностных характеристик предполагается штатным системным микропрограммным обеспечением сетевого оборудования, функционал которого описан сетевыми протоколами. В соответствии с принятой глубиной диагностирования измерение диагностических показателей осуществляется на каждом физическом порту сетевого устройства.

Проведем анализ время-вероятностных характеристик передачи кадров на примере двух узлов, соединенных дуплексным каналом связи, при следующих условиях:

– после передачи кадра ожидается подтверждение правильности его приема с помощью специального укороченного (служебного) кадра;

– не происходит потерь кадров из-за отсутствия буферной памяти у получателя.

Пропускная способность дуплексного канала связи с симметричным трафиком для одного направления передачи (или эффективная скорость передачи данных) определяется как отношение объема информации, передаваемой в кадре, к среднему времени его передачи:

$$C(L) = \frac{L-H}{\bar{t}}, \tag{1}$$

где L – длина кадра;

H – объем пакетной и кадровой служебной информации;

$\bar{t}$ – среднее время передачи кадра по межузловому соединению, рассчитывается по формуле

$$\bar{t} = \sum_{i=1}^{\infty} i(2t + T)\Pi^{i-1}(1 - \Pi) = \frac{2\tau + T}{1 - \Pi}, \tag{2}$$

где П – вероятность повторной передачи кадра;
τ – время вывода информационного кадра в линию связи;
T – время незанятости канала связи передачей информационных кадров.

При выводе в среду распространения сигнала каждого бита необходима пауза перед выводом сигнала следующего бита. Эта пауза равна времени прохождения сигнала от начала до конца кабельной линии в среде распространения сигнала (оптической или электропроводной). Кроме того, пока устройство-получатель проверяет контрольную сумму кадра, следующий кадр не может быть принят. Таким образом, время незанятости канала связи передачей информационных кадров определено выражением

$$T = 2T_{\text{Р}} + 2T_{\text{у}}, \tag{3}$$

где $T_{\text{Р}}$ – время распространения сигналов битовой последовательности кадра в среде распространения сигнала (оптической или электропроводной);
$T_{\text{у}}$ – время узловой обработки кадра при приемопередаче.

Вероятность повторной передачи кадра определена следующим выражением:

$$\text{П} = R_{\text{п}} + (1 - R_{\text{п}})R_o, \tag{4}$$

где $R_{\text{п}}$ и R_o – вероятности искажения информационного кадра в прямом канале и подтверждения в обратном канале соответственно.

Подставив выражения (2)–(4) в формулу (1), получим

$$C(L) = \frac{(L-H)(1 - R_{\text{п}} - (1 - R_{\text{п}})R_o)}{2\tau + 2T_{\text{Р}} + 2T_{\text{у}}} = \frac{(L-H)(1 - R_{\text{п}})(1 - R_o)}{2\tau + 2T_{\text{Р}} + 2T_{\text{у}}}. \tag{5}$$

Вероятности искажения кадра при передаче в прямом и обратном направлениях одинаковы, так как конструктивно соответствующие проводники выполнены одним кабелем и испытывают идентичные внешние воздействия. Тогда можно сделать вывод, что $R_{\text{п}} = R_o = R$, и выражение (5) для пропускной способности дуплексного канала связи примет вид

$$C(L) = \frac{(L-H)(1-R)^2}{2\tau + 2T_{\text{Р}} + 2T_{\text{у}}}. \tag{6}$$

Объем передаваемой информации складывается из числа кадров ω длиною $(L - H)$ бит. Число пакетов определяется пользовательским приложением на узле-источнике и носит случайный характер. Объем служебной информации H, а также максимальный и минимальный объем пользовательских данных L в кадре задаются протоколом передачи данных и определяют максимальную и минимальную пропускную способность.

Объем передаваемой информации ω(L-H) носит случайный характер, так как размер данных в кадре L и число пакетов ω задаются пользовательским приложением (пользователем). Время доставки кадра представлено знаменателем выражения (6) как сумма $2\tau + 2T_{\text{Р}} + 2T_{\text{у}}$, удвоение учитывает время получения подтверждения (квитанции) доставки. Рассмотрим каждое слагаемое.

Время вывода τ информационного кадра в линию связи сетевым устройством определяется частотой модуляции f электрического или оптического сигнала и длиной кадра $(L + H)$. Частота модуляции равна битовой скорости R [бит/с] сетевого протокола. Необходимо учитывать используемый в сетевой инфраструктуре ЦОД СН алгоритм логического кодирования сигнала (8/10b, 64/66b, 256/257b), который записывается как отношение числа значащих бит и общего числа переданных бит (включая служебные биты). Значение этого отношения равно K. С учетом изложенного время вывода τ информационного кадра в линию связи представлено выражением

$$\tau = \frac{1}{R} K(L + H) \text{ [с]}. \quad (7)$$

Следующее слагаемое знаменателя выражения (6) – время распространения битовой последовательности кадра (сигналов) $T_{\text{Р}}$ в кабельной линии – определяется по формуле

$$T_{\text{Р}} = K(L + H)\frac{S}{V}, \quad (8)$$

где K – коэффициент, учитывающий схему логического кодирования;
S – длина канала кабельной линии;
V – скорость распространения сигнала (для оптической и электрической системы определяется отдельно по известным выражениям).

Рассмотрим следующее слагаемое знаменателя выражения (6) – время узловой обработки кадра $T_{\text{у}}$. Определяет задержки кадров в сетевом устройстве, причиной которых являются различные внутренние издержки на передачу кадров из буферной памяти входных портов в буферную память его выходных портов.

Время узловой обработки кадра $T_{\text{у}}$ зависит от технического состояния электронной базы сетевого устройства, ширины шины данных, тактовой частоты процессора, скорости чтения/записи буферной памяти, внутренней схемы коммутации портов. Выход из строя или ухудшение характеристик любого из перечисленных компонентов повлечет увеличение времени узловой обработки $T_{\text{у}}$.

В работе [6] экспериментально установлено значение 4 498 нс для порта *GigabitEthernet* коммутатора *Cisco Catalyst* 3750, которое не зависит от длины кадра. В работе [7] сделан вывод о несущественном влиянии размеров очередей в интерфейсах, размеров таблиц коммутаций и прочих разделяемых ресурсов коммутатора на время узловой обработки кадра $T_{\text{у}}$. По информации дистрибьютора сетевых устройств, время узловой обработки $T_{\text{у}}$ составляет не более 5000 нс вне зависимости от длины кадра [8]. Инвариантность к L обуславливает выбор $T_{\text{у}}$ в качестве диагностического признака (признака контроля).

Протоколами IP и FC не предусмотрено прямое измерение времени вывода информационного кадра τ в линию связи, времени распространения сигнала в кабельной линии $T_{\text{Р}}$ и времени узловой обработки кадра $T_{\text{у}}$. Вместе с тем предусмотрено измерение их суммы, а именно времени передачи кадра по межузловому соединению, значение которого отражено в следующих показателях:

для стека протоколов IP – в IPTD (*Internet Protocol packet Transfer Delay*) задержке передачи кадров;

для стека протоколов FC – в R_A_TOV (*Resource Allocation Timeout Value*) времени нахождения кадра внутри фабрики.

Рассмотрим перечисленные показатели работы на функциональной схеме (рис. 2) процесса передачи пакета между сетевыми устройствами при следующих ограничениях:

– сетевые устройства находятся в режиме передачи данных;

– порты работают без перегрузки (буферизация менее 100%) – задержки на ожидание обработки отсутствуют;

– проверяется контрольная сумма CRC каждого пакета.

Рассмотрим передачу кадра длинной (L+H) от коммутатора № 1 до коммутатора № 2 с целью детализации временных издержек. При передаче трафика между сетевыми устройствами выполняются следующие действия.

1. Устройство-отправитель (коммутатора № 1) рассчитывает кротчайший маршрут до получателя, формирует заголовки пакетов данных, которые записывает соответствующим пакетам в буферной памяти.

2. Устройство-отправитель (коммутатора № 1) преобразовывает битовую последовательность в сигнал для вывода в кабельную линию.

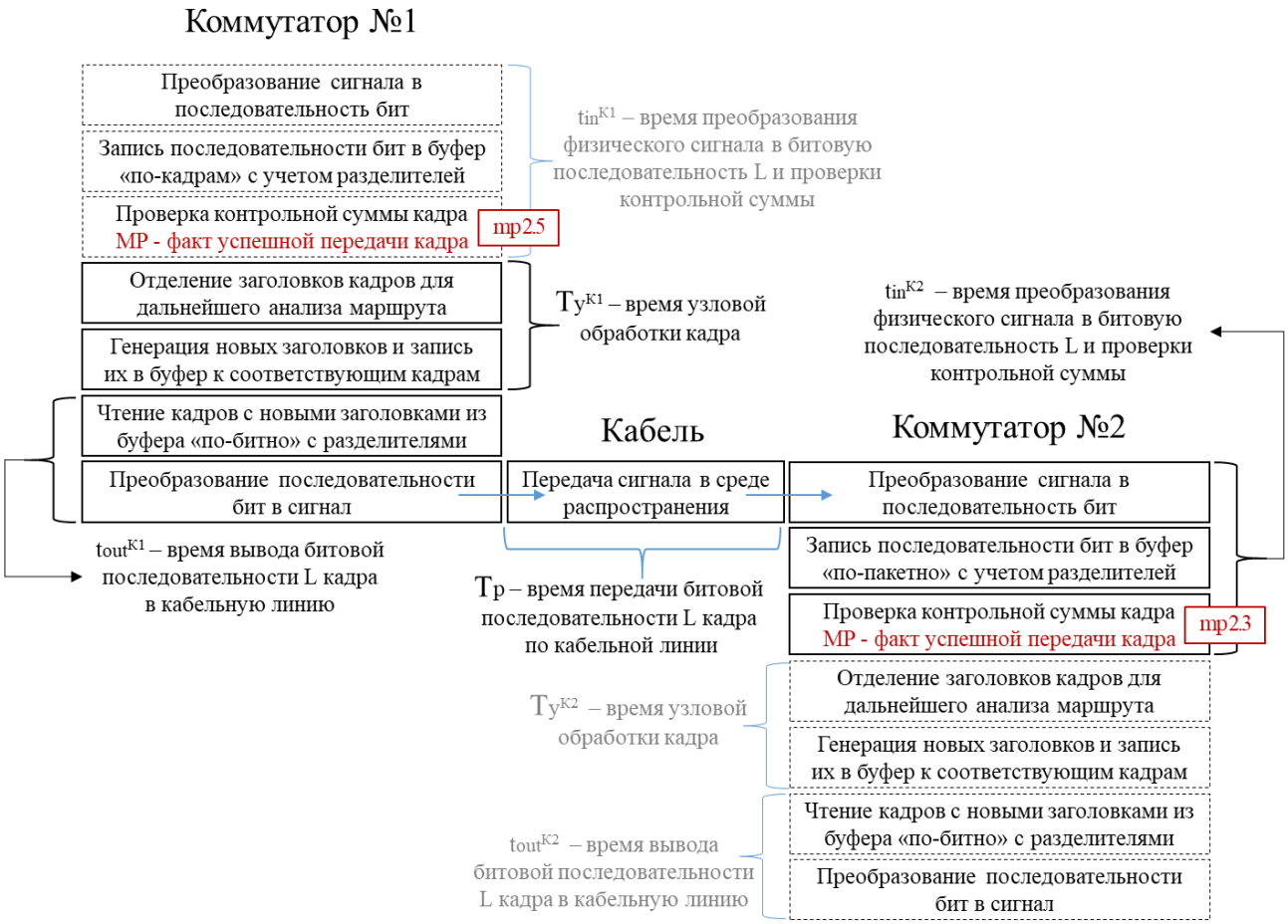


Рис. 2. Детализация времени межузловой передачи кадра на примере однонаправленной передачи пакета

3. Передача сигнала (электрического/светового) в среде распространения (электропроводной/оптической) от устройства отправителя до устройства получателя.

4. Устройство-получатель (коммутатора № 2) преобразовывает сигнал из кабельной линии в битовую последовательность.

5. Устройство-получатель (коммутатора № 2) записывает полученную битовую последовательность в буфер с учетом разделителей пакетов.

6. Устройство-получатель (коммутатора № 2) проверяет контрольную сумму пакета. При положительном результате проверки фиксируется факт успешной передачи пакета, при отрицательном – битовая ошибка.

7. Для дальнейшей или обратной передачи устройство-получатель (коммутатора № 2) выступает в роли устройства-отправителя и переходит к пункту 1.

Стеками протоколов IP и FC предусмотрена фиксация времени межузловой передачи кадра $\bar{t}$ после проверки контрольной суммы кадра на каждом устройстве. Время межузловой передачи кадра $\bar{t}$ [представлено формулой (9)] – это время между проверками контрольной суммы кадра на соседних устройствах, которое включает время обработки кадра как коммутатором № 1, так и коммутатором № 2, а также время передачи кадра по кабельной линии:

$$\bar{t} = Ty^{K1} + tout^{K1} + Tp + tin^{K2} \qquad (9)$$

где Ty^{K1} – время узловой обработки кадра коммутатором № 1;

$tout^{K1}$ – время вывода портом коммутатора № 1 битовой последовательности кадра длиной (L+H) в кабельную линию;

Tр – время передачи битовой последовательности кадра длиной (L+H) по кабельной линии;

$tin^{К2}$ – время преобразования портом (коммутатор № 2) сигнала в битовую последовательность (L+H) и проверки контрольной суммы.

С учетом выражения (7) выразим временные задержки:

$$tout^{К1} = \frac{1}{R_n} \cdot K \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}) = \tau^{К1} \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}); \quad (10)$$

$$tin^{К2} = \frac{1}{R_n} \cdot K \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}) = \tau^{К2} \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}); \quad (11)$$

Выразим время распространения электрических сигналов в электропроводной среде распространения (кабеле):

$$T_{\mathrm{p}} = \frac{s \times \sqrt{\varepsilon}}{c} \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}); \quad (12)$$

Подставим полученные выражения (10)–(12) в формулу (9), тогда получим следующее выражение для расчета времени межузловой передачи кадра:

$$\begin{aligned} \bar{t} &= T\mathrm{y}^{К1} + \tau_n{}^{К1} \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}) + \frac{S \cdot \sqrt{\varepsilon}}{c} \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}) + \tau_n{}^{К2} \cdot (\mathrm{L} + \mathrm{H}) = \\ &= T\mathrm{y}^{К1} + (\mathrm{L} + \mathrm{H})(\tau_n{}^{К1} + \tau_n{}^{К2} + \frac{s \cdot \sqrt{\varepsilon}}{c}), \end{aligned} \quad (13)$$

где (L+H) – длина кадра;

$\tau^{К1}$ – бит-тайм порта коммутатора № 1;

$\tau^{К2}$ – бит-тайм порта коммутатора № 2;

S – длина кабельной линии от порта коммутатора № 1 до порта коммутатора № 2;

C – скорости света;

ε – диэлектрическая проницаемость изоляции кабеля.

Таким образом, математическая модель расчета значения признака контроля «время узловой обработки кадра» может быть представлена совокупностью математических выражений:

$$W_T = \begin{cases} C(L) = \frac{(L-H)(1-R)^2}{2\tau + 2T_{\mathrm{p}} + 2T_{\mathrm{y}}}; \\ t_{out}^{К1} = t_{in}^{К2} = \frac{1}{R} K(L+H) = r(L+H)\ [c]; \\ T_{\mathrm{p}} = (L+H)\frac{S}{V} = (L+H)\frac{s \cdot \sqrt{\varepsilon}}{c}; \\ T_{\mathrm{y}} \neq f(\mathrm{L}); \\ \bar{t} = T\mathrm{y}^{К1} + (L+H)(\tau^{К1} + \tau^{К2} + \frac{s \cdot \sqrt{\varepsilon}}{c}). \\ T\mathrm{y}^{К1} = \bar{t} - L(\tau_n{}^{К1} + \tau_n{}^{К2} + \frac{s \cdot \sqrt{\varepsilon}}{c}) \end{cases} \quad (14)$$

Далее рассмотрим вероятностные характеристики доставки кадра без битовых ошибок в сетях передачи данных. При прохождении по проводным каналам связи цифровые сигналы подвергаются искажениям, поэтому получаемые сообщения воспроизводятся с некоторыми ошибками. Эти ошибки обусловлены характеристиками канала передачи, а также воздействующими на сигнал помехами, как внутренними, так и внешними.

Причиной искажений битовой последовательности являются помехи, воздействующие на среду передачи. В исправном ЦОД СН негативное влияние помех на кабельную систему отсутствует. Искажение битовой последовательности возникает при снижении помехоустойчивости кабельных линий или возникновении мощных помех (рис. 3).

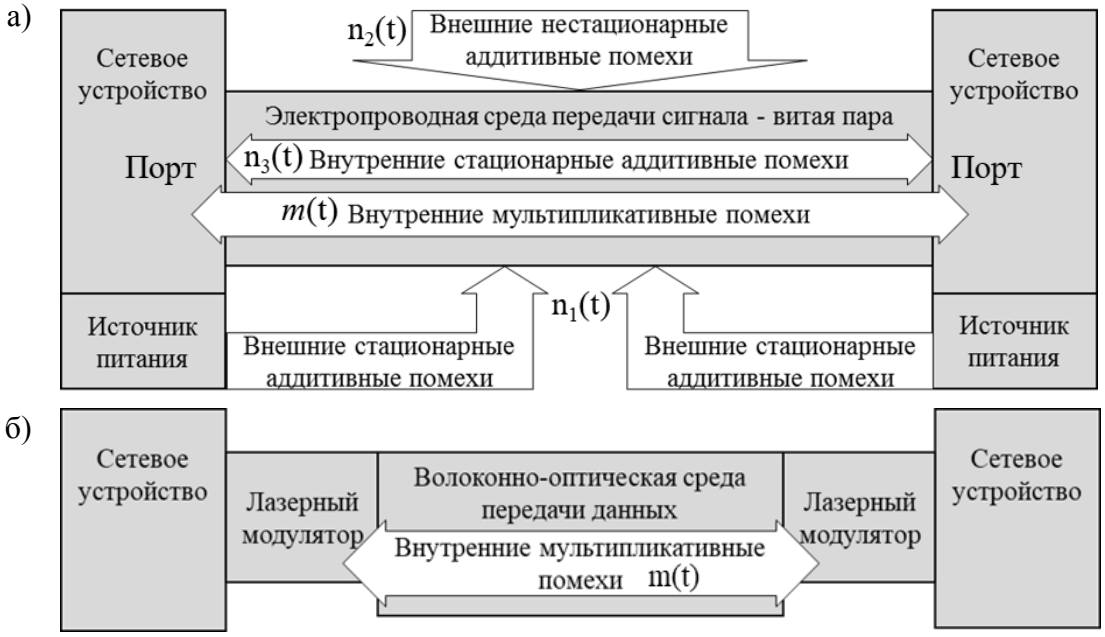


Рис. 3. Влияние помех на канал связи:
а – с электрическим сигналом; б – с оптическим сигналом

Аддитивные помехи возникают в результате естественных шумов, источники которых могут находиться как внутри канала и сетевого оборудования, так и снаружи. Внутренние источники аддитивных помех – это тепловые и дробовые шумы; внешние нестационарные – космические, атмосферные, индустриальные шумы.

Внутренние аддитивные помехи $n_3(t)$ токопроводящей линии ничтожно малы – расчет показывает, что для частоты в 1 ГГц (соответствует битовой скорости 1 Гбит/с) напряжение теплового шума составит 40 мкВ, для 10 ГГц (соответствует битовой скорости 10 Гбит/с) – 129 мкВ, что не может вызвать битовых ошибок.

Возникновение помех в токопроводящей линии связи от внешних нестационарных источников $n_2(t)$ является случайным процессом, поэтому появление битовых ошибок в результате их воздействия носит случайный характер. По сути, такие помехи являются условиями эксплуатации и учтены конструкторами оборудования и проектировщиками ЦОД СН на стадии разработки.

Внешние аддитивные помехи от стационарных источников $n_1(t)$ сосредоточены по спектру и представляют собой периодические функции с определенным периодом $n_1(t+T)$. Возникают они вследствие неисправностей в цепях питания стационарного оборудования, что приводит к нарушению ЭМС и искажению битовой последовательности в кабельных линиях. Показателем внешней аддитивной помехи от стационарного источника в ЦОД СН является частота f, чаще всего соответствующая частоте гармоник в электросети или частоте опорного сигнала ШИМ.

Внутренние мультипликативные помехи $m(t)$ представляют собой изменение формы сигнала битовой последовательности кадра и его досрочное затухание, возникают из-за деградации свойств кабельной линии, а именно уменьшения диэлектрического сопротивления изоляции кабеля и увеличения сопротивлений в контактных соединениях – для медных кабелей, аналогично для оптических кабелей – усиление интерференции в световоде и запыленность оптических соединений. Внутренние мультипликативные помехи наблюдаются только при наличии трафика в среде передачи, что носит случайный характер, следовательно, показателем мультипликативных помех будет их вероятность $P_s(m)$ с учетом вероятности переда-

чи трафика $P(S)$. При этом характер мультипликативных помех отражает производная их вероятности $dP_s(m)$ по dt – при деградации свойств кабельной линии она отлична от нуля

Свойства оптического канала определяются главным образом двумя передаточными характеристиками: затуханием и дисперсией. Затухание ограничивает дальность передачи по кабелю, не вызывает битовых ошибок, однако может усугубить влияние искажений на передаваемый сигнал, что увеличит количество битовых ошибок.

В световодах при передаче импульсных сигналов после прохождения некоторого расстояния импульсы искажаются и расширяются из-за дисперсии, наступает момент, когда соседние импульсы перекрывают друг друга. Расширение импульсов устанавливает предельные скорости передачи информации по световоду при импульсно-кодовой модуляции. Стоит отметить, что дисперсия оказывает различное влияние на световые сигналы с разной длиной волны. Так, в оптических каналах со спектральным уплотнением для каждого несущего оптического сигнала степень искажений будет отличаться. Частота битовых ошибок напрямую зависит от дисперсии.

Подсистема волоконно-оптической структурированной кабельной сети (СКС) ЦОД СН отличается малой протяженностью по сравнению с аналогичными высокоскоростными каналами связи между отдельными объектами. Поэтому доля искажения, поглощения и рассеяния сигнала, вносимая оптоволоконным кабелем, минимизируется по сравнению с долей, вносимой устройствами коммутации волоконно-оптических подсистем СКС. Поглощения и рассеяния сигнала в таких СКС определяются как качеством разъемных соединений в патч-панелях и телекоммуникационных розетках, так и качеством их монтажа [10]. Результаты анализа влияния помех на канал связи с оптическим сигналом представлены в табл. 2.

Таблица 2

Влияние помех на канал связи

Контрольно-диагностическая информация	Мультипликативная помеха $m(t)$	Аддитивная стационарная $n_1(t+T_п)$	Аддитивная нестационарная $n_2(t)$	Аддитивная внутренняя $n_3(t)$
Параметр	$P_s(m)$	T	$P(n_1)$	$U_S>>Un_3$
Показатель характера помехи	$\frac{dP_s(m)}{dt}$	f_n	$\frac{dP_s(k)}{dt}$	Несущественно
Дефект	Деградация кабеля	ЭМС устройств	Условия эксплуатации	-

Для определения вида и характера помех необходимо провести анализ сигнала на устройстве-получателе, а именно выделить несущий сигнал и помехи, в числе которых – периодическую и апериодическую составляющую. Однако сетевые устройства не имеют технической возможности без дополнительного оборудования построить и передать осциллограмму цифрового выходного сигнала на устройства мониторинга для дальнейшего анализа.

Очевидно, что множество помех, способных исказить сигнал битовой последовательности, однозначно отображается во множество битовых ошибок. Это позволяет осуществить дискретизацию помех с периодом, равным времени передачи фрагмента трафика. Тогда

$$\langle S(t)\cdot m(t);\ n_1(t+T_{\text{п}});\ n_2(\text{t});\ n_3(t)\rangle \rightarrow \langle E_m(t);\ En(t+T);0;0\rangle \ |m,n \geq 2{,}5\ \text{В}. \quad (15)$$

Коммутационными протоколами предусмотрены обнаружение и регистрация битовых ошибок в кадрах различной длины. На основании информации о битовых ошибках (табл. 3) в передаваемых фрагментах возможно осуществить косвенную дискретизацию помех с периодом, равным длине кадра, и квантованием, равным логической «1» (единице).

Таблица 3

Показатели работы вычислительной сети, отражающие информацию о битовых ошибках

Показатели мониторинга по протоколу FC	Показатели мониторинга по протоколу IP
CRC_Frame Count негативные исходы циклической проверки избыточности кадра	**IPER** коэффициент ошибок IP-пакетов **CRC errors** для *Ethernet*
CRC_Seqince Count негативные исходы циклической проверки избыточности последовательности	**IPSLBR** коэффициент блоков с потерями IP-пакетов
ITW Count количество выявленных недопустимых слов передачи	*Кодирование происходит протоколами канального уровня*
FEC (Forward Error Correction) для кодирования 64B/66B и выше, если есть алгоритм Рида – Соломона	*Декодирование происходит протоколами канального уровня*

График битовых ошибок $E(t)$, построенный на основе накопленных данных о негативном исходе проверки контрольных сумм, может включать стохастическую и периодическую составляющие. Стохастическая составляющая будет состоять из ошибок, вызванных мультипликативными помехами, периодическая составляющая – из ошибок, вызванных аддитивными помехами от внешних стационарных источников.

Стоит отметить, что на графике битовых ошибок $E(t)$ фиксируется не конкретное время возникновения битовой ошибки, а интервал, соответствующий длине дейтаграммы, которая не прошла проверку контрольной суммы. Такой интервал является периодом дискретизации

$$\text{Т} = \frac{l}{R}\text{К}\ [\text{с}], \quad (16)$$

который определяет частоту дискретизации по формуле

$$f_{\text{д}} = \frac{1}{t_{\text{д}}}[\text{Гц}], \quad (17)$$

где l – длина передаваемой дейтаграммы, бит;
K – коэффициент, учитывающий физическое кодирование бит в каждом такте (например, 0,5 для PAM4 и 1 для NRZ);
R – битовая скорость протокола, бит/с.

В стеках протоколов FC и IP фрагментация информации на дейтаграммы осуществляется на первых трех уровнях модели сетевого взаимодействия OSI (табл. 4).

Таблица 4

Фрагментация информации в зависимости от стека протоколов и уровня OSI

Уровень модели OSI	Стек протоколов FC	Фрагментация данных l	Стек протоколов IP	Фрагментация данных l
III. Сетевой уровень	FC-2	Последовательность не ограничена	IP	Пакет размером до 524 280 бит
II. Канальный уровень	FC-1	Кадр размером 314–17 721 бит	Ethernet	Кадр размером 576–12 208 бит
I. Физический уровень	16FC-0 32FC-0 64FC-0	Кодирование слов 8b/10b 64b/66b 256b/258b	1000Base-xx 10GBase-xx 100GBase-xx	Кодирование последовательностей 8b/10b 64b/66b 256b/258b

Рассмотренный подход имеет существенный недостаток – длина l передаваемого фрагмента канального и сетевого уровней колеблется в течение сеанса передачи в зависимости от запросов пользовательского приложения, но ограничена протоколом между значениями $l_{\min}$ и $l_{\max}$. Это влечет за собой переменный период дискретизации помех, что обуславливает ее неравномерность. При таком подходе период дискретизации будет случайным, а дискретизация – стохастической, что **не позволит осуществить дискретизацию** помех по битовым ошибкам, обнаруженным **в дейтаграммах** канального и сетевого уровней.

В качестве альтернативы для дискретизации помех предлагается использовать описанный **стандартом JESD204C** механизм кодирования, применяемый на физическом уровне стеками протоколов IP и FC. Данным стандартом установлена длина кодируемого фрагмента (10 бит, 66 бит, 257 бит и т. д.) в зависимости от выбранной схемы кодирования, которая не изменяется при передаче данных.

Так как битовые ошибки возникают из-за помех и наблюдаются с точностью до кодируемого фрагмента, то длина кодируемого фрагмента определяет частоту дискретизации помех. Согласно теореме Котельникова для восстановления периодической функции с частотным спектром, ограниченным частотой $f_{\text{п}}$, требуется частота дискретизации $f_{\text{д}}$ не менее $2f_{\text{п}}$.

Помехи, в зависимости от природы возникновения, имеют различный частотный спектр. Атмосферные помехи наблюдаются на частотах до 25 МГц, космические, промышленные (контактные) – до 100 МГц, составляющие тока промышленной частоты 50 Гц наблюдаются на частотах до 10 кГц. Как видно, максимальная частота в спектре помех $f_{\text{п}}$ =100 МГц, тогда частота дискретизации $f_{\text{д}}$ должна быть не менее 200 МГц.

В стеке протоколов FC канальный уровень реализован группой протоколов *R*_GFC-1, где *R* – гигабитная скорость. В стеке протоколов IP канальный уровень реализован группой протоколов *R_GbEthernet*, где *R* – гигабитная скорость. Ниже в таблице рассмотрим для каждого протокола канального уровня максимальную частоту помехи, которую возможно зафиксировать с помощью предусмотренного протоколом механизма обнаружения битовых ошибок, возникших в результате воздействия помехи.

Для различной битовой скорости рассчитаем частоту дискретизации помех $f_{\text{д}}$, которую может обеспечить механизм кодирования, описанный стандартом JESD204C, с учетом конструкции кабельной линии, схемы физического и логического кодирования. Заметим, что за один такт по схеме физического кодирования NRZ передается 1 бит, по схеме PAM4 передается 2 бита. Зная частоту дискретизации помех $f_{\text{д}}$, легко определить максимальную частоту помех, которые возможно наблюдать посредством определения битовых ошибок (табл. 5).

Таблица 5

Максимальная частота помех, фиксируемых опосредованно через битовые ошибки

Протокол *Ethernet*	Протокол *Fibre Channel*	Тип кабельной линии	Число проводников, скорость по одному проводнику, Гбит/с	Схема физического, логического кодирования	$f_д$, МГц	$f_п$, МГц
10GBase-T		UTP cat 6,6a,7	1 x (4 x 2,5)	NRZ, 64b/65b	38,4	19,2
10GBASE-SR (-LR, -ER, -PR)	10GFC	ОК	10	PAM4, 64b/66b	303,0	151,5
	16GFC	ОК	16	PAM4, 64b/66b	484,8	242,4
	32GFC	ОК	32	PAM4, 256b/257b	249,0	124,5
40GBase-T		UTP cat 8	1 x (4 x 10)	PAM4, 64b/66b	303,0	151,5
40GBase-CR4		TWC	4 x 10	PAM4, 64b/66b	303,0	151,5
40GBASE-SR4 40GBASE-LR4		ОК	4 x 10	PAM4, 64b/66b	303,0	151,5
40GBASE-FR		ОК	40	PAM4, 64b/66b	1212,2	606,1
	64GFC		64	PAM4, 256b/257b	498,0	249,0
100GBASE-CR10		TWC	10x10	PAM4, 64b/66b	303,0	151,5
100GBASE-SR10		ОК	10 x 10	PAM4, 64b/66b	303,0	151,5
100GBASE-LR4 100GBASE- ER4		ОК	4 x 25	PAM4, 64b/66b	757,6	378,8
	128GFC	ОК	4 x 32	PAM4, 256b/257b	249,0	124,5

Расчет частоты дискретизации $f_д$ [выражение (17)] помех показал, что с помощью алгоритма обнаружения ошибок при декодировании возможно осуществить дискретизацию помех в канале передачи данных с детализацией, достаточной для математического (установление периодичности) и статистического анализа. При этом не требуется дооснащения существующей сетевой инфраструктуры, так как сбор данных об ошибках кодирования предусмотрен протоколами физического уровня.

Приращение вероятности мультипликативных помех равно приращению вероятности случайных битовых ошибок и зависит от изменения свойств кабельной линии. Изменение вероятности возникновения случайных битовых ошибок указывает на неисправность кабельной линии. У медных линий неисправность заключается в уменьшении диэлектрического сопротивления изоляции и увеличении волнового сопротивления кабельной линии. У оптических линий – в усилении дисперсии и затухании оптического сигнала.

Частота аддитивной помехи от внешнего стационарного источника равна частоте возникновения периодических битовых ошибок. Наличие периодических битовых ошибок при передаче по медной линии указывает на нарушение электромагнитной совместимости вследствие неисправности в цепях питания окружающих устройств. Результаты анализа влияния помех на битовую последовательность сведены в табл. 6.

Таблица 6

Влияние помех на битовую последовательность

Контрольно-диагностическая информация	Помехи			
	мультипликативная $m(t)$	аддитивная стационарная $n_1(t+t_п)$	аддитивная нестационарная $n_2(t)$	аддитивная внутренняя $n_3(t)$
Параметр	$P_s(m)$	T	$P(n_1)$	$U_S >> Un_3$
Показатель характера помехи	$\frac{dP_s(m)}{dt} \neq 0$	$f_n \neq 0$	$\frac{dP_s(k)}{dt} = 0$	Несущественно
Дефект	Деградация кабеля	ЭМС устройств	Условия эксплуатации	-
Битовые ошибки	$E_m(t)$	$E_n(t+T_п)$	-	-
Показатель характера ошибок	$\frac{dP_s(Em)}{dt} \neq 0$	$f_E \neq 0$	-	-

Таким образом, математическая модель оценки воздействия помех на битовую последовательность может быть представлена совокупностью математических выражений:

$$W_p = \begin{cases} \langle S(t)\cdot m(t);\ n_1(t+T_п);\ n_2(t);\ n_3(t)\rangle \rightarrow \langle E_m(t);\ En(t+T);0;0\rangle \quad |m,n \geq 2{,}5\ \text{В} \\ Z_E(t) = S(t)\cdot m(t) + n1(t+Tп); \\ E_T(t) = Z_E(t)\cdot \sum_{k=-\infty}^{\infty} \delta(t-kT) = Em(t) + En(t); \\ T = \frac{l}{R}K,\ l \in \{65; 66; 257\},\ K \in \{0{,}5; 1; N\}; \\ T \leq \frac{1}{2}T_п \text{ (условие Котельникова);} \\ Em(t) = \sum_{k=-\infty}^{\infty} S(kT)\cdot m(kT)\cdot \delta(t-kT); \\ \frac{dP_s(m)}{dt} = \frac{\boldsymbol{d}P_s(\mathbf{E_m})}{\boldsymbol{dt}} = F(\xi); \\ E_n(t+T_п) = \sum_{k=-\infty}^{\infty} n_1(kT+T_ф)\cdot \delta(t-kT);\ \boldsymbol{f}п = \boldsymbol{f}ф = \frac{\mathbf{1}}{Tп}. \end{cases} \quad (18)$$

где $E_T(t)$ – функция битовых ошибок [дискретизированная функция $Z_E(t)$];
$\delta(t-kT)$ – функция дискретизации, задающая отсчеты k;
$E_m(t)$ – функция случайных битовых ошибок;
$E_n(t+T_п)$ – функция периодических битовых ошибок;
T – период дискретизации;
l – длина передаваемого фрагмента (слова);

R – битовая скорость порта;
K – число бит в каждом такте (PAM4, NRZ -1);
$T_{п}$ – минимальный период помех;
ξ – интегральный показатель помехоустойчивости кабельной линии;
$\boldsymbol{f}_{п}$ – частота помехи.

Из разработанных моделей – временной W_T и вероятностной W_P – получим новое (дополнительное) признаковое пространство, позволяющее контролировать техническое состояние каждого физического порта и кабельной линии (табл. 7).

Таблица 7

Признаковое пространство системы контроля технического состояния сетевой инфраструктуры ЦОД СН

Диагностические признаки	Нормативное значение	Параметр состояния функционального элемента	Причины
Ту – время узловой обработки кадра коммутатором-отправителем	от 4,5 до 10 мкс	Техническое состояние электронной базы сетевого устройства	Деградация электронной базы устройства, внешние деструктивные факторы
$\frac{d\text{P (Em)}}{dt}$ – скорость изменения вероятности возникновения случайной битовой ошибки	$\neq 0$	Помехоустойчивость кабельной линии	Деградация физических свойств среды передачи
$\boldsymbol{f}_{\text{п}}$ – частота возникновения периодических битовых ошибок	Гармоники 3-ф тока – от 150 Гц до 10 кГц; опорный сигнал в цепях ШИМ – до 1 МГц	Частота периодической помехи от внешнего стационарного источника	Неисправность цепей питания окружающих устройств, нарушающих ЭМС

РАЗРАБОТКА СТРУКТУРНОЙ МОДЕЛИ СЕТЕВОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

Структурная модель должна отражать функциональные элементы в структуре их взаимодействия при передаче трафика между узлами сети. Таким образом, разрабатываемая структурная модель сетевой инфраструктуры должна отвечать следующим требованиям:

– обладать высоким уровнем абстракции по отношению к протоколам и типам сетевых устройств;
– отображать прохождение сетевого трафика;
– представлять функциональные элементы, влияющие на сетевой трафик;
– декомпозировать сетевую инфраструктуру до физических портов сетевых устройств;
– отображать точки измерения значений показателей работы функциональных элементов.

Распространенным математическим аппаратом для анализа структурных свойств сетей является теория графов [11], которая позволяет описать структуру сетей ЦОД СН. Однако прямая трансляция сетевой инфраструктуры ЦОД СН в граф-модель будет иметь весьма громоздкий вид, что затруднит ее адекватное восприятие и потребует значительных вычислительных ресурсов для ее программной обработки. Средний ЦОД включает около 17 000 сетевых устройств и то же число кабельных соединений [12].

Функциональное диагностирование предполагает измерение показателей сетевых устройств при передаче рабочего трафика в ходе выполнения информационно-расчетной задачи (ИРЗ) одной из автоматизированных систем военного назначения (АС ВН). Информационное направление связи (ИНС) формируют задействованные при выполнении ИРЗ порты сетевых устройств и кабельные линии (рис. 4).

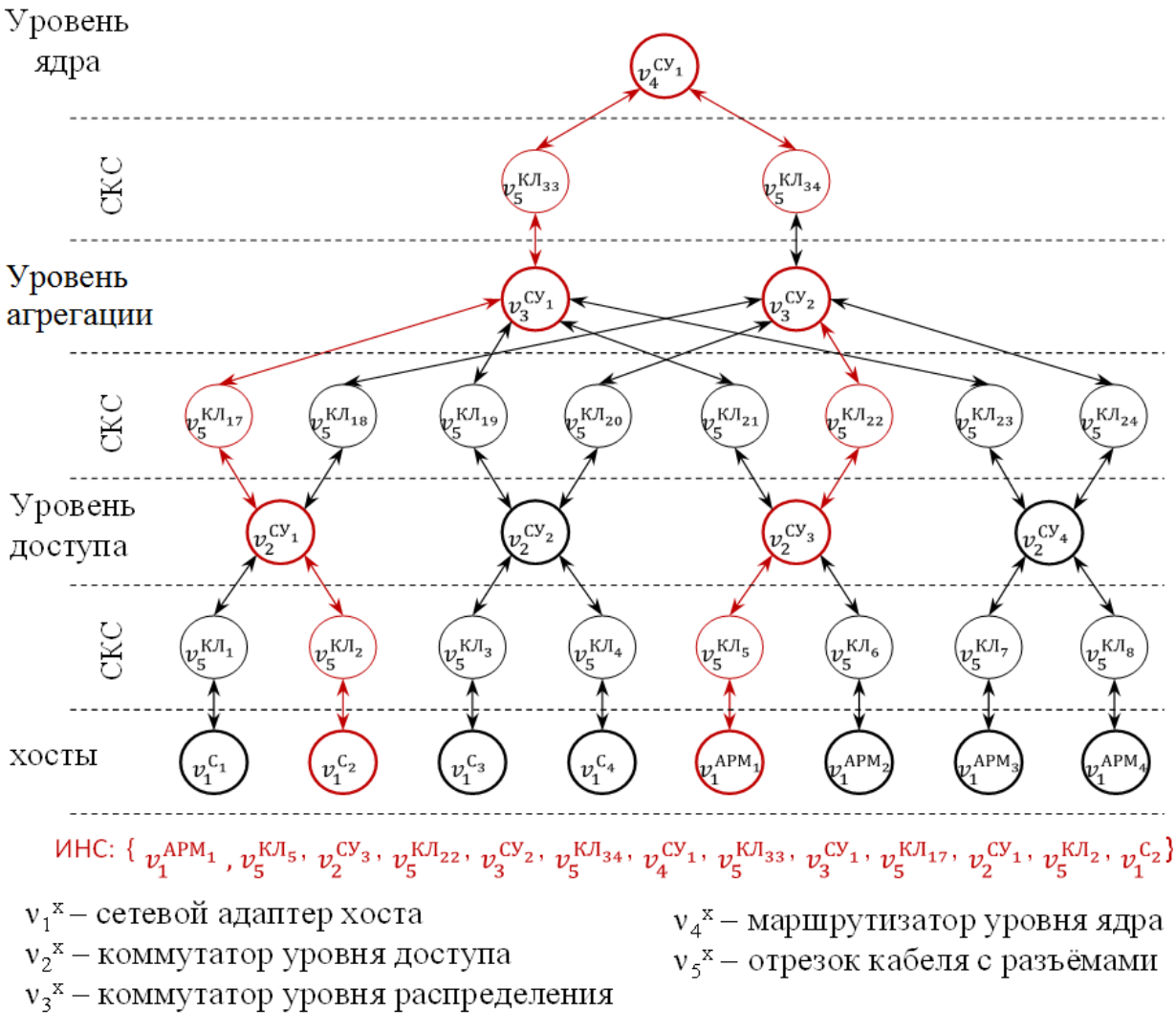


Рис. 4. Пример формирования информационного направления связи при выполнении информационно-расчетной задачи

Для компактного графического представления сетевой инфраструктуры ЦОД СН предлагается использовать ИНС в качестве типовой составной части, полученной в результате редуцирования сетевой инфраструктуры ЦОД СН до ИНС. Масштабирование при таком подходе обеспечивается единой структурой информационных направлений связи, сформированных в заданной топологии сетевой инфраструктуры ЦОД СН.

Исходя из изложенного отразим прохождение пакетов по ИНС в рамках получения запроса от клиента сервером и далее запроса от сервера к СХД в виде ориентированного графа

$$G_{зап}\,(D_{зап}, L_{зап}, E_{зап}\,); \tag{19}$$

с вершинами $D_{зап}$, соответствующими портам сетевых устройств,

$$D_{зап} = \{П1М1Я2, П1К1Р2, П2К1Р2, П1К1Д2, П2К1Д2, П1А1Х2, П1А2Х1, П1К2Д1, П2К2Д1, П2К1Р1, П1К1Р1, П1К1Д1, П2К1Д1, П1А1Х1\}; \tag{20}$$

и вершинами $L_{зап}$, соответствующими кабельным линиям,

$$L_{зап} = \{С1П1К1Р2, С1П1К1Д2, С1П1А1Х2, С1П1К2Д1, С1П2К1Р1, С1П1К1Д1, С1П1А1Х1\}; \quad (21)$$

а также ребрами $E_{зап}$, соответствующими трафику запроса (см. рис. 2,*а*),

$$E_{зап} = \{e1, e2,\ldots,en\}. \quad (22)$$

Кроме того, отразим прохождение пакетов по ИНС в рамках ответа СХД серверу и далее ответа от сервера клиенту в виде ориентированного графа

$$G_{отв}(D_{отв}, L_{отв}, E_{отв}); \quad (23)$$

с вершинами $D_{отв}$, соответствующими портам сетевых устройств,

$$D_{отв} = \{П1А1Х1, П2К1Д1, П1К1Д1, П1К1Р1, П2К1Р1, П2К2Д1, П1К2Д1, П1А2Х1, П1А1Х2, П2К1Д2, П1К1Д2, П2К1Р2, П1К1Р2, П1М1Я2\}; \quad (24)$$

и вершинами $L_{отв}$, соответствующими кабельным линиям,

$$L_{отв} = \{С1П1К1Д1, С1П1К1Р1, С1П1К2Д1, С1П1А2Х1, С1П1К1Д2, С1П1К1Р2, С1П1М1Я2\}; \quad (25)$$

а также с ребрами $E_{отв}$, соответствующими трафику запроса (см. рис. 2,*б*),

$$E_{отв} = \{e1, e2,\ldots,en\}. \quad (26)$$

Введенные в граф-модель условные обозначения функциональных блоков, определяющих глубину поиска дефектов, приведены в табл. 8.

Таблица 8

Условные обозначения, принятые в граф-модели

Условные обозначения	Расшифровка
СmПnМiЯj	Соединение (Cm), подключенное к порту (Пn) маршрутизатора (Mi) уровня ядра (Я) сети (j)
ПnМiЯj	Порт (Пn) маршрутизатора (Mi) уровня ядра (Я) сети (j)
СmПnКiРj	Соединение (Cm), подключенное к порту (Пn) коммутатора (Кi) уровня распределения (Р) сети (j)
ПnКiРj	Аорт (Пn) коммутатора (Кi) уровня распределения (Р) сети (j)
СmПnКiРj	Соединение (Cm), подключенное к порту (Пn) коммутатора (Кi) уровня распределения (Р) сети (j)
СmПnКiДj	Соединение (Cm), подключенное к порту (Пn) коммутатора (Кi) уровня доступа (Д) сети (j)
ПnКiДj	Порт (Пn) коммутатора (Кi) уровня доступа (Д) сети (j)
СmПnКiДj	Соединение (Cm), подключенное к порту (Пn) коммутатора (Кi) уровня доступа (Д) сети (j)
СmПnАiХj	Соединение (Cm), подключенное к порту (Пn) адаптера (Аi) уровня хостов (Х) сети (j)
ПnАiХj	Порт (Пn) адаптера (Аi) уровня хостов (Х) сети (j)

В табл. 8 введены следующие обозначения:
С – кабельное соединение;
m – номер кабельного соединения;
П – порт, на котором осуществляется измерение (точка измерения);
n – номер порта сетевого устройства;
А – сетевой адаптер сервера или СХД;
К – сетевой коммутатор;
М – сетевой маршрутизатор;
i – номер сетевого устройства;
Х – уровень конечных устройств;
Д – уровень доступа хостов к сети;
Р – уровень распределения трафика сети;
Я – уровень маршрутизации ядра сети;
j – номер локальной сети (FC или IP).

Обозначения вершин множества L(G) (кабельных линий) присваивается в соответствии с обозначением вершин множества D(G) (сетевых устройств), расположенных по направлению обхода, которое выбирается по направлению продвижения трафика.

Рассматриваемые протоколы передачи данных [13–15] предусматривают измерение показателей свойств пакетов (кадров) в момент их приема физическим портом сетевого устройства. Физические порты формируют множества вершин $D_{зап}(G_{зап})$ и $D_{отв}(G_{отв})$. Следовательно, точками измерения диагностических показателей будут истоки вершин из множеств $D_{зап}(G_{зап})$ и $D_{отв}(G_{отв})$:

$$in(d_{mp}),d_{mp} \in D_{зап}(G_{зап}) \cup D_{отв}(G_{отв}),$$

где d_{mp} – вершина, соответствующая физическому порту с точкой измерения (mp – measuring point).

В полученных граф-моделях на рис. 5,*а* для выражения (19) и на рис. 5,*б* для выражения (23) предлагается выделить ребра между вершинами множества D(G), так как они являются внутренней шиной данных сетевого устройства (хоста) и значительно отличаются от кабельных линий по технологии передачи данных.

$$I = xy,\ x \in \mathrm{D(G)},\ y \in \mathrm{D(G)},\ x \neq y \qquad (27)$$

$$i \in \mathrm{I(G)},$$

где i – ребро (внутренняя шина данных сетевого устройства хоста);
x, y вершины, соответствующие сетевым портам;
I(G) – множество ребер i, представляющих собой внутреннюю шину данных сетевых устройств (хостов).

Представить граф-модели (19) и (23) (рис. 5) в виде неориентированного графа и тем самым устранить различия между ними в обозначении вершин $L(G)$ некорректно. Одинаковые условия прокладки параллельных проводников Rx и Tx, часто выполненных конструктивно в одном кабеле, обусловливают одинаковое влияние внешних аддитивных помех на передаваемые данные. Вместе с тем в состав кабельной системы входят разъемные соединения, качество изготовления и монтажа которых определяет их устойчивость к высокой температуре, влажности, запыленности, вибрациям. Оконечные и промежуточные соединения проводников Rx и Tx одной кабельной линии испытывают одинаковое влияние тяжелых условий эксплуатации, однако возможные погрешности при монтаже соединений могут привести к различной интенсивности проявления внутренних мультипликативных помех, которые влияют на передаваемые данные. Следовательно, в ходе диагностики следует различать кабельные линии встречных информационных потоков как отдельные функциональные блоки, даже если они конструктивно объединены.

С учетом вышеизложенного объединим граф-модели (19) и (23).

Тогда

$$D(G) = D_{зап}(G_{зап}) \cup D_{отв}(G_{отв}) = \{ d_{mp\ 1}, d_{mp\ 2},\ldots, d_{mp\ n}\},$$
$$L(G) = L_{зап}(G_{зап}) \cup L_{отв}(G_{отв}) = \{l_1, l_2,\ldots,l_n \},$$
$$E(G) = E_{зап}(G_{зап}) \cup E_{отв}(G_{отв}) = \{e_1, e_2,\ldots,e_n \}.$$
$$I(G) = \{i_1, i_2,\ldots,i_n \}.$$

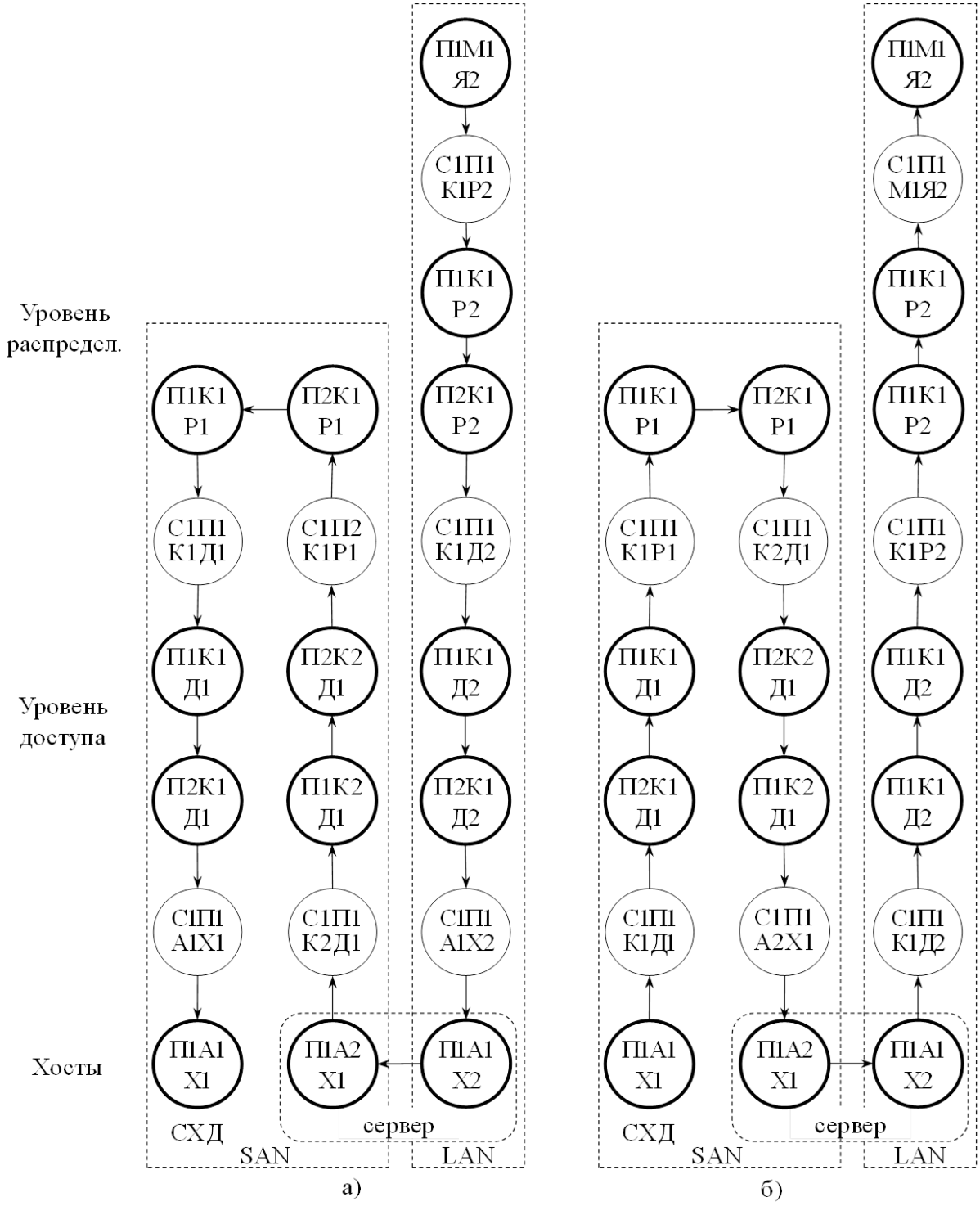


Рис. 5. Поступление запроса к серверу и СХД (а) и ответ СХД и сервера на запрос (б) по ИНС в рамках выполнения ИРЗ

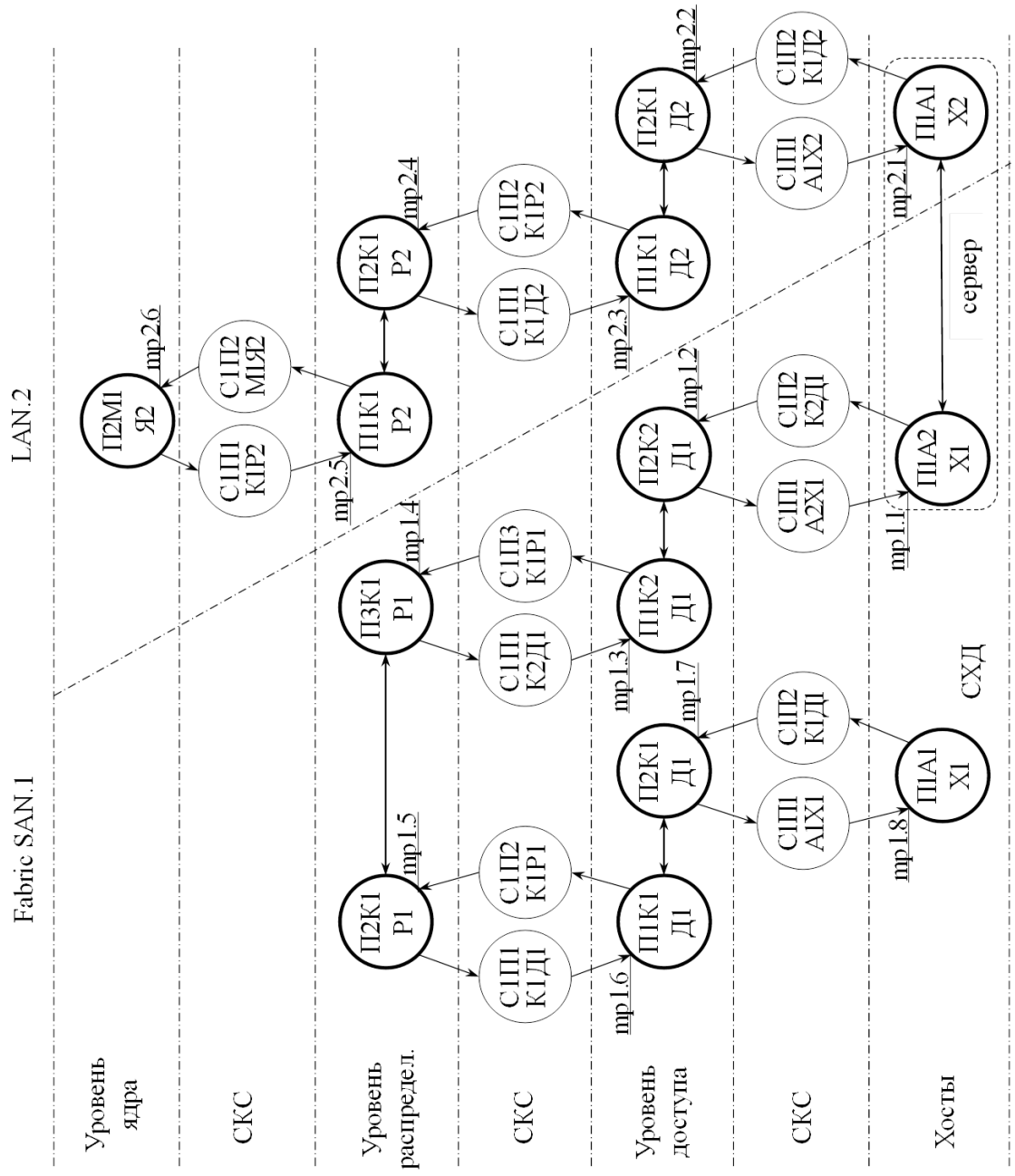


Рис. 6. Структурная модель ИНС сетевой инфраструктуры ЦОД СН

Здесь d_{mp} – вершина графа, соответствующая физическому порту с точкой измерения;

l – вершин графа, соответствующая сетевому кабелю;

e – ребро графа, соответствующее информационному потоку, передаваемому по сетевому кабелю;

i – ребро графа, соответствующее информационному потоку, передаваемому по внутренней шине данных сетевого устройства (хоста).

В результате получим ориентированный мультиграф $G_{\text{инс}}$ (D, L, E, I) (см. рис. 3):

D = {П1М1Я2, П1К1Р2, П2К1Р2, П1К1Д2, П2К1Д2, П1А1Х2, П1А2Х1, П1К2Д1, П2К2Д1, П2К1Р1, П1К1Р1, П1К1Д1, П2К1Д1, П1А1Х1};

L = {С1П1К1Р2, С1П1М1Я2, С1П1К1Д2, С1П1К1Р2, С1П1А1Х2, С1П1К1Д2, С1П1К2Д1, С1П1А2Х1, С1П2К1Р1, С1П1К2Д1, С1П1К1Д1, С1П1К1Р1, С1П1А1Х1, С1П1К1Д1};

$E = \{e_1, e_2, \ldots, e_{\text{n}}\}$;

$I = \{i_1, i_2, \ldots, i_{\text{n}}\}$.

Граф-модель сетевой инфраструктуры ЦОД СН будем рассматривать как совокупность граф-моделей каждого информационного направления связи (ИРЗ), сформированного для k-й информационно-расчетной задачи (ИРЗ).

$$G_{\text{ЦОД}} = \sum_{i=1}^{k} G_{\text{инс}_i},$$

Представленная на рис. 6 граф-модель $G_{\text{инс}_i}$ отражает структуру ИНС – содержит функциональные элементы сетевой инфраструктуры, задействованные при выполнении ИРЗ, которые формируют ИНС. Мультиграф отражает направление трафика запроса и ответа, а также точки измерения диагностических показателей работы функциональных элементов. В соответствии с точками проверки контрольной суммы кадров определены общие точки измерения диагностических признаков.

В дальнейшем разработанная граф-модель позволит смоделировать потоки диагностического трафика, предложить модель и алгоритм сбора и обработки контрольно-диагностической информации, построить дерево поиска.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан комплекс моделей системы контроля технического состояния сетевой инфраструктуры ЦОД СН, который реализует единый методологический подход к контролю технического состояния локальных сетей серверов и сетей хранения данных, основанных на стеках протоколов IP и FC без привлечения дополнительного диагностического обеспечения. Комплекс моделей позволил сформировать дополнительные признаки контроля для увеличения глубины автоматизированного контроля технического состояния сетевой инфраструктуры, что исключает инструментальный и тестовый контроль, выполняемый вручную, а также сокращает время определения технического состояния и повышает эффективность системы контроля в части оперативности. Комплекс моделей состоит из отдельных математических моделей, отражающих процесс обработки пакета сетевым устройством и воздействие помех на битовую последовательность при передаче, а также из графоаналитической модели топологии сетевой инфраструктуры.

Особенностью разработанной математической модели расчета времени узловой обработки кадра между портами соседних сетевых устройств является учет времени узловой обработки кадра, абстрагированного от размера обрабатываемого кадра. Модель позволила регуляризировать задачу определения технического состояния сетевого порта посредством выявленного в ней дополнительного диагностического признака «Время узловой обработки кадра».

Оригинальность математической модели оценки воздействия помех на битовую последовательность заключается в представлении битовых ошибок как результата дискретизации помех. Оценка влияния на битовую последовательность помех осуществляется с их разделением по характеру (периодические и стохастические) и типам (аддитивные, мультипликативные, внешние, внутренние, от стационарных и нестационарных источников).

Анализ множества битовых ошибок с учетом классификации помех позволил получить два дополнительных диагностических признака «скорость изменения вероятности мультипликативной помехи» и «частота аддитивной помехи от стационарного источника».

Впервые представлен подход к идентификации сетевой инфраструктуры ЦОД СН любого масштаба путем мультиплицирования разработанной автором типовой составной части – информационного направления связи (ИНС). Такой подход позволяет идентифицировать сетевую инфраструктуру ЦОД СН любого масштаба, определить порядок сбора и обработки контрольно-диагностической информации, а также детерминировать тип трафика в рамках каждой типовой составной части (ИНС).

В дальнейшем будет целесообразна разработка методики оценки технического состояния сетевой инфраструктуры ЦОД СН.

Список использованных источников

1. *Schroeder B., Gibson G.A.* large-scale study of failures in high-performance computing systems // International Conference on Dependable Systems and Networks. – 2006. – P. 249–258.

2. *Потюпкин А. Ю. Галаев С. А., Истомин В. В.* Военно-технический анализ. Основы системного исследования, планирования развития и испытаний вооружения и военной техники. – М. : ООО «Центр полиграфических услуг «РАДУГА», 2022. – 304 с.

3. *Дмитриев А. К., Юсупов Р. М.* Идентификация и техническая диагностика. – СПб. : ЛВКА им. А. Ф. Можайского, 1987. – 521 с.

4. *Дмитриев, А. К.* Методика построения универсальной диагностической модели гетерогенной сетевой инфраструктуры вычислительных центров // Военный академический журнал. – 2023. – № 4 (40). – С. 150–160.

5. *Дмитриев, А. К.* Определение отказов функциональных элементов сетевой инфраструктуры центра обработки данных специального назначения, не требующее дополнительного диагностического обеспечения за счет анализа пакетов стандартных протоколов передачи данных // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 694. – С. 50–57.

6. *Бойченко М. К., Иванов И. П.* Оценка задержек коммутаторов в компьютерных сетях // Инженерный журнал : наука и инновации. – 2014. – № 11(35). – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/otsenka-zaderzhek-kommutatorov-v-kompyuternyh-setyah (дата обращения: 04.06.2025).

7. *Иванов И. П.* Математические модели, методы анализа и управления в корпоративных сетях : автореф. дисс. на соискание ученой степени д-ра техн. наук. – М., 2010. – 34 с.

8. ООО «Марвел-Дистрибуция». – URL: https://market.marvel.ru/blog/setevoe-oborudovanie/svoystva-i-kharakteristiki-kommutatora/#section5 (дата обращения: 04.06.2025).

9. *Сбитнев А. В., Матюхин К. Н.* Волоконно-оптические направляющие системы : учеб. пособие. – М. : МГТУГА, 2015. – 78 с.

10. *Бурдин А. В., Пашин С. С.* Оценка коэффициента отражения на разъемном соединении одномодовых оптических волокон по результатам анализа изображений торцевых поверхностей феррул коннекторов // Труды учебных заведений связи. – 2020. – Т. 6. – № 4. – С. 16–27. DOI:10.31854/1813-324X-2020-6-4-16-27.

11. *Оре О., Головина Л. И., Яглом И. М.* Графы и их применение : для школьников. – М. : Мир, 1965. – 174 с. – (Современная математика. Популярная серия. Графы и их применение).

12. Новая система классификации ЦОД по размеру от Data Center Institute // Новости рынка ЦОД, обзор инженерных решений Дата-Центров. – URL: https://telecombloger.ru/23443?ysclid=mgjuh4rsei513173903 (дата обращения: 09.07.2025)

13. Y.1540 : Internet protocol data communication service - IP packet transfer and availability performance parameters. – URL: https://www.itu.int/rec/T-REC-Y.1540-201912-I/en (дата обращения: 17.09.2024)

14. FIBRE CHANNEL Framing and Signaling. – 6. – 2022. – URL: https://webstore.iec.ch/en/iec_catalog/product/preview/?id=L3B1Yi9wZGYvcHJldmlldy9pbmZvX2lzb2llYzE0MTY1LTI1MXtlZDEuMH1lbi5wZGY= (дата обращения: 09.07.2025)

15. IEEE Std 802.3-2022 Standard for Ethernet. – URL: https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=984443 6 (дата обращения: 09.07.2025)

В. И. Горбулин,
доктор технических наук, профессор;
П. В. Горбулин;
В. А. Чернявский,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ СХЕМЫ ГРУППОВОГО ВЫВЕДЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

В настоящей работе задача группового выведения малых космических аппаратов рассмотрена как задача теории оптимального управления в классе дискретно-непрерывных функций. Предложен комбинированный способ группового выведения, предполагающий маневрирование не только разгонного блока, но и выводимых малых космических аппаратов. При этом формирование программ полета происходит с учетом технических возможностей разгонного блока и космических аппаратов и осуществляется не в импульсной постановке в отличие от существующих методов.

Рассматриваемая задача занимает особое место в спектре возможных схем выведения малых космических аппаратов, масса которых существенно меньше грузоподъемности ракеты-носителя.

Ключевые слова: космический аппарат, межорбитальные перелеты, ограниченная тяга.

ВВЕДЕНИЕ

Переход к созданию малых космических аппаратов (МКА) на основе единой унифицированной космической платформы позволит оперативно наращивать (восполнять) отечественную орбитальную группировку (ОГ). При этом может возникать необходимость выведения одной ракетой-носителем (РН) космических аппаратов разного назначения, входящих в разные системы либо в разные кластеры одной системы. То есть параметры рабочих орбит могут отличаться существенно как по высоте, так и по наклонению. В этом случае для реализации сложной программы полета может потребоваться использование всего ресурса разгонного блока (РБ).

При решении задачи развертывания (восполнения) ОГ МКА можно выделить два основных этапа:

1) формирование схемы выведения РН;

2) формирование схемы развертывания (восполнения) ОГ МКА.

При формировании схемы развертывания (восполнения) МКА основной проблемой является их разведение по индивидуальным рабочим орбитам. Существуют три схемы реализации этой задачи.

Первая схема предполагает, что все КА (установленные на РН) выводятся в «одну точку орбиты», т. е. отделяются от РН практически одновременно, а затем с помощью собственных двигательных установок переходят на свои рабочие позиции. Недостатком данной схемы является нерациональное использование запаса топлива, так как для достижения целевой орбиты разными КА требуется различное количество топлива, а его запасы одинаковы для всех спутников. Достоинством данной схемы является возможность выведения большого количества КА за один пуск.

Вторая схема предполагает наличие на РН специальной платформы разведения – разгонного блока, который доставляет каждый КА на свою рабочую орбиту. Достоинством схемы является малое время развертывания (восполнения) ОГ КА, недостатком – высокие энергетические затраты на совершение большого количества маневров РБ. При этом необходимо учитывать, что некоторые РБ имеют ограничения на количество активных участков из-за

технических характеристик их двигательных установок. Следует отметить, что, как правило, для межорбитального перелета требуется два активных участка. В этом случае количество орбит и выводимых КА при реализации такой схемы будет существенно ограничено. Поэтому наиболее предпочтительной является третья схема.

Третья схема объединяет в себе достоинства первой и второй схем. Разгонный блок доставляет группы КА на заданные переходные орбиты, после чего КА самостоятельно переходят на рабочие орбиты с использованием «пассивного» и активного маневрирования. Схема является компромиссной по соотношению количества выведенных КА за пуск, времени, затраченного на развертывание (восполнение) ОГ КА и более равномерное использование топлива разными КА.

В случае использования третьей схемы управление как РБ, так и МКА необходимо искать в классе дискретно-непрерывных функций. Для решения таких задач могут быть использованы методы классического вариационного исчисления [1, 2], методы, основанные на принципе максимума Понтрягина [3–7]. Основной сложностью при решении задач оптимизации является поиск моментов переключения управляющих воздействий. В данной постановке задачи группового выведения малых космических аппаратов упор делается на поиск схемы группового выведения МКА с помощью РБ. Найденная последовательность переходных орбит для МКА позволяет определить маневры РБ сначала в импульсной постановке, а затем от полученного решения перейти к ограниченной тяге [8].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При применении разгонного блока должно быть обеспечено минимально возможное значение некомпланарности орбит отделения (переходных орбит) и рабочей орбиты каждого выводимого МКА.

Отделение МКА от РБ происходит непосредственно на рабочей орбите либо на переходной орбите, находясь на которой за счет естественной прецессии достигается требуемое значение прямого восхождения восходящего узла, а затем совершается маневр по изменению высоты или наклонения орбиты.

Выбор параметров переходных орбит осуществляется для каждого МКА с учетом следующих условий.

1. Затраты характеристической скорости *j*-го МКА на перелет с переходной орбиты на рабочую не должны превышать $\Delta V_{j\,\text{хар}\,\max}$:

$$\Delta V_j \le \Delta V_{j\,\text{хар}\max}. \tag{1}$$

2. Время достижения МКА рабочей орбиты $t_{\text{П}}$ вместе с перелетом на нее не должно превышать заданное:

$$t_{\text{П}} \in [t_0; t_{\text{В}}]. \tag{2}$$

3. Максимальное количество переходных орбит определяется максимальным количеством включений двигательной установки $N_{\max}$ РБ:

$$N_{\text{ПО}} \le N_{\max}. \tag{3}$$

В результате задача формирования схемы группового выведения МКА с помощью РБ может быть сформулирована следующим образом.

Для заданного множества рабочих орбит $\mathbf{X}_{\text{РО}}$ требуется найти такую схему группового выведения МКА $\mathbf{S}^*$, которая обеспечит выведение всех МКА с минимальным разбросом по затратам характеристической скорости:

$$F_{\Delta V} = \max_J \Delta V_j(\mathbf{X}_{\text{РО}}, \mathbf{S}, \mathbf{P}_{\text{РБ}}, \mathbf{P}_{\text{МКА}}) - \min_J \Delta V_j(\mathbf{X}_{\text{РО}}, \mathbf{S}, \mathbf{P}_{\text{РБ}}, \mathbf{P}_{\text{МКА}}),$$
$$\mathbf{S}^* = \arg\min F_{\Delta V}(\mathbf{X}_{\text{РО}}, \mathbf{S}, \mathbf{P}_{\text{РБ}}, \mathbf{P}_{\text{МКА}}), \quad (4)$$
$$\mathbf{P}_{\text{РБ}} = [M_{0_{\text{РБ}}}, P_{\text{РБ}}, I_{\text{РБ}}, \dot{m}_{\text{РБ}}, N_{\max}, \Delta t_{\text{отд}}]^T,$$
$$\mathbf{P}_{\text{МКА}} = [M_{0_{\text{МКА}}}, P_{\text{МКА}}, I_{\text{МКА}}, \dot{m}_{\text{МКА}}, \Delta t_{\text{ос}}]^T,$$

где M_0 – масса МКА (РБ) перед первым включением;

P – модуль вектора тяги, создаваемой двигательной установкой;

$\dot{m}$ – секундный расход топлива двигательной установки;

I – удельный импульс;

$\Delta t_{\text{отд}}$ – время, необходимое для подготовки и отделения МКА от РБ;

$\Delta t_{\text{ос}}$ – время, необходимое для ориентации и стабилизации МКА после отделения.

Параметры рабочей орбиты j-го МКА заданы на момент времени $t_{\text{В}}$ векторами $\mathbf{x}_{\text{РО}_j}(t_{\text{В}})$.

Схема группового выведения $\mathbf{S}$ представляет собой последовательность переходных орбит и параметры маневров РБ:

$$\mathbf{S} = \{\mathbf{x}_{1_{\text{ПО}}}, ..., \mathbf{x}_{N_{\text{ПО}}}\},\ N \le N_{\max},$$

$$\mathbf{x}_{n_{\text{ПО}}} = (o_n, \Delta\mathbf{V}_n, t_n, K_n)^T,$$
$$o_n = (i_n, p_n, e_n, \omega_n, \Omega_n)^T,$$

где o_n – n-я переходная орбита;

$i_n, p_n, e_n, \omega_n, \Omega_n$ – параметры n-й переходной орбиты;

$\Delta\mathbf{V}_n$ – вектор импульса скорости, $\Delta\mathbf{V}_n = [\Delta V_{\tau_n}, \Delta V_{r_n}, \Delta V_{b_n}]^T$;

t_n – момент времени реализации n-го импульса;

$\Delta V_{\tau_n}, \Delta V_{r_n}, \Delta V_{b_n}$ – трансверсальная, радиальная и боковая составляющие вектора приращения скорости соответственно;

K_n – количество отделяемых на n-й переходной орбите МКА.

При этом затраты характеристической скорости РБ должны удовлетворять условию

$$\sum_n^N \left|\Delta\mathbf{V}_n\right| \le \Delta V_{\text{хар max}}, \quad (5)$$

где $\Delta V_{\text{хар max}}$ – запас характеристической скорости РБ.

МЕТОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

В поставленной задаче необходимо найти не только параметры переходных орбит, но опорной орбиты, т. е. орбиты, на которую будет выведен РБ ракетой-носителем с учетом ее характеристик и множества допустимых азимутов пуска для имеющихся космодромов, а соответственно, и наклонений.

Первым этапом предлагаемого метода решения задачи является оценивание возможностей РБ и МКА по изменению параметров орбит.

На основе значения $\Delta V_{j\,\text{хар}\max}$ для каждого МКА могут быть найдены значения максимального изменения большой полуоси $\Delta a_j^{\max}$ и наклонения переходной орбиты $\Delta i_j^{\max}$ при перелете на рабочую орбиту.

На рис. 1 представлена диаграмма, иллюстрирующая возможности МКА по изменению параметров орбит в зависимости от затрат характеристической скорости. Данная диаграмма позволяет оперативно определить возможности МКА по маневрированию для заданного значения запаса характеристической скорости. На рисунке показаны красными линиями области достижимости для запаса характеристической скорости, равного 500 и 750 м/с. Например, запас характеристической скорости в 280 м/с позволяет изменить большую полуось на 400 км и осуществить поворот плоскости орбиты не более чем на 2 градуса. Следует отметить, что данная диаграмма изменяется в зависимости от высоты, на которой МКА находится во время совершения маневра.

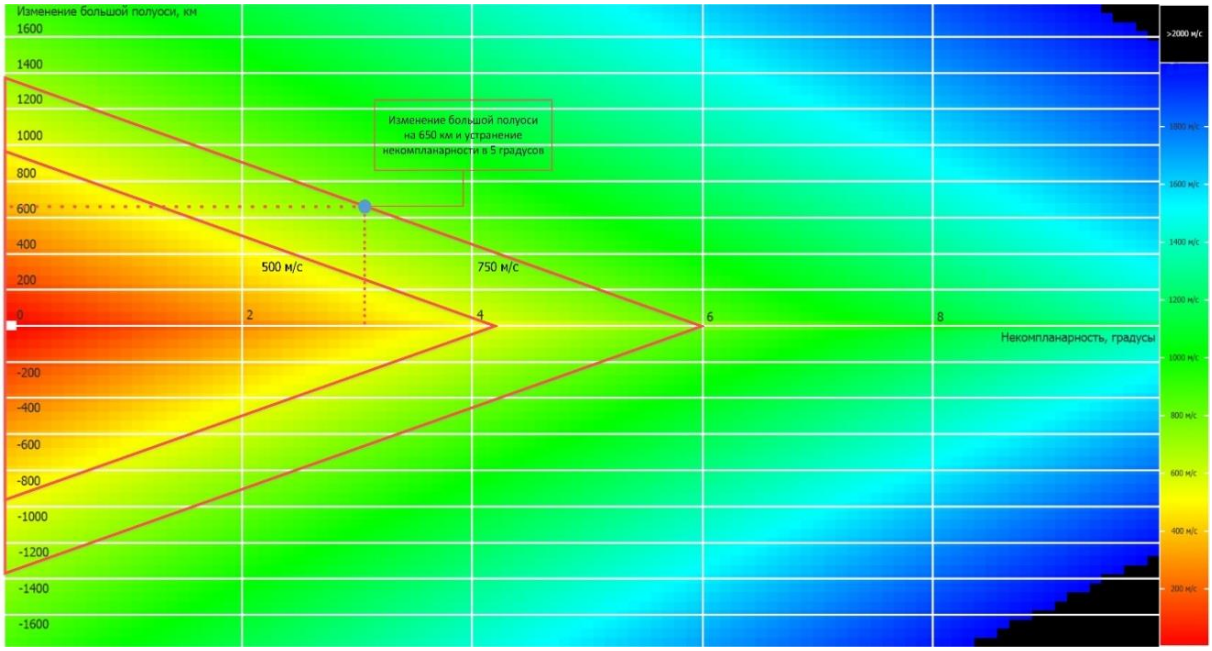


Рис. 1. Диаграмма зависимости изменения параметров орбит от затрат характеристической скорости при маневрировании для высоты орбиты 800 км

Аналогичным образом могут быть оценены возможности по маневрированию для РБ.

На следующем этапе метода выполняется ранжирование рабочих орбит по их наклонению. Полученное упорядоченное множество $\mathbf{X}_{\text{PO}}^{rang\,i}$ делится на подмножества $\mathbf{X}_{\text{PO}_l}^{rang\,i}$ в соответствии с условием

$$\Delta i_l = \max_i \mathbf{X}_{\text{PO}_l}^{rang\,i} - \min_i \mathbf{X}_{\text{PO}_l}^{rang\,i} \le \max_j \Delta i^{\max} + \min_j \Delta i^{\max}. \qquad (6)$$

Количество подмножеств L предварительно определяет количество переходных орбит N и количество K_n МКА отделяемых на n-й переходной орбите. Если значение L окажется более максимального количества включений двигательной установки $N_{\max}$ РБ или не выполняется условие (5), то выведение МКА на все орбиты из множества $\mathbf{X}_{\text{PO}}$ одним РБ невозможно. В противном случае для определения значений большой полуоси переходной орбиты и прямого восхождения восходящего узла Ω_{OO} опорной орбиты может быть составлена система из L уравнений, т. е. для каждой переходной орбиты

$$\Delta t_{\text{ПО}_j} = \frac{\Omega_{\text{РО}_j}(t_0) - \Omega_{\text{ОО}}}{\dot{\Omega}_l - \dot{\Omega}_{\text{РО}_j}}, \qquad (7)$$

$$\dot{\Omega}_l = \frac{3}{2}\sqrt{\frac{\mu}{p_l^7}} \cdot C_{20} R_{\text{э}}^2 \cos i_l,$$

где $\Delta t_{\text{ПО}_j}$ – время полета (дрейфа плоскости орбиты по восходящему узлу) для j -го МКА;

$\dot{\Omega}$ – угловая скорость прецессии плоскости орбиты;

$R_{\text{э}}$ – экваториальный радиус Земли;

C_{20} – коэффициент второй зональной гармоники нормального потенциала;

μ – гравитационный параметр Земли;

p – фокальный параметр орбиты.

Время развертывания всех МКА зависит от трех параметров, один из которых (прямое восхождение восходящего узла $\Omega_{\text{ОО}}$ опорной орбиты) является общим для всех переходных орбит. Предполагается, что при совершении маневра РБ по изменению ориентации плоскости орбиты в целях минимизации затрат характеристической скорости прямое восхождение восходящего узла будет неизменным.

Остальные параметры для каждой переходной орбиты уникальны. Поэтому для каждого значения прямого восхождения восходящего узла $\Omega_{\text{ОО}}$ опорной орбиты может быть найдено минимальное время развертывания группы МКА. На основе полученных значений выбирается значение $\Omega_{\text{ОО}}$, которому соответствует минимальное время развертывания.

Для заданного значения прямого восхождения восходящего узла $\Omega_{\text{ОО}}$ опорной орбиты уравнение (7) может быть записано в векторном виде:

$$\mathbf{\Lambda}_{\langle L \rangle} = \mathbf{F}_{[L,2]} \cdot \Delta\mathbf{p}_{\langle 2 \rangle}, \qquad (8)$$

$$\mathbf{\Lambda}_{\langle L \rangle} = \left[F_{\Delta V_1},\ F_{\Delta V_2},\ ...,\ F_{\Delta V_L}\right]^T,$$

$$F_{\Delta V_l} = \max_J \Delta V_{jl} - \min_J \Delta V_{jl},$$

$$\mathbf{F}_{[l,2]} = \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} \\ f_{21} & f_{22} \\ \dots & \dots \\ f_{l1} & f_{l2} \end{bmatrix},$$

$$\Delta\mathbf{p}_{\langle 2 \rangle} = [\Delta p_l, \Delta i_l]^T.$$

где $\mathbf{F}_{[L,2]}$ – матрица частных производных.

Из уравнения (4) искомые приращения $\Delta\mathbf{p}_{\langle 2 \rangle}$ параметров переходных орбит определяются по формуле

$$\Delta\mathbf{p}_{\langle 2 \rangle} = \mathbf{F}_{[L,2]}^{-1} \cdot \mathbf{\Lambda}_{\langle L \rangle}. \qquad (9)$$

При этом значение $F_{\Delta V_l}$ определяется как разность между максимальным и минимальным значениями ΔV_{jl} для всех МКА, которые должны отделиться на l -й переходной орбите.

Оптимизация по прямому восхождению восходящего узла $\Omega_{\text{ОО}}$ опорной орбиты может быть осуществлена, например, методом золотого сечения.

Варьируя значения наклонения и фокального параметра переходных орбит, прямого восхождения восходящего узла опорной орбиты, можно добиться минимального разброса между затратами характеристической скорости на выведение всех МКА.

Полученные переходные орбиты целесообразно ранжировать в порядке возрастания (либо убывания), чтобы минимизировать затраты на маневрирование в целях изменения ориентации плоскости орбиты. Первая орбита из полученного множества будет опорной. Далее требуется рассчитать параметры маневрирования РБ для разведения всех МКА на переходные орбиты.

Структурно-логическая схема алгоритма, реализующего предлагаемый метод, представлена на рис. 2.

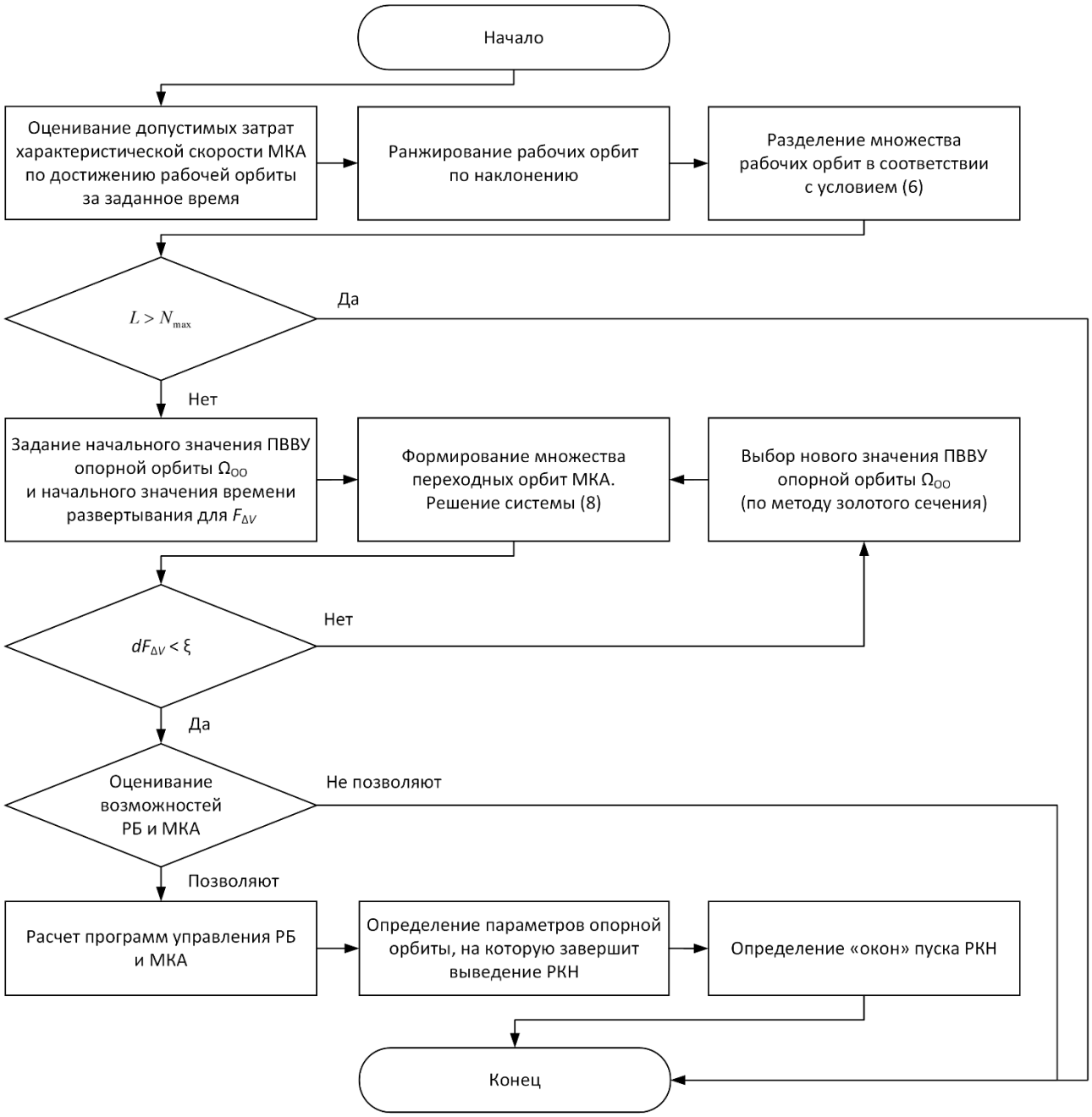


Рис. 2. Структурно-логическая схема алгоритма, реализующего предлагаемый метод

Полученное решение задачи оптимизации должно быть проверено на реализуемость при применении заданного РБ. Суммарные затраты характеристической скорости, количество

включений двигательной установки, а также время, необходимое для выполнения всех маневров, не должны превышать заданные значения. При этом затраты на совершение маневров должны оцениваться не в импульсной постановке, так как для решения задачи межорбитального перелета с непрерывной тягой они могут существенно отличаться [8].

Кроме того, наклонение опорной орбиты должно быть в пределах заданных диапазонов азимута пуска РН для выбранного космодрома. В случае, если найденное значение наклонения опорной орбиты оказывается вне заданных пределов, должен быть предусмотрен отдельный маневр по изменению наклонения опорной орбиты до значения, соответствующего первой переходной орбите.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанный метод решения задачи формирования схемы группового выведения малых космических аппаратов с использованием разгонных блоков может позволить более эффективно использовать каждый пуск РН, например, добавляя к основной полезной нагрузке группы МКА. При этом параметры их орбит могут существенно отличаться от основного выводимого КА.

В отличие от известных, предлагаемый подход позволяет решать задачу группового выведения с учетом параметров РН, РБ и выводимых КА, диапазонов реализуемых наклонений для космодромов, а также возможности по выполнению пассивного маневрирования за счет гравитационного поля Земли.

Список использованных источников

1. *Космодемьянский В. А.* К методике расчета оптимальной программы ступенчатой тяги // Механика твердого тела. – 1987. – № 4. – С. 17–22.

2. *Охоцимский Д. Е., Энеев Т. М.* Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли // Успехи физических наук. – 1957. – Т. 63, № 1а. – С. 5–32.

3. *Кирилюк Е. В., Корянов В. В., Степанов М. Н.* Минимизирующие последовательности траекторий перелета космического аппарата с низкой круговой орбиты на высокоэнергетические орбиты различных типов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 656. – С. 74–78.

4. *Ащепков Л. Т.* Оптимальное управление разрывными системами. – Новосибирск : Наука. Сиб. отделение, 1987. – 226 с.

5. *Величенко В. В.* О задачах оптимального управления для уравнений с разрывными правыми частями // Автоматика и телемеханика. – 1966. – № 7. – С. 20–30.

6. *Григорьев К. Г.* О маневрах космического аппарата при минимальных затратах массы и ограниченном времени // Космические исследования. – 1994. – Т. 32, № 2. – С. 45–60

7. *Кирилюк Е. В.* Сквозная оптимизация траекторий выведения полезного груза на геостационарную орбиту с применением энергетических возможностей разгонного блока и собственной двигательной установки космического аппарата // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – Вып. 2. – URL: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-2-2155 (дата обращения: 23.04.2025).

8. Метод расчета программы управления движением космического аппарата с двигателем ограниченной тяги при решении задач межорбитальных перелетов / В. И. Горбулин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 187–197.

В. А. Грибакин,
доктор технических наук, профессор;
С. Ю. Пирогов,
доктор технических наук, профессор;
Д. С. Унрау

МОДЕЛЬ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ РАКЕТНОГО БЛОКА С РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ

В статье представлено описание основных этапов теплового нагружения камеры жидкостного ракетного двигателя многоразового ракетного блока с ракетодинамической системой спасения. Описана математическая модель расчета теплового состояния камеры с учетом особенностей функционирования жидкостного ракетного двигателя на этапах спасения и посадки ракетного блока. Представлены результаты численного эксперимента, проведенного при помощи разработанной модели.

Ключевые слова: многоразовый жидкостный ракетный двигатель, ракетодинамическая система спасения, тепловое состояние, камера.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из современных тенденций развития отечественных средств выведения космических аппаратов является применение многоразовых ракетных блоков (РБ) первых ступеней. Наиболее перспективным является вариант применения РБ с ракетодинамической системой спасения (РДСС). Данная система спасения реализована на единственной применяемой в настоящее время частично многоразовой РН *Falcon-9*, а также перспективной полностью многоразовой РН *Starship*, разработка которой находится на стадии летных испытаний.

Вместе с тем опыт эксплуатации многоразового РБ первой ступени РН *Falcon* показал, что вопрос обеспечения требуемого ресурса жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является ключевым. Несмотря на высокие показатели кратности применения (РБ № B1062 совершил 28 циклов пуска и посадки), уходит на второй план тот факт, что при проведении межполетного технического обслуживания нередко происходит замена ракетных двигателей, стоимость которых достигает до 50% от стоимости РБ.

Основными типовыми элементами ЖРД являются камера, газогенератор, турбина, насосы окислителя и горючего, агрегаты автоматики. Исходя из анализа расчетных параметров функционирования типовых элементов ЖРД (табл. 1) и результатов ранжирования данных элементов по степени влияния на снижение надежности (рис. 1) по методике, представленной в работе [1], можно сделать вывод, что наиболее критичным элементом является камера.

Таблица 1

Расчетные параметры функционирования типовых элементов ЖРД и их эксплуатационные характеристики, требуемые для оценки ресурса

	Элемент				
	Камера	Газогенератор	Турбина	Насосы	Агрегаты автоматики
Параметр	8–30	20–60	10–30*	20–75	4–5
Температура, К	2500–3500	700–1000	700–1000	20–300	250–300
Скорость вращения, рад/мин	-	-	3000–5000	3000–5000	-
Скорость течения рабочих сред, м/с	2400–3000	100–400	300–700	20–70	-

Окончание табл. 1

Параметр	Элемент				
	Камера	Газогенератор	Турбина	Насосы	Агрегаты автоматики
	8–30	20–60	10–30*	20–75	4–5
Влияние рабочих сред	Высокое	Высокое	Высокое	Среднее	Низкое
Трудоемкость замены	Высокая	Средняя	Высокая	Высокая	Низкая

*****Перепад давлений на турбине.*

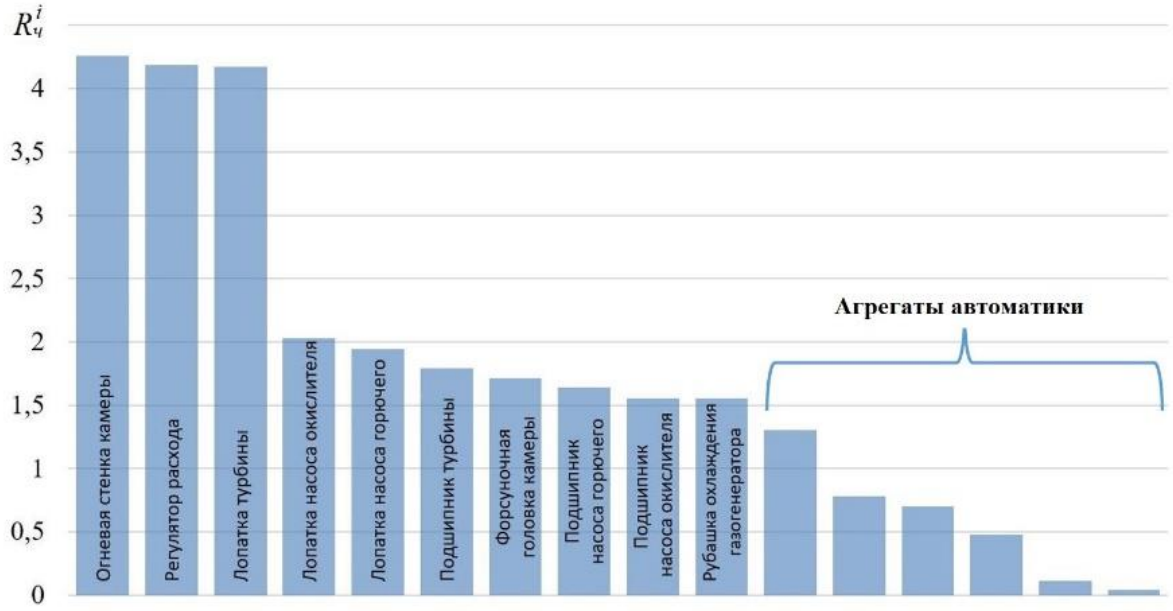


Рис. 1. Ранжирование типовых элементов ЖРД по степени влияния на снижение надежности – $R^i_ч$

В то же время в работах [2, 3], посвященных анализу ресурса камер сгорания, отмечается, что основной вклад в процесс накопления повреждений и расходования ресурса вносит термоциклическое нагружение. Расчет ресурса типовой камеры сгорания, представленный в работе [2], показывает, что повреждаемость материала камеры от воздействия сил давления не превышает 7–10% от суммарной повреждаемости. Вибрационные нагрузки в случае отсутствия автоколебательных процессов в системах подачи топлива и внутрикамерной неустойчивости из-за неправильной организации процессов сгорания топлива существенного влияния на процесс накопления повреждений не оказывают, в связи с чем многоцикловая повреждаемость камеры в расчетах принимается равной нулю [2, 3].

Исходя из вышеизложенного можно сделать вывод, что оценка теплового состояния камеры сгорания – это актуальная задача, решение которой является основой для расчета и прогнозирования ресурса камеры многоразовых ЖРД. Однако решение данной задачи путем установки датчиков температур не представляется возможным по причине высоких значений температур (3000–4000 К), давлений (более 25 МПа) и скорости истечения (3000–4500 м/с) продуктов сгорания (ПС), а также вследствие конструктивных особенностей рубашки охлаждения и огневой стенки камеры. В связи с этим разработка математических моделей для описания теплового состояния камеры ЖРД РБ с РДСС стала актуальной научной задачей.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

Проведенный анализ показывает, что на различных этапах функционирования РБ с РДСС возникают новые условия теплового нагружения камеры. Учитывая тот факт, что термоцикловое нагружение вносит основной вклад в процесс накопления повреждений и расходования ресурса камеры, а оценка ее теплового состояния путем установки датчиков температур не представляется возможной, можно сделать вывод, что задача моделирования теплового состояния камеры ЖРД РБ с РДСС является актуальной.

Для составления математической модели сформулируем вербально и формально задачу исследования – при заданных исходных данных о теплофизических свойствах материалов и конструкции камеры, о параметрах функционирования ЖРД и РБ на этапах выведения и посадки, о параметрах атмосферы на всем временном отрезке функционирования РБ получить температурное поле камеры.

Дано:

1) теплофизические свойства материалов огневой и внешней стенок камеры: λ_i – теплопроводность, ρ_i – плотность, c_i – теплоемкость, ε_i – эффективная степень черноты;

2) геометрические параметры камеры: $l_{ц}$, $l_{кр}$, $l_{сз}$ – длины цилиндрической, критической и сверхзвуковой части; $r_{ц}$, $r_{кр}$, $r_{с}$ – радиусы цилиндрической части, критического сечения и радиус на срезе сопла; геометрические параметры рубашки охлаждения камеры для различных сечений: $\delta_{в}$, $\delta_{ст}$ – толщина огневой и толщина внешней стенок соответственно, b – толщина ребра, d – ширина пролета между ребрами, h – высота ребер;

3) параметры функционирования ЖРД: P – тяга ЖРД, $\dot{m}$ – массовый расход компонентов, $p_{кс}$ – давление в камере сгорания, $K_{м}$ – соотношение компонентов в камере сгорания, N, $t_{вкл}$ – количество и продолжительность включений ЖРД, β – расходный комплекс;

4) теплофизические параметры ПС, охлаждающей жидкости и газа продувки: λ_j – теплопроводность, ρ_j – плотность, c_{pj} – теплоемкость, μ_j – динамическая вязкость, ε – степень черноты (только для ПС);

5) распределение параметров ПС по длине камеры: $T = f(l)$, $p = f(l)$, $w = f(l)$ – температура, давление и скорость ПС соответственно;

6) параметры атмосферы: зависимость температуры – $T_{атм}$, давления – $p_{атм}$ и плотности атмосферы – $\rho_{атм}$ от высоты согласно ГОСТ 4401-81;

7) зависимости параметров траектории активного участка полета и участка посадки РБ от времени: высоты $H = f(t)$, скорости $v = f(t)$, угла атаки $\alpha = f(t)$.

8) параметры аэродинамического нагрева: a – скорость звука; c, k_1, l, m – постоянные, определяемые состоянием пограничного слоя, c_p – теплоемкость воздуха, $r_{н}$ – характерный размер.

Найти:

$$T_{кс} = f(x,y,z,t)$$

ОПИСАНИЕ ОСНОВНЫХ ЭТАПОВ ТЕПЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД МНОГОРАЗОВОГО РАКЕТНОГО БЛОКА С РДСС

Функционирование многоразового РБ с РДСС происходит в определенной последовательности: функционирование в составе РКН на активном участке траектории (АУТ), отделение РБ первой ступени от РКН, полет по баллистической траектории, маневр разворота к месту старта, разворот и ориентация, совершение тормозного импульса перед входом в плотные слои атмосферы, падение в плотных слоях атмосферы, мягкая посадка на платформу.

В зависимости от условий функционирования РБ изменяются условия температурного нагружения камеры, которые можно разделить на следующие этапы (рис. 2):

1) функционирование ЖРД на этапе выведения;
2) нестационарное радиационное охлаждение камеры;
3) функционирование ЖРД при выполнении маневра разворота к месту старта;
4) вхождение РБ в плотные слои атмосферы, воздействие аэродинамического нагрева на камеру;
5) функционирование ЖРД при совершении тормозного импульса;
6) торможение РБ в плотных слоях атмосферы, воздействие аэродинамического нагрева на камеру;
7) функционирование ЖРД при выполнении посадочного импульса.

Алгоритм расчета теплового состояния камеры при штатном функционировании ЖРД на этапе активного участка траектории (*первый этап*) является наиболее изученным и подробно изложен в работах [4, 5].

Второй этап начинается сразу после выключения ЖРД, после чего практически мгновенно прекращается подвод тепла от ПС и отвод тепла охлаждающим компонентом. Учитывая тот факт, что полет РБ на этом участке траектории происходит на высоте порядка 100–110 км, значения параметров конвективного теплообмена с внешней средой становятся малы и основным видом теплообмена становится излучение.

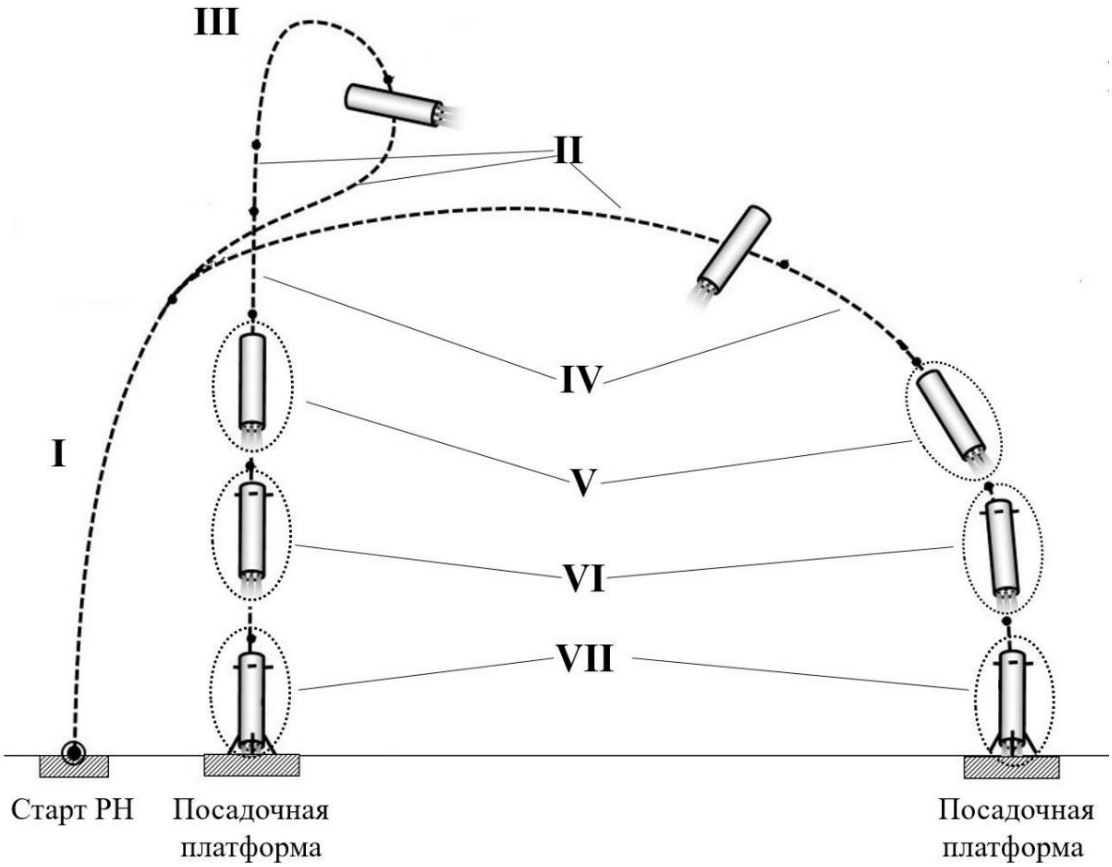


Рис. 2. Основные этапы теплового нагружения камеры ЖРД многоразового ракетного блока с РДСС

Третий этап возможен только при реализации программы пуска РКН с возвращением РБ к месту старта. В отличие от этапа штатного функционирования ЖРД, на данном этапе изменяются начальные температуры огневой и стальной стенок камеры при запуске. Это связано с тем, что значения тепловых потоков на втором этапе крайне малы и охлаждение камеры

происходит медленно. Вместе с тем стоит отметить, что включение ЖРД для реализации маневра разворота к месту старта происходит через 10–15 с после разделения ступеней, что также является особенностью ЖРД РБ с РДСС по сравнению с ЖРД разгонных блоков, где паузы между включениями составляют 1–5 ч [6].

Четвертый этап начинается при вхождении РБ в плотные слои атмосферы на высоте 60–80 км и характеризуется наличием конвективных тепловых потоков от аэродинамического нагрева. Учитывая высокую скорость движения РБ (1000–1500 м/с) при повышении плотности атмосферы, по мере снижения высоты аэродинамический нагрев может привести к повреждению ракетного блока, в связи с чем, согласно программе полета, производится тормозной импульс, который является следующим этапом теплового состояния камеры.

Особенностью *пятого этапа*, в отличие от этапа штатного функционирования ЖРД, является изменение начальных температур огневой и стальной стенок при запуске ЖРД, которые по предварительным оценкам могут превышать температуры при подводе тепла от ПС. Это связано с отсутствием охлаждения камеры на предыдущем этапе. Также при реализации тормозного импульса для достижения оптимальных энергомассовых параметров РБ и наличия ограничений по значению продольной перегрузки производится дросселирование двигательной установки (ДУ) до значений 30–40% от номинальной тяги. При наличии нескольких ЖРД в составе ДУ и технической возможности дросселирования путем включения только части ЖРД данный факт не оказывает влияния на тепловое состояние камеры. Однако при дросселировании тяги ДУ путем снижения тяги каждого ЖРД изменяется расход охлаждающего компонента, что может привести к повышению температуры стенок камеры, так как подводимый тепловой поток от ПС снижается несущественно по сравнению с тепловым потоком, отводимым охлаждающей жидкостью [5].

На *шестом этапе* при движении в плотных слоях атмосферы после совершения тормозного импульса происходят быстрое снижение скорости движения ракетного блока и одновременное повышение плотности атмосферы. В связи с этим при определенных значениях параметров атмосферы и скорости может изменяться направление тепловых потоков, т. е. подвод тепла к камере от аэродинамического нагрева может смениться отводом тепла в окружающую среду путем конвекции. Данный вопрос требует точной численной оценки с учетом параметров траектории движения ракетного блока на данном этапе.

На *седьмом этапе* производится посадочное включение ДУ. Оно характеризуется крайне высокой степенью дросселирования, так как масса ракетного блока к моменту посадки кратно меньше, чем масса РКН при начале движения на АУТ. В связи с этим из состава ДУ, как правило, включается один ЖРД, который дросселируется до необходимого значения тяги, что также, как отмечено ранее на пятом этапе, влияет на тепловое состояние камеры.

Вместе с тем необходимо отметить дополнительные особенности расчета теплового состояния камеры, характерные для момента выключения ЖРД. *Первая особенность* связана с быстрым изменением температуры огневой и внешней стенок камеры до равновесного значения, что обусловлено большими значениями градиентов температур, тепловых потоков и малой толщиной стенок камеры.

На рис. 3 представлена зависимость изменения температуры огневой и внешней стенок камеры после выключения ЖРД. Из графика видно, что выравнивание температур происходит в течение 2-3 с, а температура стальной стенки становится выше, чем при функционировании ЖРД.

Вторая особенность связана с проведением продувки полостей горючего ЖРД, в том числе и рубашки охлаждения камеры. В качестве газа для продувки, как правило, используется гелий или азот, теплоемкость которых сильно различается, что оказывает существенное влияние на количество тепла, отводимое от камеры во время продувки.

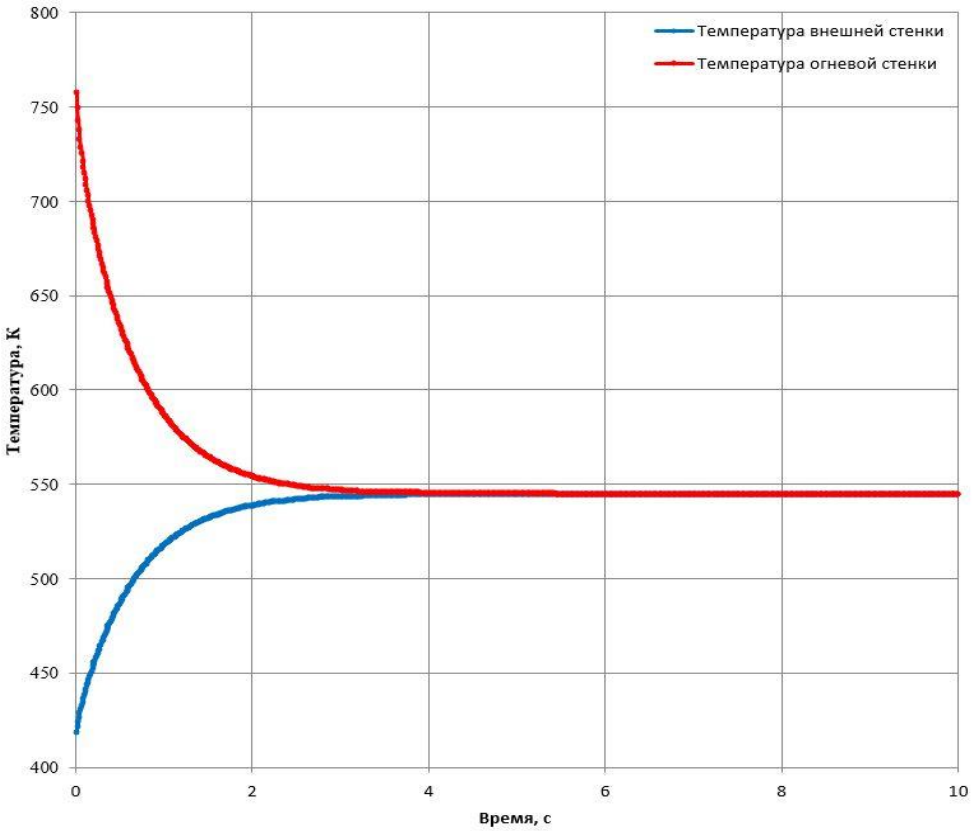


Рис. 3. Зависимость температуры огневой и внешней стенок камеры от времени после выключения ЖРД

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЕТА ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ ЖРД РБ С РДСС

Для решения задачи исследования была сформирована математическая модель расчета теплового состояния камеры ЖРД РБ с РДСС, структурная схема которой представлена на рис. 4, где $T_{кс}$ – температура камеры, $T_{г.пр}$ – температура газа продувки, $q_{пр}$, $q_{рад}$, $q_{аэр}$ – плотность теплового потока при продувке, радиационном теплообмене и аэродинамическом нагреве соответственно, $S_{пр}$, $S_{рад}$, $S_{аэр}$ – площадь поверхности теплообмена при продувке, радиационном теплообмене и аэродинамическом нагреве соответственно; c_0 – коэффициент излучения абсолютно черного тела, $m_{кс}$ – масса камеры сгорания, $t_{пр}$, $t_{рад}$, $t_{аэр}$ – продолжительность этапов продувки, радиационного теплообмена и аэродинамического нагрева соответственно, $\alpha_{пр}$ – коэффициент конвективной теплоотдачи при продувке камеры, i_r – энтальпия восстановления газа; $i_{ст}$ – энтальпия газа у стенки; i_0 – энтальпия торможения.

Основными этапами представленной математической модели являются:

Этап 1. Формирование исходных данных согласно перечню, приведенному выше при постановке задачи исследования. Для теплофизических характеристик материалов задается их зависимость от температуры.

Этап 2. Разбиение камеры сгорания и сопла по длине на отдельные участки. Как правило, сопловая часть разбивается на 12–20 участков, камера сгорания – на 1–4 участка в зависимости от их формы. Отдельно выделяются участки камеры, имеющие специфическую форму охлаждающего тракта. После разбивки на каждом участке производится уточнение геометрических параметров, необходимых для дальнейших расчетов. Последующие этапы, пред-

ставленные в структурной схеме, выполняются для каждого сечения отдельно, за исключением этапов 4 и 5.

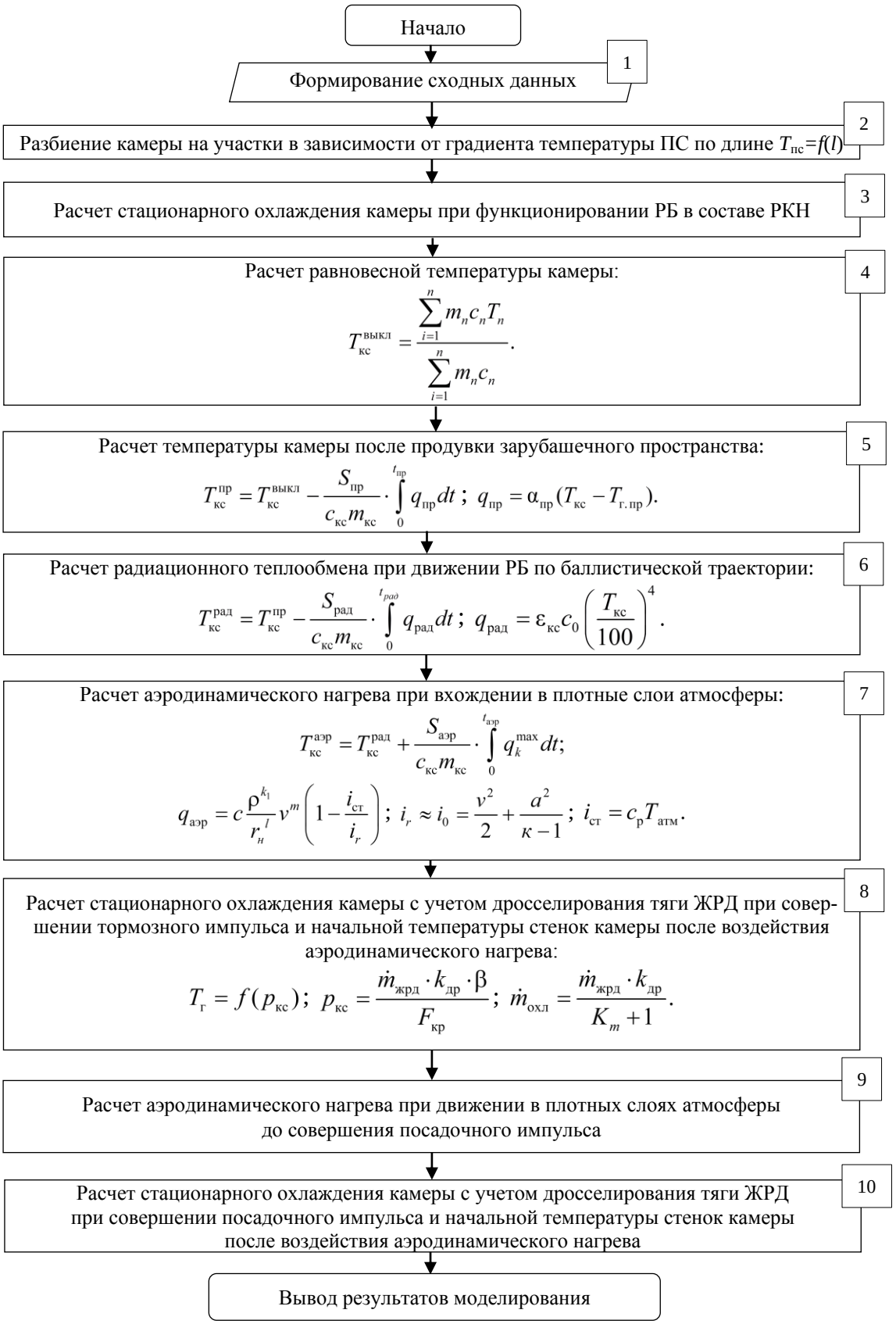


Рис. 4. Алгоритм расчета теплового состояния камеры ЖРД РБ с РДСС

Этап 3. Расчет стационарного охлаждения камеры при функционировании ЖРД достаточно подробно описан в работе [5]. Алгоритм расчета представлен на рис. 5, где q_Σ – суммарный тепловой поток от ПС в огневую стенку камеры, $q_к$ – конвективный тепловой поток от ПС в огневую стенку камеры, $q_л$ – лучистый тепловой поток от ПС в огневую стенку камеры, $T_г$ – температура ПС, $T_{ст.г}$ – температура огневой стенки со стороны ПС, $T_{ст.ж}$ – температура огневой стенки со стороны охлаждающего компонента, $\alpha_г$, $\alpha_ж$ – коэффициенты конвективной теплоотдачи от ПС в огневую стенку и от огневой стенки в охлаждающую жидкость соответственно, $T_{ж.вых}$, $T_{ж.вх}$ – температуры охлаждающей жидкости на входе и выходе в рубашку охлаждения, S – площадь поверхности охлаждения, T_s – предельно допустимая температура охлаждающей жидкости, $T^p_{ст.г}$ – расчетное значение температуры огневой стенки со стороны ПС. При отсутствии теплообмена со стороны внешней стенки ее температуру можно принять равной температуре охлаждающей жидкости.

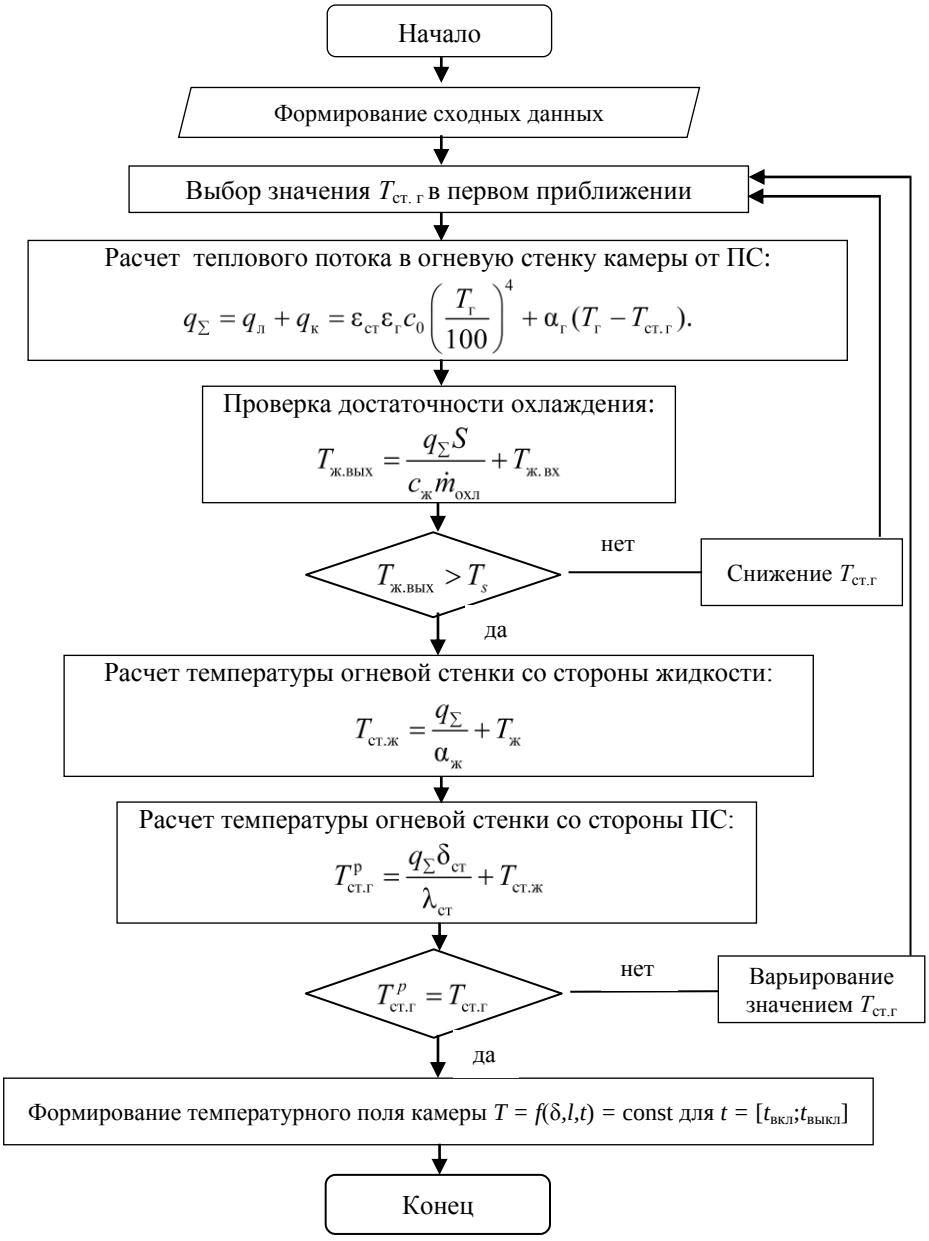


Рис. 5. Алгоритм расчета стационарного охлаждения камеры

Этап 4. Расчет равновесной температуры камеры после выключения производится путем разбиения камеры на n слоев, в зависимости от градиента изменения температуры по толщине. Пренебрегая значением теплообмена с внешней средой за время выравнивания температур и исходя из того, что сумма значений количества теплоты всех слоев при переходе к равновесной температуре равна нулю, получим значение равновесной температуры камеры по выражению, представленному на этапе 4 структурной схемы (рис. 4).

Этап 5. Расчет температуры камеры после проведения продувки производится вслед за каждым включением ЖРД. Однако на этапах движения РБ в плотных слоях атмосферы необходимо также учитывать тепловые потоки от аэродинамического нагрева.

Этап 6. Расчет радиационного теплообмена при движении РБ по баллистической траектории производится для высоты полета, равной более 70–80 км, где конвективный теплообмен с окружающей средой и аэродинамический нагрев камеры незначительны вследствие низкой плотности атмосферы.

Этап 7. Расчет аэродинамического нагрева при вхождении в плотные слои атмосферы производится с учетом изменения параметров атмосферы и скорости полета РБ по мере снижения высоты. Данная задача может быть решена путем численного интегрирования уравнений, описывающих изменение конвективного теплового потока во времени, а также при помощи современных систем автоматизированного проектирования (САПР) [7]. В связи со сложностью реализации натурных экспериментов по исследованию влияния аэродинамического нагрева для скоростей 4–6 маха, которые характерны для РБ на этапе полета в плотных слоях атмосферы, целесообразно осуществлять частичную верификация расчетов путем применения мультимодельного подхода и сравнения результатов аналитических расчетов с расчетами, проведенными при помощи различных САПР.

Этап 8. Расчет стационарного охлаждения камеры при совершении тормозного и посадочного импульсов производится с учетом дросселирования тяги ЖРД. Изменение коэффициента дросселирования ЖРД существенно влияет на температуру продуктов сгорания – $T_г$ и массовый расход компонента топлива, используемого для охлаждения, – $\dot{m}_{охл}$. Для определения температуры продуктов сгорания необходимо решить систему уравнений, состоящую из уравнений констант равновесия, баланса элементов и энтальпий, подробно описанных в работе [4]. Для конкретных пар топлив с постоянным соотношением компонентов ключевую роль играет давление в камере сгорания, которое также зависит от коэффициента дросселирования. Анализ литературы в предметной области показал, что подводимый тепловой поток от продуктов сгорания при дросселировании уменьшается незначительно по сравнению с тепловым потоком, отводимым охлаждающим компонентом. Это приводит к повышению температур огневой и внешней стенок камеры.

Этап 9. Расчет производится аналогично этапу 7.

Этап 10. Расчет производится аналогично этапу 8.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

При помощи математической модели теплового состояния камеры ЖРД РБ с РДСС, представленной в данной работе, был проведен численный эксперимент, результатом которого является температурное поле камеры. На рис. 6 показана зависимость температуры огневой и внешней стенок камеры в области критического сечения от времени полета РБ с РДСС. Исходные данные, используемые при расчетах, приведены в табл. 2 и 3 и на рис. 7 и 8.

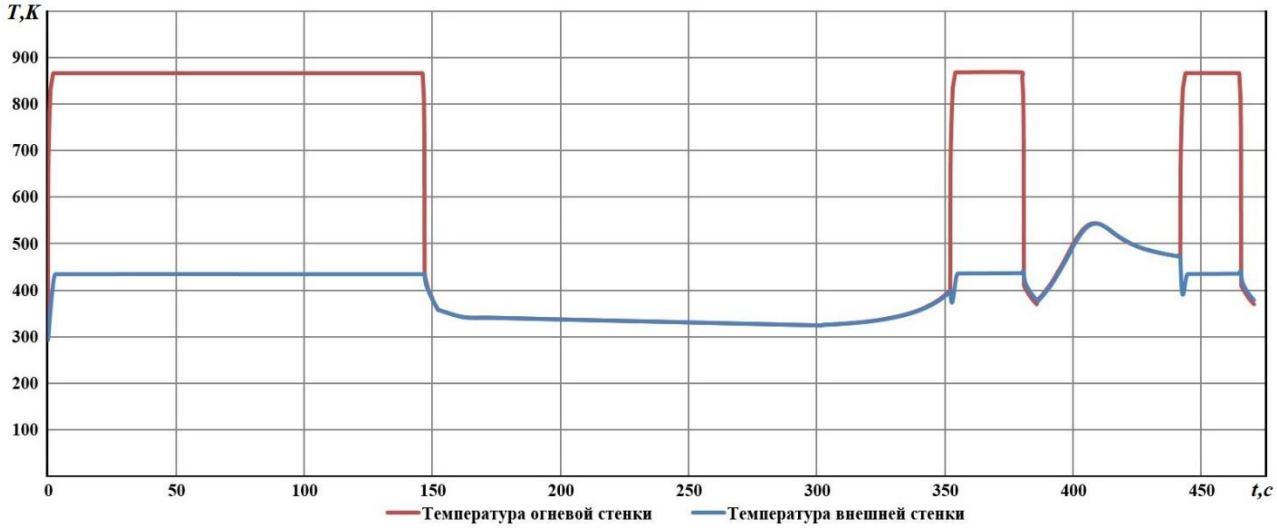


Рис. 6. Зависимость температуры огневой и внешней стенок камеры в области критического сечения от времени полета РБ с РДСС

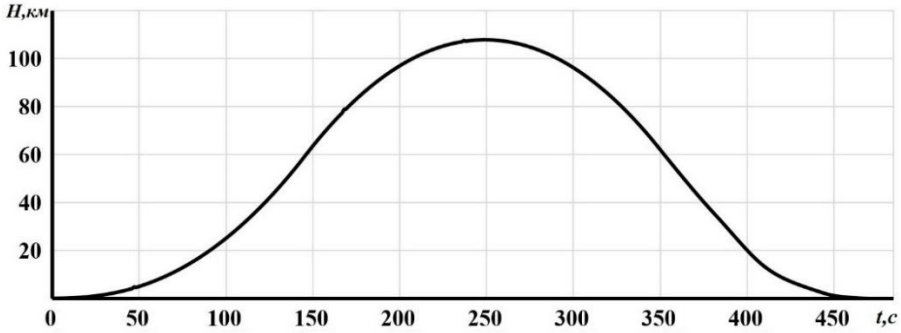


Рис. 7. Зависимость высоты полета РБ от времени

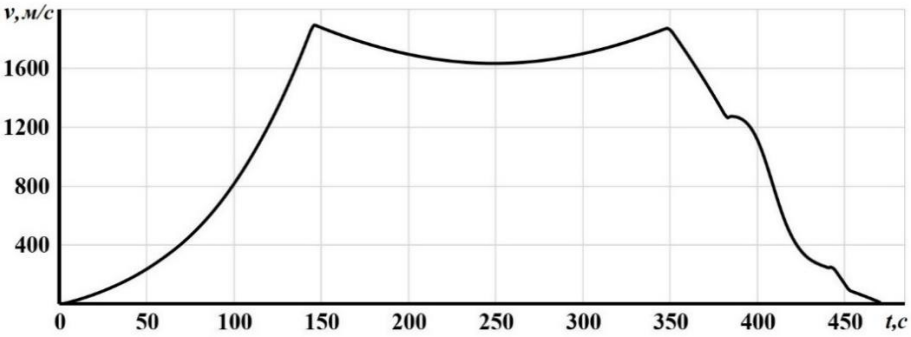


Рис. 8. Зависимость скорости полета РБ от времени

Таблица 2

Циклограмма работы РБ

Время полета, с	Этап
0–147	Функционирование РБ на АУТ в составе РКН
147–350	Полет РБ по баллистической траектории, разворот РБ (a = 180°)
350–381	Тормозное включение ЖРД
381–441	Движение РБ в плотных слоях атмосферы к месту посадки
441–471	Посадочное включение ЖРД

Таблица 3

Основные исходные данные

Параметр	Единица измерения	Значение	Параметр	Единица измерения	Значение
$\rho_в$	кг/м^3	8900	$r_{кр}$	м	0,2
$\rho_{ст}$	кг/м^3	7850	$\varepsilon_г$	-	0,875
$\lambda_в$	Вт/(м○○·К)	345–395*	$T_г$	К	2500
$\lambda_{ст}$	Вт/(м○○·К)	45–70*	$\alpha_г$	Вт/(м^2○○·К)	320
$c_в$	Дж/(кг○○·К)	385–440*	$T_ж$	К	350
$c_{ст}$	Дж/(кг○○·К)	470–650*	$\alpha_ж$	Вт/(м^2○○·К)	75400
$\varepsilon_в$	-	0,8	$T_{г.\,пр}$	К	250
$\varepsilon_{ст}$	-	0,8	$\alpha_{пр}$	Вт/(м^2○○·К)	25900
b	мм	1	c	-	1,94/1,5·10^{-5}**
d	мм	2	k_1	-	0,5/0,8**
h	мм	2	l	-	0,5/0,2**
$\delta_в$	мм	1	m	-	3,2/3,3**
$\delta_{ст}$	мм	2	$r_н$	м	2,9

**Параметр зависит от температуры.*
***Значение для ламинарного режима/значение для турбулентного режима.*

При проведении анализа результатов моделирования были выявлены следующие особенности:

1. Продувка камеры газообразным гелием после выключения ЖРД оказывает существенное влияние на ее тепловое состояние. Равновесная температура огневой и стальной стенок уменьшается приблизительно на 100 К.

2. На этапе полета РБ по баллистической траектории, после завершения разворота блока хвостовым отсеком вперед и при достижении высоты приблизительно 80 км, радиационное охлаждение камеры сменяется аэродинамическим нагревом и температура камеры начинает возрастать. На момент начала тормозного включения температура огневой и внешней стенок камеры составляет порядка 400 К, что более чем на 100 К выше, чем при запуске ЖРД при старте РН.

3. После совершения тормозного импульса происходит резкое снижение скорости РБ, однако по мере снижения высоты возрастает плотность атмосферы, что приводит к возрастанию значения теплового потока от аэродинамического нагрева. Температура камеры повышается до значения 520–530 К, и, как следствие, повышается значение энтальпии газа у внешней стенки камеры – $i_{ст}$. В то же время снижается скорость движения РБ, что приводит к снижению энтальпии восстановления – i_r. В момент времени, когда значение $i_{ст}$ становится больше значения i_r, аэродинамический нагрев сменяется охлаждением камеры путем конвективного теплообмена с атмосферой. Температура камеры начинает снижаться и на момент начала посадочного включения составляет 470 К.

4. При выполнении тормозного и посадочного включения ЖРД температура стенок камеры значительно превышает температуру компонента, используемого для охлаждения, в отличие от случая запуска ЖРД при старте РН, когда данные температуры равны. В связи с этим температура внешней стенки во время прогрева камеры при запуске сначала уменьшается, а затем по мере нагрева охлаждающего компонента возрастает.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе описаны основные этапы теплового нагружения камеры многоразового ЖРД РБ с РДСС, представлена математическая модель расчета теплового состояния камеры ЖРД РБ с РДСС, а также результаты численного эксперимента.

Выявленные при проведении численного эксперимента особенности изменения теплового состояния, характерные только для камеры ЖРД, применяемого в составе РБ с РДСС, могут оказать существенное влияние на ее ресурс, так как термоциклическое нагружение камеры является ведущим фактором в процессе накопления повреждений.

Представленные подходы к моделированию теплового состояния камеры могут быть использованы при решении научной задачи прогнозирования ее остаточного ресурса.

Список использованных источников

1. Обеспечение надежности сложных технических систем : учебник / А. Н. Дорохов [и др.]. – 3-е изд., стер. – СПб. : Лань, 2017. – 352 с.

2. Прочность и ресурс ЖРД / Н. А. Махутов [и др.]. – М. : Наука, 2011. – 525 с.

3. *Сивчиков Б. Е.* Линеаризованная теория сложного и повторного деформирования камер сгорания жидкостных ракетных двигателей : дисс. …д-ра техн. наук. – Л., 1967.– 434 с.

4. *Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.* Теория ракетных двигателей. – М. : Машиностроение, 1980. – 535 с.

5. *Добровольский М. В.* Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – 488 с.

6. *Кирилин А. Н., Ахметов Р. Н., Куренков В. И.* Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей : учебник. – Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015. – 448 с.

7. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения : моногр. / В. В. Авдошин [и др.]; под ред. А. С. Фадеева, Н. Ф. Аверкиева. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 372 с.

А. Н. Дорохов,
кандидат технических наук, доцент;
В. С. Солдатенко,
кандидат технических наук, доцент

ВЫБОР НОМИНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕМЕНТОВ ЭТАЛОНА ЕДИНИЦЫ ВЕЛИЧИНЫ ПО КРИТЕРИЮ НАДЕЖНОСТИ

Предложен метод выбора номинальных значений параметров элементов эталона единицы величины, обеспечивающий максимальное значение критерия надежности, который рассчитывается численными методами. основанными на статистических испытаниях математических моделей выходных параметров эталона единицы величины. Метод оптимизации является разновидностью градиентного метода с переменной метрикой с выбором точки спуска путем изменения дисперсии номинальных значений параметров эталона единицы величины.

Ключевые слова: эталон единицы величины, показатели надежности, характеристические функции, статистические испытания, номинальные значения параметров, допуск на параметры.

ВВЕДЕНИЕ

Эталоны многих единиц величин (ЭЕВ) являются сложными эталонными установками. При их разработке ставятся цели обеспечения требуемой точности, метрологической надежности, простоты эксплуатации во время хранения эталона. Поскольку эталонные установки первичных государственных ЭЕВ сложны и уникальны, то стоимость их разработки, производства и хранения весьма высока, что предполагает необходимость использования ЭЕВ в течение длительного времени. Поэтому одним из основных требований к ЭЕВ является требование к обеспечению его надежности в течение всего срока его использования. В настоящее время разработано большое число методов, позволяющих оценивать и повышать надежность сложных технических систем, к числу которых относятся и ЭЕВ [3]. Однако применение используемых методов оценки надежности ограничено либо отсутствием моделей ЭЕВ, связывающих показатели надежности с параметрами эталонов, либо незнанием закона распределения времени безотказной работы уникальных объектов. Методы повышения надежности, применяемые в практике создания ЭЕВ, не позволяют непосредственно на этапе проектирования оценить эффективность их применения.

Основу обеспечения надежности ЭЕВ на этапах проектирования, производства и использования должен составлять комплексный подход и разработка на его основе таких методов решения этой задачи, которые учитывали бы особенности эксплуатации ЭЕВ. Основными задачами комплексного подхода в этой области являются: разработка мер по повышению надежности ЭЕВ на этапах проектирования, производства и испытаний с учетом основных требований, предъявляемых к первичным эталонам в процессе их использования; разработка методов обеспечения надежности, которые могут быть применимы как для элементов и узлов, так и для блоков и систем; разработка и применение таких методов обеспечения и повышения надежности, которые в равной степени можно использовать как на этапе проектирования, так и на этапах испытаний и эксплуатации и ряд других аспектов.

Для решения перечисленных задач необходимо разработать математическую модель ЭЕВ в виде зависимостей его выходных параметров от внутренних [1], построить модель надежности, связывающую показатель надежности с номинальными значениями и границами допустимых изменений параметров ЭЕВ, выбрать номинальные значения параметров ЭЕВ и допусков на них для комплектующих элементов и узлов при проектировании и производстве ЭЕВ. Для решения сформулированных задач используют динамические, кинематические или статические модели исследуемого ЭЕВ [1, 2].

ВЫЧИСЛЕНИЕ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ

Значения таких показателей надежности ЭЕВ, как безотказность и готовность дают представление о состоянии эталона, определяют стоимость изготовления и эксплуатации, длительность срока функционирования и эффективность применения по назначению.

Показатели безотказности и готовности применимы на всех этапах – от создания ЭЕВ до его хранения и вследствие этого обеспечивают комплексный подход к проблеме повышения характеристик надежности и увеличения срока его существования.

Вероятность безотказной работы (ВБР) ЭЕВ принято оценивать по формуле [3]

$$P(\tau) = P_{\text{вн}}(\tau) P_{\text{п}}(\tau), \tag{1}$$

где $P_{\text{вн}}(\tau)$ – ВБР ЭЕВ по отношению к внезапным отказам в течение времени τ;
$P_{\text{п}}(\tau)$ – ВБР по отношению к постепенным отказам за то же время τ при условии, что внезапных отказов не было.

Расчет $P_{\text{вн}}(\tau)$ многократно описан в литературе и руководящих документах по проектированию.

Вычисление $P_{\text{п}}(\tau)$ для ЭЕВ исследуемого класса сводится к определению вероятности нахождения выходных параметров ЭЕВ (а с учетом ограничений и внутренних параметров) в области их допустимых значений. Основываясь на работах [1–3], для всех $\tau \in [t_0, t_к]$ можно написать: следующее:

$$P_{\text{п}}(\tau) = P\left(\hat{y}_{\langle m \rangle} \in \left\{ \hat{y}^{\partial}_{\langle m \rangle} \right\} \cap \hat{x}_{\langle n \rangle} \in \left\{ \hat{x}^{\partial}_{\langle n \rangle} \right\} \cap t \in [t_0, t_к] \right) \tag{2}$$

где $\hat{x}_{\langle n \rangle}$ – n-мерный вектор внутренних параметров ЭЕВ;
$\hat{y}_{\langle m \rangle}$ – m-мерный вектор выходных параметров ЭЕВ;
t – время;
t_0, $t_к$ – начальный и конечный моменты времени;
$\left\{ y^{\partial}_{\langle m \rangle} \right\}$ и $\left\{ x^{\partial}_{\langle m \rangle} \right\}$ – области допустимых значений выходных и внутренних параметров ЭЕВ.

Исследования изменений выходных параметров ЭЕВ показывают, что их детерминированные составляющие, значения которых многократно превосходят значения случайных составляющих, являются медленно меняющимися и монотонными во времени при отсутствии внезапных отказов. Поэтому

$$P_{\text{п}}(\tau) = P\left[\hat{y}_{\langle m \rangle}(t) \in \left\{ \hat{y}^{\partial}_{\langle m \rangle} \right\} \cap \hat{x}_{\langle n \rangle}(t) \in \left\{ \hat{x}^{\partial}_{\langle n \rangle} \right\} \right] = P_{\text{п}}(t) \tag{3}$$

для всех моментов времени $\tau = t - t_0$, таких, что $t \in [t_0, t_к]$.

Вероятность (3) является вероятностью нахождения выходных и внутренних параметров элементов ЭЕВ в области допустимых значений в произвольный момент времени t.

Задавшись наименьшим возможным значением вероятности (1), равным γ, можно определить значение γ-процентной наработки до отказа T_γ из уравнения

$$P\left[\hat{y}_{\langle m \rangle}\left(T_\gamma, \hat{x}_{\langle n \rangle}\right) \in \left\{ \hat{y}^{\partial}_{\langle m \rangle} \right\} \right] = \frac{\gamma}{100}.$$

Таким образом, для определения выбранных показателей безотказности и готовности необходимо определить ВБР ЭЕВ.

Известные методы определения ВБР конкретных ЭЕВ предполагают либо знание плотности распределения одного выходного параметра или совместной плотности распределения нескольких выходных параметров, либо совместной плотности распределения внутренних параметров ЭЕВ [3], либо интенсивности ее отказов.

В большинстве случаев при определении аналитического выражения плотности вероятности распределения выходного параметра на внутренние параметры и их законы распределения накладываются жесткие ограничения, искажающие картину реально протекающих в ЭЕВ процессов. Кроме того, знание аналитических выражений дифференциальных законов распределения во времени позволяет вычислить показатели безотказности лишь в простейших случаях из-за сложности получаемых в процессе решений математических соотношений. Нахождение значения ВБР аналитическими методами при наличии многомерных нелинейных нестационарных случайных процессов изменения выходных и внутренних параметров ЭЕВ и изменяющихся случайным образом во времени границах области допустимых значений этих параметров является, по существу, неразрешимой задачей.

Существует ряд методов приближенной оценки ВБР. Однако методы, позволяющие избежать вычислительных трудностей, имеют весьма ограниченную применимость по ряду причин. Во-первых, они применимы лишь для ЭЕВ, имеющих линейные или близкие к ним зависимости выходных параметров от внутренних $y_{\langle m\rangle} = F_{\langle m\rangle}\left(x_{\langle n\rangle}\right)$, и не пригодны в случае существенно нелинейных выходных параметров ЭЕВ. Во-вторых, при использовании этих методов приходится выбирать ограниченное число выходных параметров, в наибольшей степени влияющих на состояние и надежность ЭЕВ. В-третьих, при применении этих методов получают, как правило, не оценку показателя выбранной характеристики, а только ее границу.

В связи с вышеизложенным представляется целесообразным использовать для определения показателей безотказности численные методы, основанные на методе статистических испытаний математических моделей выходных параметров ЭЕВ [1–3, 7, 8].

При каждом фиксированном значении аргументов t и $x_{\langle n\rangle}$ набор выходных параметров $y_i\left(t, x_{\langle n\rangle}\right), \quad i = 1(1)m$ является совокупностью случайных величин, наиболее полной вероятной характеристикой которых является интегральный закон их совместного распределения вероятностей, выражающий вероятность $P\left(t, x_{\langle n\rangle}\right)$ того, что значения случайных величин будут располагаться одновременно слева от заданных неслучайных границ $y_{i\max}(t)$ или $y_{i\min}(t)$:

$$P_{t,x_{\langle n\rangle}}\left[y_i\left(t, x_{\langle n\rangle}\right) \le y_{i\max}(t); i = 1(1)m\right] = F_в;$$

$$P_{t,x_{\langle n\rangle}}\left[y_i\left(t, x_{\langle n\rangle}\right) \le y_{i\min}(t); i = 1(1)m\right] = F_н.$$

Вероятность нахождения выходных параметров в m-мерном гиперпараллелепипеде, определяющем область $\left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}$ в момент времени t при заданных значениях компонент вектора внутренних параметров $x_{\langle n\rangle}$, находят как

$$P\left[y_{\langle m\rangle}\left(t, \hat{x}_{\langle n\rangle}\right) \in \left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}\right] = F_в - F_н.$$

Рассмотрим характеристическую функцию точки

$$y_{\langle m\rangle q}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right) = \left\langle y_{1q}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right), ..., y_{mq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right)\right\rangle,$$

где $y_{iq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right)$ – значение i-го выходного параметра, полученного в результате подстановки в его математическую модель значений внутренних параметров, определенных в результате q-го статистического испытания.

Каждое статистическое испытание заключается в определении значения параметра при помощи датчика случайных чисел с распределением, соответствующим распределению па-

раметра, известного из нормативно-технической литературы, справочников, статей или определенного экспериментально.

Характеристическая функция имеет вид [4]

$$\chi_q = \prod_{i=1}^{m} \frac{1}{2}\left[1 - \frac{y_{iq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right) - y_{\text{гр}i}(t)}{\left|y_{iq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right) - y_{\text{гр}i}(t)\right|}\right], \tag{4}$$

где $y_{\text{гр}i}(t)$ равна $y_{i\max}(t)$ или $y_{i\min}(t)$.

Если хотя бы для одного из m выходных параметров не выполняется условие

$$y_{iq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right) \le y_{\text{гр}i}(t),$$

то характеристическая функция обращается в ноль.

Математическое ожидание функции (4) является функцией множества $\left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}$ и составит

$$M[\chi] = 1 \cdot P\left[\hat{y}_i\left(t, x_{\langle n\rangle}\right) \le y_{гpi}(t), i = 1(1)m\right] + 0 \cdot P\left[\hat{y}_i\left(t, x_{\langle n\rangle}\right) > y_{гpi}(t), i = 1(1)m\right] = F\left[y_{\langle m\rangle гр}(t)\right], \tag{5}$$

где F – вероятность того, что значения случайных величин $\hat{y}_i\left(t, \hat{x}_{\langle n\rangle}\right)$ будут меньше граничного значения $y_{\text{гр}i}(t)$ для всех $i = 1(1)m$. Из анализа формулы (5) следует, что функция множества $M[\chi]$ является интегральным законом распределения. Эта функция обладает всеми свойствами меры множества: неотрицательностью, счетной аддитивностью и нормированностью, если множество $\left\{y_{\langle m\rangle \text{гр}}\right\} \subset \left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}$ пусто. Зависимость (5) сводит задачу вычисления интегральных законов распределения к более простой задаче вычисления математических ожиданий от характеристических функций точек.

Проведя значительное число N статистических испытаний, в ходе каждого из которых определяется значение j-го внутреннего параметра $x_{jq}, j = 1(1)n, q = 1(1)N$ в соответствии с его законом распределения, вычисляем математическое ожидание

$$M[\chi] = \frac{1}{N}\sum_{q=1}^{N} \chi_q. \tag{6}$$

Для учета ограничений, накладываемых на внутренние параметры, представим характеристическую функцию в виде

$$\chi'_q = \prod_{j=1}^{n} \frac{1}{2}\left[1 - \frac{x_{jq}(t) - x_{\text{гр}j}(t)}{\left|x_{jq}(t) - x_{\text{гр}j}(t)\right|}\right]\chi_q, \tag{7}$$

где χ_q определяют по формуле (6).

Подставляя в выражения (4) и (7) граничные значения выходных и внутренних параметров $y_{i\min}(t)$, $y_{i\max}(t)$, $x_{j\min}(t)$, $x_{j\max}(t)$ для момента времени t, вычисляем математические ожидания характеристических функций χ и χ'. Тогда

$$I_1\left(x_{\langle n\rangle}\right) = -\tilde{P}\left[\hat{y}_{\langle m\rangle} \in \left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}\right] = M[\chi_{\min}] - M[\chi_{\max}], \tag{8}$$

$$I_2\left(x_{\langle n\rangle}\right) = -\tilde{P}\left[\hat{y}_{\langle m\rangle} \in \left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\} \cap \hat{x}_{\langle n\rangle} \in \left\{x^{\partial}_{\langle n\rangle}\right\}\right] = M[\chi'_{\min}] - M[\chi'_{\max}]. \tag{9}$$

Если границы областей допустимых значений параметров заданы законами распределения и их вероятностными характеристиками, то при реализации метода статистических испыта-

ний возможно получение реализаций границ допустимой области в каждом *q*-м испытании. Тогда характеристические функции (4) и (7) будут выглядеть следующим образом:

$$\chi_q = \prod_{i=1}^{m} \frac{1}{2}\left[1 - \frac{y_{iq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right) - y_{\text{гр}iq}(t)}{\left|y_{iq}\left(t, x_{\langle n\rangle q}\right) - y_{\text{гр}iq}(t)\right|}\right], \tag{10}$$

$$\chi'_q = \chi_q \prod_{j=1}^{n} \frac{1}{2}\left[1 - \frac{x_{jq}(t) - x_{\text{гр}jq}(t)}{\left|x_{jq}(t) - x_{\text{гр}jq}(t)\right|}\right]. \tag{11}$$

Оценки вероятностей нахождения выходных и внутренних параметров в областях допустимых значений, имеющих случайные границы, будут равны:

$$I_1\left(x_{\langle n\rangle}\right) = -\tilde{P}\left[\hat{y}_{\langle m\rangle} \in \left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}\right] = M[\chi_{\min}] - M[\chi_{\max}], \tag{12}$$

$$I_2\left(x_{\langle n\rangle}\right) = -\tilde{P}\left[\hat{y}_{\langle m\rangle} \in \left\{y^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\} \cap \hat{x}_{\langle n\rangle} \in \left\{x^{\partial}_{\langle n\rangle}\right\}\right] = M[\chi'_{\min}] - M[\chi'_{\max}]. \tag{13}$$

Для всех $t \in (t_0, t_к)$.

Таким образом, выражения (12) и (13) определяются точностью приближения выходных параметров, которые описывают функциями; точностью задания границ областей допустимых значений $y_i(t) = \tilde{y}_i\left(t, x_{\langle n\rangle}\right)$ параметров; адекватностью законов распределения внутренних параметров ЭЕВ, используемых в модели, реальным законам распределения и числом статистических испытаний *N*.

Вопросы точности вычисления результата измерения и построения законов распределения внутренних параметров РЭУ изложены в работах [1, 2], а границы областей допустимых значений предполагаем заданными. Рассмотрим зависимость значения доверительного интервала оценок I_1 и I_2 от числа статистических испытаний *N*.

Если закон распределения оценок (12) и (13) нормальный, то вычисляют эти оценки при помощи выражения (3). Тогда для определения значения доверительного интервала оценки I можно использовать *t*-критерий Стьюдента [5]:

$$\varepsilon = \frac{2t_\alpha S}{\sqrt{N}},$$

где ε – значение доверительного интервала;
N – число статистических испытаний;
t_α – табличное значение критерия для заданного уровня значимости α;
S – оценка среднеквадратического отклонения функций (10) и (11) от вероятности (3).

Так как функции (10), (11) в результате испытаний принимают значения 0 или 1, то

$$S = \sqrt{\frac{(-I)N(1+I)^2}{N-1} + \frac{(1+I)NI^2}{N-1}} = \sqrt{\frac{N}{N-1}(-I)(1+I)},$$

откуда $\varepsilon = \frac{2t_\alpha}{\sqrt{N-1}}\sqrt{(-I)(1+I)}$.

Данный метод вычисления оценок показателей безотказности и готовности ЭЕВ обладает рядом достоинств, к числу которых можно отнести следующие:

– простота вычисления оценок вероятности (12), (13);

– точность оценок вероятности (12), (13), определяемых с учетом зависимости выходных параметров ЭЕВ от внутренних;

– возможность использования известных справочных данных об изменении законов распределения и значений параметров элементов ЭЕВ во времени с целью повышения точности и достоверности оценок показателей надежности;

– необязательность выделения одного или небольшого числа выходных параметров для определения показателей надежности ЭЕВ;

– учет большого числа различных по своей сути выходных параметров при оценке показателей надежности.

Недостатком метода является то, что его реализация требует большого объема вычислений и, соответственно, больших временных затрат.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОМИНАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ ВНУТРЕННИХ ПАРАМЕТРОВ

Номинальные значения внутренних параметров могут быть найдены в процессе решения задачи оптимизации параметров ЭЕВ по критерию надежности. Рассматриваемые показатели надежности вычисляют на основе вероятности (3). Наличие ограничений на внутренние параметры $\hat{x}_{\langle n\rangle} \in \{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\}$ и применение градиентных методов оптимизации обусловливают необходимость включения ограничений в целевую функцию. Поэтому в качестве критериальной функции в дальнейшем будем использовать оценку (13). Поскольку эта оценка не имеет аналитического выражения в виде зависимости $I(x_{\langle n\rangle})$, то значения оценки и ее производных по внутренним параметрам в области $\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\}$ будем вычислять по формулам (6), (11), (13).

Наиболее рациональным для решения задачи является разностный алгоритм оптимизации, реализующий градиентный метод с переменной метрикой [6]. Этот алгоритм позволяет находить оптимальные значения параметров в случае, когда оценка $I(x_{\langle n\rangle})$ не является аналитической зависимостью от внутренних параметров, но вычислима в любой точке области $\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\}$, имеет квадратичную скорость сходимости, является устойчивой, позволяет использовать вместо частных производных $\frac{\partial I}{\partial x_j}$, $j = 1(1)n$ их приближенные значения, вычисляемые методом линейной аппроксимации, не требует обращения гессиана функции $I(x_{\langle n\rangle})$. Недостатком этого метода является то, что он относится к числу методов локальной оптимизации. Следовательно, при его применении весьма важным является вопрос выбора начальной точки $x_{0\langle n\rangle}$, градиентный спуск из которой приводит к глобальному минимуму.

Начальную точку спуска $x_{0\langle n\rangle}$ выбираем следующим образом.

Вычисляем значение характеристической функции (11) в каждой узловой точке области $\{x^{M}_{\langle n\rangle}\}$ и для всех точек, в которых $\chi'_q = 1$, осуществляем расчет I_2 по формуле (13). Если при этом в большинстве узловых точек значение I = -1, то для всех $q = 1(1)n$, где q – номер статистического испытания, значение дисперсии σ_j^2 каждого внутреннего параметра x_j увеличиваем и процесс вычисления I_2 повторяем. Увеличение дисперсии σ_j^2 осуществляем до тех пор, пока не представится возможность выбора

$$W < \prod_{j=1}^{n} S_j$$

точек, в которых I_2 принимает наименьшие значения. Из каждой такой точки проводим градиентные спуски, в результате которых определяем точки оптимума $x^{*}_{l\langle n\rangle}$, $l = 1(1)W$. Решение об окончании локальных поисков принимаем тогда, когда значения всех внутренних параметров на следующем шаге отличаются от значений на предыдущем шаге не более чем

на некоторую величину. Из полученных точек $x^*_{l\langle n\rangle}$, $l = 1(1)W$ методом перебора выбираем точку

$$x^* = \min_l x^*_l,$$

которую и принимаем за точку глобального минимума.

Задача обеспечения максимальной вероятности $P\left(\hat{y}_{\langle m\rangle} \in \left\{\hat{y}^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\} \cap \hat{x}_{\langle n\rangle} \in \left\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\right\}\right)$ при $t = t_0$ рассматривается в литературе как задача создания наибольшего числа годных схем. Сформулируем эту задачу в следующем виде:

$$I_2\left(x^*_{\langle n\rangle}\right) = \min_{\hat{x}_{\langle n\rangle} \in \left\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\right\}} I_2\left(x_{\langle n\rangle}\right), \tag{14}$$

где $I_2\left(x_{\langle n\rangle}\right)$ вычисляется по формуле (13), причем значения характеристической функции χ'_q для всех q статистических испытаний вычисляются при $t = t_0$.

Задача определения номинальных значений для момента времени $t = t_n$, такого, что $t_n \in (t_0, t_к]$, аналогична задаче (14), однако вычисление χ'_q по формуле (11) осуществляется для упрежденного момента времени t_n. При решении этой задачи необходимо помнить, что интервал времени, позволяющий осуществлять прогнозирование параметров с достаточно высокой точностью, ограничен.

Нахождение оптимальной точки $x^*_{\langle n\rangle}$ в соответствии с выражением (14) позволяет осуществить обоснованный выбор таких значений параметров x_j, $j = 1(1)n$, при которых $P_{\text{п}}(t)$, $K_{\text{г}}(t)$ и $K_{\text{ог}}(t)$ принимают свои наибольшие значения.

Задача оптимального выбора параметров элементов ЭЕВ для обеспечения наибольшей гамма-процентной наработки до отказа является задачей обеспечения наибольшей длительности функционирования ЭЕВ при заданной вероятности нахождения его выходных и внутренних параметров в областях допустимых значений. Сформулируем эту задачу следующим образом: найти такие значения внутренних параметров ЭЕВ $x^*_{\langle n\rangle}$, которые обеспечили бы наибольшее время T_γ нахождения выходных и внутренних параметров в областях $\left\{\hat{y}^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}$ и $\left\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\right\}$ соответственно с заданной вероятностью $\gamma_з$:

$$T_\gamma = \max_{\hat{x}_{\langle n\rangle} \in \left\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\right\}} \min_{\hat{y}_{\langle m\rangle} \in \left\{\hat{y}^{\partial}_{\langle m\rangle}\right\}} t\left(x_{\langle n\rangle}, y_{\langle m\rangle}, \gamma_з\right). \tag{15}$$

Здесь $t\left(x_{\langle n\rangle}, y_{\langle m\rangle}, \gamma_з\right)$ – зависимость времени нахождения параметров ЭЕВ в допустимых областях от значений выходных и внутренних параметров в начальный момент времени и значения $\gamma_з$, где $\gamma_з = \dfrac{\gamma}{100}$ – заданное значение наименьшей вероятности нахождения параметров ЭЕВ в пределах допуска, а γ – величина $\gamma_з$, выраженная в процентах. Задачу (15) в детерминированной постановке (при $\gamma_з = 1$) можно решить одним из численных методов, определив систему уравнений

$$t_i = t_i\left(x_{\langle n\rangle}, y_i\right), \quad i = 1(1)m. \tag{16}$$

Однако нахождение функций t_i является не всегда возможным, и, кроме того, при решении системы уравнений (16) не учитывается стохастический характер внутренних парамет-

ров $\hat{x}_j$, $j=1(1)n$. Отсутствие аналитических зависимостей (16) ставится непреодолимой преградой на пути аналитического решения задачи (15). Поэтому целесообразно найти решение эквивалентной задачи отыскания оптимальных номинальных значений вектора внутренних параметров $x_{\langle n\rangle}$ и времени t, доставляющих минимум квадрату разности оценки максимальной вероятности нахождения параметров ЭЕВ в областях $\{\hat{y}^{\partial}_{\langle m\rangle}\}$ и $\{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\}$ и заданного значения предельной вероятности $\gamma_з$:

$$I\left(x^*_{\langle n\rangle}, t^*\right) = \min_{t_l \in T} \left[I\left(x^*_{l\langle n\rangle}, t_l\right) + \gamma_з\right]^2, \tag{17}$$

$$I\left(x^*_{l\langle n\rangle}, t_l\right) = \min_{\hat{x}_{\langle n\rangle} \in \{\hat{x}^{\partial}_{\langle n\rangle}\}} I\left(x_{\langle n\rangle}, t_l\right), \tag{18}$$

где интервал T определяется следующим образом:

$$T = \{t | t_l \geq t_0, l = 1,2,...\}.$$

Как видно из выражения (17), эта задача на каждом l-м шаге оптимизации решается в два этапа.

На *первом этапе* решают задачу отыскания оптимальных значений вектора $x_{\langle n\rangle}$ в некоторый момент времени $t = t_l$, $l = 1,2,...$, доставляющих минимальное значение функции $I\left(x_{\langle n\rangle}, t_l\right)$. Результатом решения являются координаты точки $x^*_{l\langle n\rangle}$, обеспечивающие минимум функции $I\left(x_{\langle n\rangle}, t_l\right)$ при $t = t_l$.

На *втором этапе* решают одномерную задачу минимизации (16) по параметру t, $t > t_l$. Для этого используют тот же алгоритм. В качестве показателя оптимальности берут выражение

$$\left[I\left(x^*_{l\langle n\rangle}, t_{l_p}\right) - \gamma_з\right]^2 = \left[\frac{1}{N}\sum_{q=1}^{N} \chi_q\left(x^*_{\langle n\rangle}, t_{l_p}\right) - \gamma_з\right]^2 \tag{19}$$

где t_{l_p} – некоторый момент времени, такой, что $t_l < t_{l_p} \leq t_{l+1}$ на p-м шаге одномерной оптимизации по параметру t, $p = 1,2,...$ на интервале времени (t_l, t_{l+1}).

Оптимизация по t на интервале (t_l, t_{l+1}) производится при фиксированных значениях вектора внутренних параметров $x^*_{l\langle n\rangle}$. Критерием остановки одномерной оптимизации является выполнение условия

$$0 \leq I\left(x^*_{l\langle n\rangle}, t_{l_p}\right) - \gamma_з \leq \varepsilon,$$

где ε – некоторое положительное число.

Результатом решения задачи оптимизации показателя (19) на l-м шаге оптимизации является либо определение искомой наибольшей гамма-процентной наработки до отказа T_γ, либо нахождение очередной исходной точки t_{l+1} для следующего шага оптимизации.

Критерием остановки процесса является выполнение следующего неравенства:

$$t_{l+1} - t_l \leq \xi,$$

где ξ – некоторое положительное число.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод определения номинальных значений внутренних значимых параметров ЭЕВ позволяет на основе алгоритмов вычисления вероятности нахождения выходных параметров в заданных пределах, прогнозирования состояния и надежности, многомерной оптимизации выполнять следующее:

– находить с достаточной точностью такие показатели надежности, как вероятность безотказной работы ЭЕВ, коэффициент готовности и коэффициент оперативной готовности в любые моменты времени, лежащие внутри интервала прогнозирования, а также значение гамма-процентной наработки до отказа;

– вычислять оптимальные по избранным критериям безотказности, готовности номинальные значения внутренних параметров;

– определять такие пределы регулирования внутренних параметров, которые обеспечивают достаточное изменение значений этих параметров, позволяющее повышать ЭТХ на этапе эксплуатации.

Алгоритм оптимизации дает возможность находить оптимальные значения внутренних параметров при отсутствии аналитических выражений, связывающих выходные параметры с показателями надежности. Для вычисления показателей надежности используются математические ожидания характеристических функций (13). В основе алгоритма оптимизации, имеющего квадратичную скорость сходимости, лежит градиентный метод. Величины шагов дифференцирования и оптимизации выбираются оптимальными по избранному критерию.

Алгоритм оптимизации является алгоритмом глобальной оптимизации, что позволяет в качестве математических моделей выходных параметров использовать полиномиальные зависимости выходных параметров ЭЕВ от внутренних. Алгоритм не требует выделения только одного наиболее важного параметра среди выходных, он может учитывать любое количество выходных параметров. Использование алгоритма позволяет решать задачу выбора параметров, оптимального по критерию надежности, при наличии ограничений на внутренние и выходные параметры.

Список использованных источников

1. *Дорохов А. Н., Ефремов В. А., Швед А. С.* Полиномиальная модель технического состояния эталона единицы величины // Вестник метролога. – 2022. – № 3. – С. 7–11.

2. *Дорохов А. Н., Емельянов Д. В.* Модель технического состояния при хранении эталона единицы величины // Вестник метролога. – 2024. – № 1. – С. 27–31.

3. Обеспечение надежности сложных технических систем : учебник / А. Н. Миронов [и др.]. – 3-е изд., стер. – СПб. : Лань, 2017. – 352 с.

4. *Чернецкий В. И.* Анализ точности нелинейных систем управления. – М. : Машиностроение, 1968. – 247 с.

5. Метрология / А. Н. Кравцов [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2022. – 326 с.

6. *Stewart G.W.* A modification of Davidon’s minimization methods // Comput. Journal. – 1969. – Vol. 12, № 1. – P. 72–83.

7. *Козеев В. А.* Повышение безотказности и точности нелинейных систем управления. – Л. : Энергоиздат, Ленинградское отд-ние, 1985. – 126 с.

8. Методологические основы испытаний сложных технических систем / В. В. Васильев [и др.]; под ред. А. Ю. Потюпкина. – М. : ВА РВСН, 2012. – 245 с.

В. М. Дудин;
С. Г. Хлебников,
кандидат военных наук, доцент;
А. С. Шавин,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ВЕКТОРА ПОЛОЖЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ИЗМЕРЕНИЙ УГЛОВЫХ КООРДИНАТ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ-ОРИЕНТИРОВ

Представлена методика оценивания вектора положения геостационарного космического аппарата для решения задачи автономной астронавигации. Методика оценивания вектора положения включает в себя этапы: распознавание звезд и вычисление параметров ориентации бортового оптико-электронного средства; распознавание космических объектов, параметры движения которых известны на момент съемки; оценивание вектора положения и его ковариационной матрицы.

Ключевые слова: геостационарный космический аппарат, астронавигация, кватернион ориентации, оценка вектора положения, ковариационная матрица.

ВВЕДЕНИЕ

Вследствие особенностей движения космических аппаратов (КА) в геостационарной области космического пространства сформировалась тенденция постоянного повышения требований к точности позиционирования центра масс.

Данная тенденция обусловлена следующими факторами:

– повышением потребительских требований к качеству предоставляемых услуг спутниковыми системами на геостационарной орбите (ГСО);

– необходимостью парирования опасных сближений, вызванных техногенным засорением околоземного космического пространства [1];

– необходимостью обеспечения безопасного удержания нескольких КА в окрестности общей точки стояния на ГСО.

При совершении маневров в области геостационарных и геосинхронных орбит требуется продолжительная непрерывная навигация.

Традиционная схема обработки одновременных измерений с более чем четырех навигационных космических аппаратов (НКА) на ГСО является проблематичной из-за малого количества одновременно видимых навигационных спутников [2]. Глобальные навигационные спутниковые системы не обеспечивают неразрывное навигационное поле в геостационарной области космического пространства.

Существует подход к решению задачи астронавигации КА, основанный на измерении угловых координат двух опорных звезд и дальности до космического объекта (КО), координаты которого известны [3, 4]. Одна из реализаций данного подхода связана с измерением высоты до поверхности Земли. Данная реализация не применима для высокоорбитальных КА.

В статье предлагается подход к решению задачи автономной астронавигации геостационарного космического аппарата (ГКА), основанный на измерении угловых координат КО-ориентиров, опорные орбиты которых известны с высокой точностью. При этом необходимо одновременное измерение угловых координат двух и более КО-ориентиров на фоне звезд.

Таким образом, актуальной задачей является разработка методики оценивания вектора положения ГКА на основе измерений угловых координат КО-ориентиров. Реализация методики позволит решать задачу навигации ГКА непрерывно и автономно.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Исходными данными для решения задачи оценивания вектора положения ГКА по угловым измерениям КО-ориентиров на фоне звезд являются следующие множества.

1. Множества изображений КО на фоне звезд, сформированных бортовым ОЭС, $\mathbf{Q}=\left[\mathbf{q}_t\right]$ на множестве моментов времени наблюдений T, где $\mathbf{q}_t$ – матрица значений яркости пикселя c,

$$\mathbf{q}_t=\begin{bmatrix} c_{00} & \cdots & c_{0p_x} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ c_{0p_y} & \cdots & c_{p_xp_y} \end{bmatrix},\ t\in\mathbf{T}.$$

2. Вектор технических характеристик ОЭС $\mathbf{H}=\left[\, f, l_{px}, l_{py}, p_x, p_y, \sigma_\alpha^2, \sigma_\beta^2, m_c \right]$ где m_c – проницающая способность оптико-электронного средства (ОЭС), f – фокусное расстояние оптической системы, l_{px}, l_{py} – линейные размеры пикселя матрицы прибора с зарядовой связью (ПЗС) ОЭС, p_x – число пикселей в строке матрицы ПЗС ОЭС, p_y – число строк матрицы ПЗС ОЭС, $\sigma^2\alpha, \sigma^2\beta$ – дисперсии измеряемых азимута и угла места КО.

3. Множество звезд $\mathbf{S}=\left[\mathbf{s}_i\right],\ i\in\left[1, I\right]$, где I – число звезд в загруженном бортовом каталоге, $\mathbf{s}$ – орт, определяющий направление на звезду из бортового каталога в инерциальной системе координат (ИСК).

4. Множество КО-ориентиров, доступных для астрономических наблюдений, параметры движения которых известны на момент времени формирования изображений, $\boldsymbol{\theta}_t^{\text{ко}}=\left[x_{\text{ко}}, y_{\text{ко}}, z_{\text{ко}}\right]$, где $x_{\text{ко}}, y_{\text{ко}}, z_{\text{ко}}$ – координаты центра масс КО-ориентира.

Требуется оценить:

1) вектор положения ГКА в заданной точке пространства для момента времени $t=k$ [5]:

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}(k)=\left[\hat{x}(k)\ \vdots\ \hat{y}(k)\ \vdots\ \hat{z}(k)\right]^{\mathrm{T}}, \qquad (1)$$

где $\hat{x}(k), \hat{y}(k), \hat{z}(k)$ – оценки координат центра масс ГКА в ИСК;

2) случайные составляющие погрешностей оценок координат центра масс ГКА, характеризующиеся ковариационной матрицей вида [6, 7]

$$\boldsymbol{\gamma}_{\hat{\boldsymbol{\theta}}}(k)=\begin{vmatrix} \sigma_{\hat{x}}^2(k) & \operatorname{cov}\left(\hat{x}(k),\hat{y}(k)\right) & \operatorname{cov}\left(\hat{x}(k),\hat{z}(k)\right) \\ \operatorname{cov}\left(\hat{y}(k),\hat{x}(k)\right) & \sigma_{\hat{y}}^2(k) & \operatorname{cov}\left(\hat{y}(k),\hat{z}(k)\right) \\ \operatorname{cov}\left(\hat{z}(k),\hat{x}(k)\right) & \operatorname{cov}\left(\hat{z}(k),\hat{y}(k)\right) & \sigma_{\hat{z}}^2(k) \end{vmatrix}, \qquad (2)$$

где $\sigma_{\hat{x}}^2(k), \sigma_{\hat{y}}^2(k), \sigma_{\hat{z}}^2(k)$ – дисперсии оценок координат центра масс ГКА;

3) показатель точности позиционирования ГКА – среднеквадратичное отклонение координат центра масс ГКА $\sigma(k)=\sqrt{\sigma_{\hat{x}}^2(k)+\sigma_{\hat{y}}^2(k)+\sigma_{\hat{z}}^2(k)}$.

ОПИСАНИЕ МЕТОДИКИ

Содержание методики заключается в последовательном выполнении этапов распознавания звезд и вычисления параметров ориентации бортового ОЭС, распознавания космических объектов, параметры движения которых известны на момент съемки, оценивания вектора положения и его ковариационной матрицы.

1. Распознавание звезд на изображении алгоритмом плоских треугольников.

Сущность алгоритма заключается в следующем [8, 9].

1.1. Определение на изображении координат центров равноскоростных КО: $B_k^3 = \{b_m^3\}, b_m^3 = (x_m, y_m), B_k^3 \supset B^3$.

1.2. Распознавание звезд с использованием алгоритма плоских треугольников. Выбор очередной тройки звезд $b_m^3 \in B_k^3$ на изображении $\mathbf{q_t}$.

1.3. Расчет координат единичных векторов направлений на выбранные звезды $\mathbf{b}_m^0 = \left\{ \frac{x_m}{|\mathbf{b}_m|}; \frac{y_m}{|\mathbf{b}_m|}; \frac{f}{|\mathbf{b}_m|} \right\}$, где $|\mathbf{b}_m| = \sqrt{x_m^2 + y_m^2 + f^2}$, где x_m, y_m – экранные координаты предполагаемых звезд.

1.4. Расчет площади треугольника, образуемого концами ортов $\mathbf{b}^0{}_l$: $A_b = \sqrt{p(p-a)(p-b)(p-c)}$, где $p = 0,5(a+b+c), a = \left\|\mathbf{b}_1^0 - \mathbf{b}_2^0\right\|, b = \left\|\mathbf{b}_2^0 - \mathbf{b}_3^0\right\|, c = \left\|\mathbf{b}_1^0 - \mathbf{b}_3^0\right\|$.

1.5. Расчет центрального момента инерции треугольника: $J_b = A(a^2 + b^2 + c^2)/36$.

1.6. Поиск в бортовом каталоге треугольника, образуемого концами ортов из множества **S**, с параметрами A_s, J_s, удовлетворяющими условиям: $A_b - \sigma_A < A_s < A_b + \sigma_A$, $J_b - \sigma_J < J_s < J_b + \sigma_J$, где $\sigma_A = \sum_{m=1}^{3}\left(\frac{\partial A}{\partial x_m}\right)^2 \sigma_x^2 + \sum_{m=1}^{3}\left(\frac{\partial A}{\partial y_m}\right)^2 \sigma_y^2$; $\sigma_J = \sum_{m=1}^{3}\left(\frac{\partial J}{\partial x_m}\right)^2 \sigma_x^2 + \sum_{m=1}^{3}\left(\frac{\partial J}{\partial y_m}\right)^2 \sigma_y^2$, где σ_x, σ_y – среднее квадратическое отклонение (СКО) измерений положения звезд на ПЗС-матрице ОЭС. Далее формируется множество распознанных звезд: $B_p^3 = \{b_{pm}^3\}$.

2. Определение кватерниона ориентации бортового ОЭС методом наименьших квадратов с использованием псевдообратных матриц [10].

Кватернион ориентации является кватернионом перехода из приборной системы координат (ПСК) в инерциальную систему координат (ИСК). Переход из одной системы координат в другую определяется выражением

$$\mathbf{X}_{\text{ИСК}} = \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} \circ \mathbf{X}_{\text{ПСК}} \circ \tilde{\mathbf{Q}}_{\text{ПИ}}, \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} = \begin{bmatrix} Q_0 & Q_x & Q_y & Q_z \end{bmatrix}^T, \tilde{\mathbf{Q}}_{\text{ПИ}} \text{ – сопряженный кватернион [11]}$$

$\mathbf{X}_{\text{ИСК}} = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 0 \\ x_{1\text{ИСК}} & \dots & x_{m\text{ИСК}} \\ y_{1\text{ИСК}} & \dots & y_{m\text{ИСК}} \\ z_{1\text{ИСК}} & \dots & z_{m\text{ИСК}} \end{bmatrix}$ – координаты b_{pm} в ИСК, $\mathbf{X}_{\text{ПСК}} = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 0 \\ x_{1\text{ПСК}} & \dots & x_{m\text{ПСК}} \\ y_{1\text{ПСК}} & \dots & y_{m\text{ПСК}} \\ z_{1\text{ПСК}} & \dots & z_{m\text{ПСК}} \end{bmatrix}$ – координаты b_{pm} в ПСК.

Вычисление кватерниона выполняется по следующему алгоритму.

2.1. Представление $\mathbf{X}_{\text{ИСК}} = \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} \circ \mathbf{X}_{\text{ПСК}} \circ \tilde{\mathbf{Q}}_{\text{ПИ}}$ в виде $\mathbf{X}_{\text{ИСК}} \circ \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} = \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} \circ \mathbf{X}_{\text{ПСК}}$.

2.2. Переход к матричному умножению: $\mathbf{Q}_{\text{ПИ}} \mathbf{X}_{\text{ИСК}}^{\text{Н}} = \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} \mathbf{X}_{\text{ПСК}}^{\text{Н}}$, где

$$\mathbf{X}_{\text{ИСК}}^{\text{Н}} = \begin{bmatrix} x_{h1\text{ИСК}} & \dots & x_{hm\text{ИСК}} \end{bmatrix}, \mathbf{X}_{\text{ПСК}}^{\text{Н}} = \begin{bmatrix} x_{h1\text{ПСК}} & \dots & x_{hm\text{ПСК}} \end{bmatrix}, \text{в котором}$$

$\mathbf{x}_{hm\text{ИСК}} = \begin{bmatrix} 0 & x_{m\text{ИСК}} & y_{m\text{ИСК}} & z_{m\text{ИСК}} \\ -x_{m\text{ИСК}} & 0 & z_{m\text{ИСК}} & -y_{m\text{ИСК}} \\ -y_{m\text{ИСК}} & -z_{m\text{ИСК}} & 0 & x_{m\text{ИСК}} \\ -z_{m\text{ИСК}} & y_{m\text{ИСК}} & -x_{m\text{ИСК}} & 0 \end{bmatrix}$, а $\mathbf{x}_{hm\text{ПСК}} = \begin{bmatrix} 0 & x_{m\text{ПСК}} & y_{m\text{ПСК}} & z_{m\text{ПСК}} \\ -x_{m\text{ПСК}} & 0 & -z_{m\text{ПСК}} & y_{m\text{ПСК}} \\ -y_{m\text{ПСК}} & z_{m\text{ПСК}} & 0 & -x_{m\text{ПСК}} \\ -z_{m\text{ПСК}} & -y_{m\text{ПСК}} & x_{m\text{ПСК}} & 0 \end{bmatrix}$.

2.3. Решение системы линейных уравнений методом наименьших квадратов с использованием псевдообратных матриц $\mathbf{Q}_{\text{ПИ}del} \mathbf{X}_{del}^H = \mathbf{Q}_0 \mathbf{x}_0^H \Rightarrow \mathbf{Q}_{\text{ПИ}del} = \mathbf{Q}_0 (-\mathbf{x}_0^H \mathbf{X}_{del}^{HT})(\mathbf{X}_{del}^H \mathbf{X}_{del}^{HT})^{-1}$, где $\mathbf{Q}_{\text{ПИ}del}$ – кватернион без элемента Q_0, $\mathbf{X}_{del}^{\text{Н}}$ – матрица $\mathbf{X}^{\text{Н}}$ без строки i=1, $\mathbf{x}_0^{\text{Н}}$ – первая строка матрицы $\mathbf{X}^{\text{Н}}$.

3. Идентификация КО-ориентиров на изображении по совокупности координатных и некоординатных признаков [12, 13] при выполнении условия $m_{\text{КО}} < m_c$.

4. Вычисление орта на КО-ориентир в ИСК. Орт является единичным вектором, определяющим направление на КО-ориентир. Начало орта совпадает с центром масс ГКА.

4.1. Преобразование экранных координат центра изображения КО-ориентира $\left(C_{lx}, C_{ly}\right)$ в координаты $\left(C_{ox}, C_{oy}\right)$ системы координат, через начало которой проходит оптическая ось бортового ОЭС (рис. 1).

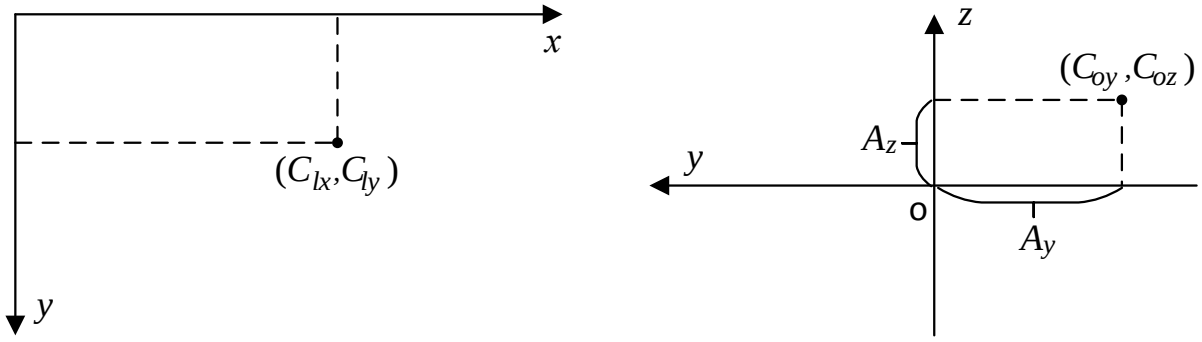


Рис. 1. Преобразование экранных координат

Координаты преобразуются в соответствии с выражением

$$\begin{cases} C_{oy} = 0,5\,p_x - C_{lx}, \\ C_{oz} = 0,5\,p_y - C_{ly}, \end{cases} \tag{3}$$

где p_x p_y – размеры ПЗС матрицы ОЭС в пикселях.

4.2. Определение угловых координат КО-ориентира $\left(A_y, A_z\right)$:

$$\begin{cases} A_z = \operatorname{arctg}\left(\dfrac{C_{oz} l_{py}}{f}\right), \\ A_y = \operatorname{arctg}\left(\dfrac{C_{oy} l_{px}}{f}\right). \end{cases} \tag{4}$$

4.3. Вычисление орта $\mathbf{X}_{i_{\text{ПСК}}} = \left(x_{i_{\text{ПСК}}}, y_{i_{\text{ПСК}}}, z_{i_{\text{ПСК}}}\right), i = \overline{2,n}$ на КО-ориентир в ПСК (где n – количество КО-ориентиров на снимке):

$$\begin{cases} x_{\text{ПСК}} = \cos\left(A_z\right)\cos\left(A_y\right), \\ y_{\text{ПСК}} = \cos\left(A_z\right)\sin\left(A_y\right), \\ z_{\text{ПСК}} = \sin\left(A_z\right); \end{cases} \tag{5}$$

4.4. Вычисление орта $\mathbf{X}_{i_{\text{ИСК}}} = \left(x_{i_{\text{ИСК}}}, y_{i_{\text{ИСК}}}, z_{i_{\text{ИСК}}}\right)$ на КО-ориентир в ИСК через двойное произведение кватернионов: $\mathbf{X}_{\text{ИСК}} = \mathbf{Q}_{\text{ПИ}} \circ \mathbf{X}_{\text{ПСК}} \circ \tilde{\mathbf{Q}}_{\text{ПИ}}$.

5. Вычисление координат центра масс ГКА.

Оценки координат центра масс ГКА в $\hat{x}(k), \hat{y}(k), \hat{z}(k)$ определяются как координаты точки пересечения двух линий от КО-ориентира до ГКА с использованием системы параметрических уравнений прямой [5]:

$$\begin{cases} x_{\text{КО}i}(k)+l_i(k)\,p_i=\hat{x}(k), \\ y_{\text{КО}i}(k)+m_i(k)\,p_i=\hat{y}(k), \\ z_{\text{КО}i}(k)+n_i(k)\,p_i=\hat{z}(k), \end{cases} \tag{6}$$

где $x_{\text{КО}i}, y_{\text{КО}i}, z_{\text{КО}i}$ – координаты i-го КО-ориентира;

$l_i(k), m_i(k), n_i(k)$ – направляющие косинусы линий визирования от i-го КО-ориентира до ГКА $l_i(k)=-x_{i_{\text{иск}}}, m_i(k)=-y_{i_{\text{иск}}}, n_i(k)=-z_{i_{\text{иск}}}$;

p_i – параметр уравнения прямой.

6. Вычисление ковариационной матрицы вектора оценок положения КА.

Ковариационная матрица оценки вектора положения ГКА $\left(\hat{\boldsymbol{\theta}}_{ij}(k)\right)$ рассчитывается с использованием следующего выражения:

$$\boldsymbol{\gamma}_{\hat{\boldsymbol{\theta}}}(k)=\left(\mathbf{H}^{\mathrm{T}}(k)\cdot\mathbf{P}\cdot\mathbf{H}(k)\right)^{-1}, \tag{7}$$

где $\mathbf{P}$ – весовая матрица вида [6, 7]

$$\mathbf{P}_{2n\times 2n}=\begin{vmatrix} \frac{1}{\sigma_\alpha^2} & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_\beta^2} & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \frac{1}{\sigma_\beta^2} & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & \frac{1}{\sigma_\beta^2} \end{vmatrix}. \tag{8}$$

В формуле (7) $\mathbf{H}(k)$ – матрица частных производных вида

$$\mathbf{H}_i(k)=\begin{vmatrix} \frac{d}{dx_1}f_1(x_1,y_1,z_1) & \frac{d}{dy_1}f_1(x_1,y_1,z_1) & \frac{d}{dz_1}f_1(x_1,y_1,z_1) \\ \frac{d}{dx_1}f_2(x_1,y_1,z_1) & \frac{d}{dy_1}f_2(x_1,y_1,z_1) & \frac{d}{dz_1}f_2(x_1,y_1,z_1) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{d}{dx_n}f_1(x_n,y_n,z_n) & \frac{d}{dy_n}f_1(x_n,y_n,z_n) & \frac{d}{dz_n}f_1(x_n,y_n,z_n) \\ \frac{d}{dx_n}f_2(x_n,y_n,z_n) & \frac{d}{dy_n}f_2(x_n,y_n,z_n) & \frac{d}{dz_n}f_2(x_n,y_n,z_n) \end{vmatrix}, \tag{9}$$

где $f_1(x_i,y_i,z_i)=-\arg\tan\left(\frac{x_i}{z_i}\right)$ – функция азимута линии визирования от КО-ориентира до ГКА, $f_2(x_i,y_i,z_i)=\arg\tan\left(\frac{y_i}{\sqrt{x_i^2+z_i^2}}\right)$ – функция угла места линии визирования от КО-ориентира до ГКА, $x_i=\hat{x}(k)-x_{\text{КО}i}(k)$, $y_i=\hat{y}(k)-y_{\text{КО}i}(k)$, $z_i=\hat{z}(k)-z_{\text{КО}i}(k)$.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИКИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ АСТРОНАВИГАЦИИ

Апробация разработанной методики осуществлена на основе математического моделирования оценивания вектора положения ГКА и его ковариационной матрицы. В качестве КО-ориентиров в модели рассмотрены НКА, параметры орбит которых достаточно стабильны и могут храниться в бортовой системе управления движением ГКА. Параметры орбит КА представлены в табл. 1.

Таблица 1

Орбитальные параметры КА

КА	Наклонение (градусы)	Долгота восходящего узла (градусы)	Эксцентриситет	Большая полуось (км)	Аргумент перицентра (градусы)	Средняя аномалия (градусы)
НКА1	64,2987	214,4360	0,0011	25508,05376	260,2180	99,6467
НКА2	65,2393	95,5056	0,00072	25508,01255	216,4995	143,5258
НКА3	64,0832	213,9029	0,00096	25508,05655	241,2481	118,6444
НКА4	64,6367	337,1490	0,0012	25508,03022	273,3748	86,5385
НКА5	65,2255	95,39	0,00114	25508,04362	249,7554	110,1982
ГКА	13,6467	352,6295	0,0025	42165,39185	77,3463	307,5968

Орбиты движения ГКА и КО-ориентиров представлены на рис. 2.

Изображение, сформированное бортовым ОЭС ГКА, в поле зрения которого находятся КО-ориентиры на фоне звезд, представлено на рис. 3.

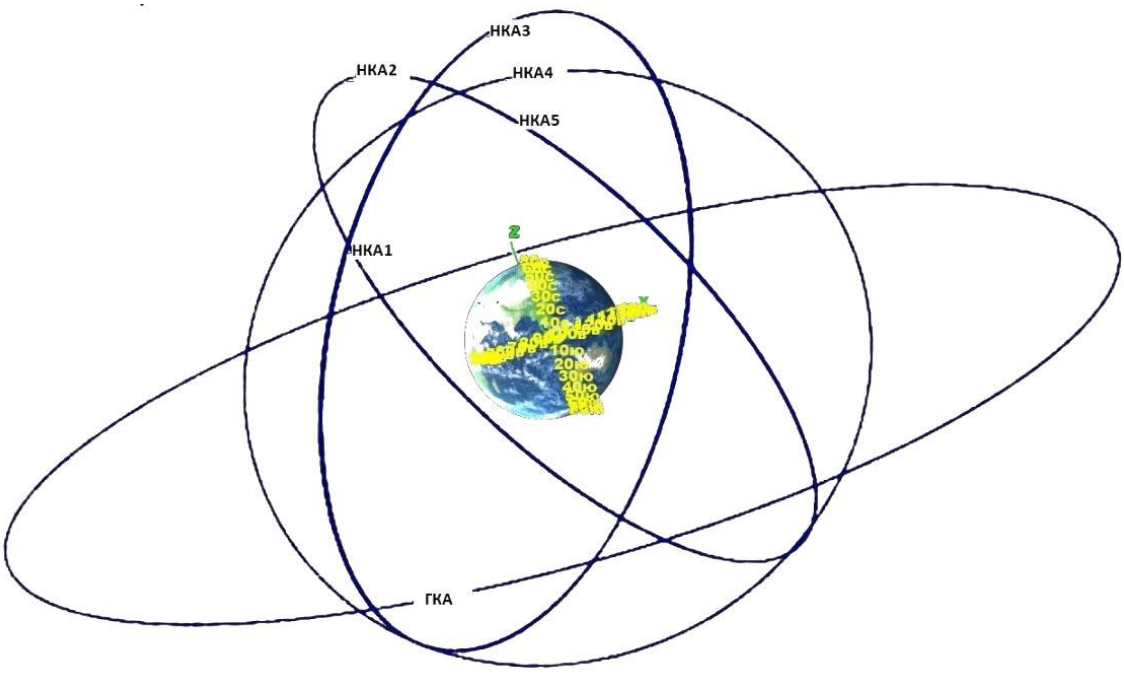


Рис. 2. Орбиты движения ГКА и КО-ориентиров

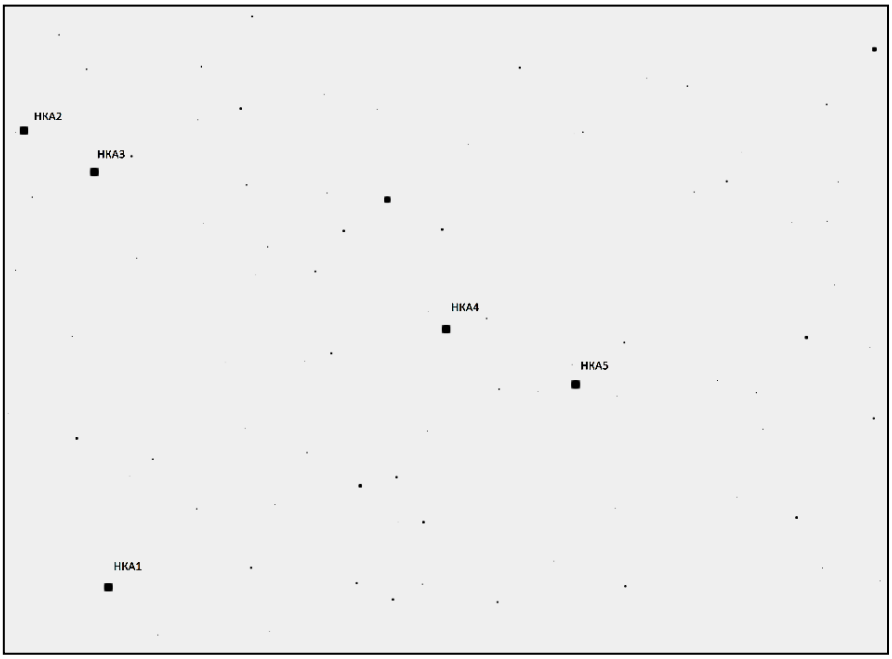


Рис. 3. Изображение КО-ориентиров на фоне звезд

Средние значения СКО координат центра масс ГКА, вычисленные на выборке из 415 измерений с различными значениями инструментальных погрешностей бортового ОЭС, представлены в табл. 2.

Таблица 2

Значения показателя точности позиционирования ГКА

$\sigma_\alpha = \sigma_\beta$ (угл. сек)	1	5	10	15	20	25
$\sigma_{ср}$, (м)	379,19	1895,96	3791,92	5687,88	7583,84	9479,80

По результатам моделирования было сформировано 415 измерений с шагом 1 с. В схемах моделируемых измерений задействован один ГКА и пять КО-ориентиров. Их взаимное расположение характеризуется следующими параметрами: средней дальностью до КО-ориентиров 29383150,55 м, минимальной измерительной базой (расстояние между КО-ориентирами) 10000000 м, максимальной измерительной базой 37000000 м.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика оценивания вектора положения ГКА на основе измерений угловых координат КО-ориентиров на фоне звезд. Прикладная значимость разработанной методики заключается в том, что задача навигации ГКА решается непрерывно и автономно, без использования информации от сторонних источников, например от навигационных спутников и наземных командно-измерительных средств.

Методика предназначена для реализации в системе ориентации и навигации ГКА на базе бортового вычислительного средства и оптико-электронного прибора без использования дальномера (высотомера).

Дальнейшее развитие предложенного подхода будет направлено на оценивание вектора скорости ГКА и повышение точности оценок параметров движения с использованием рекур-

рентных алгоритмов динамической фильтрации измерительной информации, а также на выбор КО-ориентиров, доступных для астронаблюдений бортовым ОЭС, характеризующихся наилучшей точностью эфемерид и образующих предпочтительную схему измерений с точки зрения геометрических потерь точности.

Список использованных источников

1. *Оголев А. В., Морозов С. В.* Анализ засоренности околоземного космического пространства объектами техногенного происхождения и их влияние на функционирование космических аппаратов // Сборник трудов Всероссийской научной конференции «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М. : ИКИ РАН, 2019. – С. 15–19.

2. *Тучин Д. А.* Автономное определение орбиты на борту космического аппарата // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. – 2019. – № 7. – С. 4–36.

3. Автономная навигация космических аппаратов / Г. П. Аншаков [и др.]. – Самара : ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2011. – 486 с.

4. *Голяков А. Д.* Введение в теорию взаимной астронавигации искусственных спутников Земли. – СПб. : ВИККИ им. А. Ф. Можайского, 1992. – 142 с.

5. *Крупский К. А., Радионов Н. В.* Методика оценивания параметров движения объекта испытаний на конечном участке траектории полета // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 657. – С. 83–89.

6. *Буренок В. М., Найденов В. Г., Поляков В. И.* Математические методы и модели в теории информационно-измерительных систем. – М. : Машиностроение, 2011. – 336 с.

7. *Шмыголь С. С.* Определение и прогнозирование движения центра масс летательного аппарата по результатам траекторных измерений. – МО СССР, 1969. – 121 с.

8. *Гайворонский С. В., Русин Е. В., Цодокова В. В.* Идентификация звезд при определении астрономических координат автоматизированным зенитным телескопом // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2015. – Т. 15, № 1. – С. 22–29.

9. *Чечельницкий А. С., Везарко Д. А., Коптев В. А.* Анализ алгоритмов распознавания датчиком звездной ориентации космического аппарата // Экономика и качество систем связи. – 2022. – № 2. – С. 80–88.

10. *Berthold K. P. Horn* Closed-form solution of absolute orientation using unit quaternions // Optical Society of America. – 1987. – № 4. – P. 629–642.

11. *Бранец В. Н., Шмыглевский И. П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М. : Наука, 1973. – 320 с.

12. *Нестечук А. Н., Шавин А. С., Хлебников С. Г.* Нейросетевая модель идентификации состояния космического объекта по результатам оптических измерений // Оборонный комплекс – научно-техническому прогрессу России. – 2022. – № 1(153). – С. 37–42.

13. *Нестечук А. Н., Крупский К. А., Хлебников С. Г.* Методика классификации состояния космического объекта по результатам оптических измерений с использованием методов машинного обучения // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2022. – № 9-10(171-172). – С. 43–49.

Е. В. Калмыков,
кандидат технических наук;
А. А. Орлов;
В. О. Сайданов,
доктор технических наук, профессор

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ДЕЦЕНТРАЛИЗОВАННОГО ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ ОБЪЕКТА ВОЕННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

В статье представлено решение прикладной задачи по обоснованию состава и алгоритма функционирования системы децентрализованного энергоснабжения объекта военной инфраструктуры. В качестве инструментария используется методология системного моделирования и реализованная на его основе имитационная динамическая модель системы децентрализованного энергоснабжения в программной среде пакета системной динамики *Powersim*.

Ключевые слова: автономный источник энергии, технологическая схема, алгоритм функционирования, имитационная модель, программная реализация, сравнительный анализ.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, объекты военной инфраструктуры (ОВИ) различного назначения находятся в районах страны, не охваченных централизованным энергоснабжением [1]. Поэтому их функционирование в повседневных и боевых условиях обеспечивается локальными системами децентрализованного энергоснабжения (СДЭ) [2].

В настоящее время при проектировании систем энергоснабжения, как централизованных, так и децентрализованных, широкое применение находят математические модели, сочетающие методы оптимизационного и имитационного моделирования [3–6]. Следует отметить, что в большинстве известных моделей отдельно рассматриваются теплоснабжающие и электроснабжающие части крупных централизованных систем энергоснабжения.

Такой подход не является рациональным для СДЭ изолированных потребителей, в том числе и ОВИ, по следующим причинам: во-первых, в состав СДЭ входит небольшое количество автономных источников энергии (АИЭ), в том числе имеющих различную физическую природу; во-вторых, установленная мощность АИЭ соизмерима с мощностью потребителей энергии; в-третьих, в качестве АИЭ рассматриваются электроагрегаты (ЭА) на базе двигателей внутреннего сгорания (ДВС), дооборудованных системами комплексной утилизации теплоты (СКУТ), которые представляют собой электротеплостанции (ЭТС) для совместной выработки электрической энергии и теплоты [7]. Поэтому целесообразно при моделировании применить комплексный подход и рассмотреть все составляющие СДЭ совместно.

Вместе с тем СДЭ ОВИ характеризуются определенным количеством прямых и обратных связей между их функциональными элементами, работающими в условиях трудно предсказуемых внешних факторов [8]. На их эффективность существенно влияет суточная и сезонная динамика покрываемых электрических и тепловых нагрузок, динамика изменения климатических параметров, прежде всего температуры наружного воздуха и скорости ветра, а также динамика взаимных сочетаний всех перечисленных факторов [8].

Учесть динамические характеристики процессов в СДЭ ОВИ позволяют модели системной динамики [9, 10]. В состав модели включаются все основные объекты СДЭ. Далее для каждого объекта определяется множество его возможных состояний **x** (переменные состояний), и устанавливается структура переходов элементов объектов (причинно-следственные связи между состояниями) в виде дополнительных переменных **w**. В результате формируется сеть потоков модели.

Таким образом, модель системной динамики включает в себя [9]:

– дифференциальное уравнение состояний

$$\dot{\boldsymbol{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad (1)$$

где $\mathbf{x}$ – вектор состояний, $\mathbf{x} = (x_1, .., x_m)^{\mathrm{T}}$, ($x_1$, .., x_m – переменные состояния);

$\mathbf{u}$ – вектор входов, $\mathbf{u} = (u_1, .., u_p)^{\mathrm{T}}$;

t – время;

– уравнение выходов моделируемых объектов

$$\mathbf{y} = H(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad (2)$$

где $\mathbf{y}$ – вектор выходов моделируемых объектов, $\mathbf{y} = (y_1, ..., y_q)^{\mathrm{T}}$.

Общей структурной схемой при описании вектора-функции f($\mathbf{x}$, $\mathbf{u}$) станет граф, вершины которого – переменные модели, а дуги – функциональные связи между ними. Согласно работе [9] правые части уравнения (1) отображаются в виде многоярусных графов, не имеющих контуров. Таким образом, формальное описание правых частей уравнений состояний (1) имеет следующий вид:

$$f(\boldsymbol{x}, \mathbf{u}) = \Phi_k\left(\Phi_{\text{k-1}}(\ldots \Phi_1(\Phi_0(\boldsymbol{x}, \mathbf{u}))\ldots)\right), \quad (3)$$

где $\Phi_k : \bigcup_{j=0}^{i} z_j \to z_{j+1}; i = \overline{0,k}$, а z_i является множеством всех переменных модели, определенных на j-м ярусе, причем

$$(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u})^{\boldsymbol{T}} = \boldsymbol{z}_0; \overrightleftarrows \boldsymbol{w} = (\boldsymbol{z}_1, \ldots, \overrightleftarrows \boldsymbol{z}_k)^{\boldsymbol{T}}; \dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{z}_{k+1}\ . \quad (4)$$

Для решения уравнений (1) в работе [9] предлагается одношаговая схема первого порядка, при которой уравнения состояния моделей составляются в форме разностных уравнений вида

$$\mathbf{x}_{t+1} = \mathbf{x}_t + hf(\mathbf{x}_t, \mathbf{u}_t), \quad (5)$$

где h – шаг дискретизации, t = 0, 1, 2, ...

Для разработки системно-динамических моделей используются пакеты прикладных программ *Dynamo*, *Vensim*, *STELLA/iThink*, *AnyLogic*, *Powersim*, *sdCloud* и др. В качестве инструментария для реализации имитационной модели СДЭ ОВИ будем использовать программную среду пакета системной динамики *Powersim* [11, 12].

ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ, ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Целью моделирования является исследование поведения СДЭ ОВИ и протекающих в ней процессов в суточном разрезе времени.

Основными задачами моделирования являются:

1. Определение энергетической эффективности разработанной структуры базовой технологической схемы СДЭ и алгоритма ее функционирования с точки зрения суточной динамики для характерных периодов (наиболее холодных и наиболее теплых суток).

2. Проверка устойчивости разработанной схемы и алгоритма по отношению к вариациям начальных условий и изменению структуры на основе сравнения суточной динамики потребления углеводородного топлива различных вариантов схем и алгоритмов функционирования.

Исходными данными для моделирования являются:

– структура технологической схемы системы энергоснабжения;

– алгоритмы функционирования схемы;

– состав и характеристики функциональных элементов схемы;

– суточные графики изменения электрических и тепловых нагрузок потребителей объекта;

– суточные графики изменения скорости ветра в районе объекта.

Действующий нормативный документ по проектированию электростанций Минобороны РФ [13] предусматривает три варианта построения структур технологических схем СДЭ ОВИ: СДЭ с раздельной выработкой электрической энергии и теплоты, комбинированная СДЭ (электрические и тепловые части связаны через СКУТ ДВС) и поливалентная СДЭ [кроме традиционных АИЭ (ЭА с ДВС+ СКУТ и котельных установок (КУ)], в состав системы входят АИЭ, имеющие различную физическую природу, например энергетические установки (ЭУ), преобразующие нетрадиционные и возобновляемые энергетические ресурсы).

На рис. 1 представлена упрощенная технологическая схема поливалентной СДЭ, разработанная авторами настоящей статьи для проекта реконструкции системы энергоснабжения одного из объектов военной инфраструктуры, расположенного на Арктических островах.

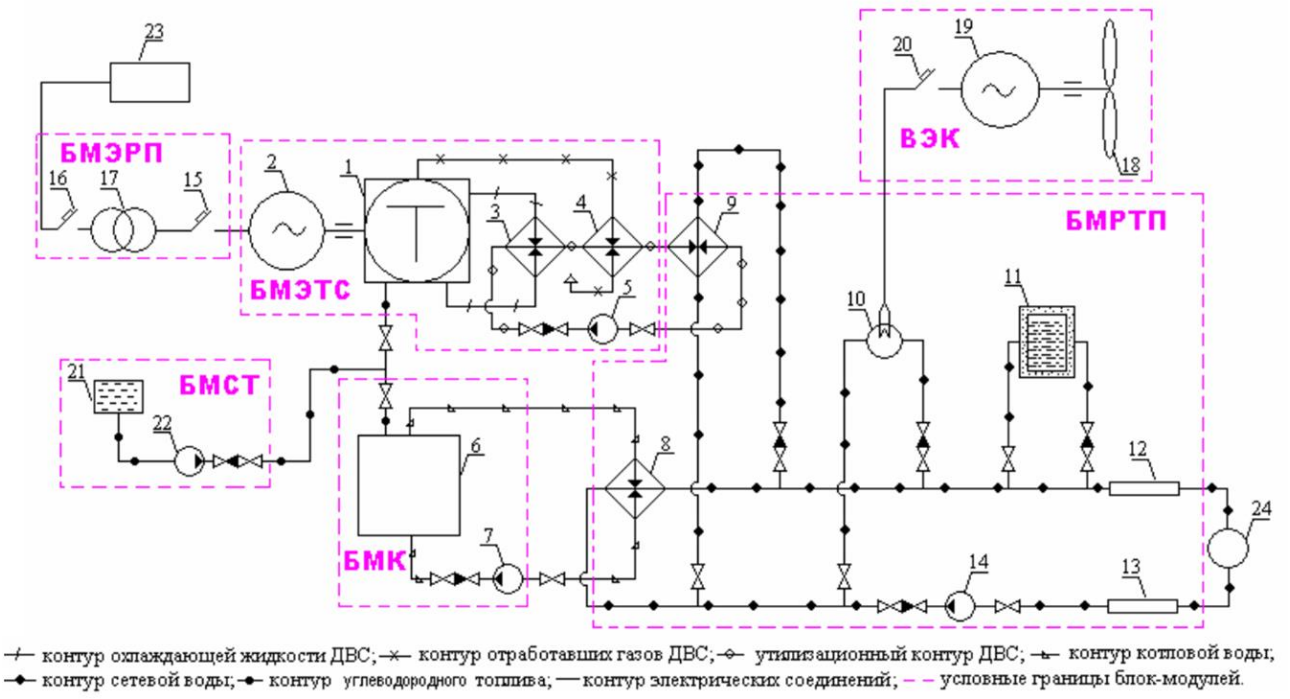


Рис. 1. Принципиальная технологическая схема поливалентной системы децентрализованного энергоснабжения: ВЭК – ветроэнергетический комплекс; БМК – блок-модуль котельная; БМЭТС – блок-модуль электротеплостанция; БМСТ – блок-модуль склад топлива; БМЭРП – блок-модуль электрический распределительный пункт; БМРТП – блок-модуль распределительный тепловой пункт; 1 – ДВС; 2, 19 – электрогенераторы; 3 – утилизатор теплоты охлаждающей жидкости ДВС; 4 – утилизатор теплоты отработавших газов ДВС; 5, 7, 14 – циркуляционные насосы; 6 – котельная установка; 8, 9 – сетевые теплообменники; 10 – электрокотел; 11 – тепловой аккумулятор; 12 – напорный коллектор сетевой воды; 13 – обратный коллектор сетевой воды; 15, 16, 20 – автоматические выключатели; 17 – трансформаторная подстанция; 18 – ветродвигатель; 21 – запас топлива; 22 – топливный насос; 23 – потребители электрической энергии; 24 – потребители теплоты

Система (рис. 1) состоит из шести функциональных блоков: ветроэнергетического комплекса (ВЭК), электротеплостанции (БМЭТС), котельной (БМК), распределительного теплового пункта (БМРТП), электрического распределительного пункта (БМЭРП) и склада топлива (БМСТ).

Ветроэнергетический комплекс – совокупность нескольких ветроэлектрических установок (ВЭУ), имеющих единую систему управления (единый диспетчерский центр). Он предназначен для преобразования механической энергии ветра в электрическую. Блок-модуль ЭТС включает ЭА с ДВС, дооборудованные СКУТ, и предназначен для выработки электрической энергии и теплоты. Блок-модуль котельная (БМК) включает КУ и предназначен для выработки теплоты. Блок-модуль распределительный тепловой пункт предназначен для объединения потоков теплоты, вырабатываемой КУ и СКУТ ДВС, а также получаемой при преобразовании части электрической энергии, вырабатываемой ВЭУ, аккумулирования излишков теплоты и распределения ее по потребителям. Блок-модуль электрический распределительный пункт предназначен для объединения потоков электрической энергии, вырабатываемой всеми источниками, и распределения электрической энергии через соответствующие трансформаторные подстанции по потребителям.

Все функциональные блоки СДЭ связаны между собой семью контурами (контур электрических соединений, контур углеводородного топлива, контуры охлаждающей жидкости и отработавших газов ДВС, утилизационный контур ДВС, контуры сетевой и котловой воды).

Для разработки математической имитационной модели СДЭ преобразуем технологическую схему системы (рис. 1) в структурную, представленную на рис. 2.

Структурная схема поливалентной СДЭ (рис. 2) легко может быть трансформирована в схему комбинированной СДЭ (путем исключения из нее ВЭУ, ЭК и АТ), а также в схему СДЭ с раздельной выработкой электроэнергии и теплоты (путем исключения из нее СКУТ, ВЭУ, ЭК, АТ).

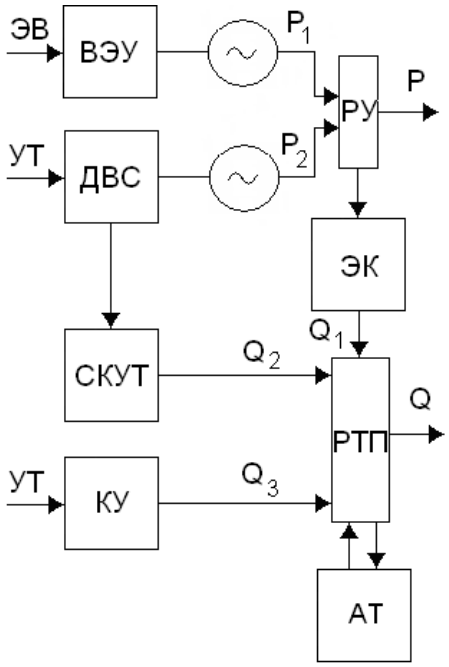


Рис. 2. Структурная схема СДЭ: ДВС – двигатель внутреннего сгорания; КУ – котельная установка; СКУТ – система комплексной утилизации теплоты; ВЭУ – ветроэлектрическая установка; РУ – распределительное устройство; ЭК – электрокотельная; РТП – регулирующий тепловой пункт; АТ – аккумулятор теплоты; УТ – углеводородное топливо; ЭВ – энергия ветра; P – электрическая энергия, поступающая к потребителям; P_1 – электрическая энергия, вырабатываемая ВЭУ; P_2 – электрическая энергия, вырабатываемая генератором с приводом от ДВС; Q – теплота, поступающая к потребителям; Q_1 – теплота, вырабатываемая ЭК; Q_2 – теплота, вырабатываемая СКУТ ДВС; Q_3 – теплота, вырабатываемая КУ

На рис. 3 представлены характерные зимние и летние суточные графики электрической и тепловой нагрузок существующих потребителей объекта военной инфраструктуры, а также суточные графики среднечасовой скорости ветра в районе объекта.

В качестве АИЭ для модели выбраны ЭТС 520/620 на базе дизеля 6ЧН21/21, дооборудованного СКУТ (изготовитель АО «ВДМ», г. Балаково), ветроустановки АВЭ-250 СМ (изготовитель ООО «Ветроэн», г. Москва), котлоагрегаты «Турботерм-800» (изготовитель ООО «РЭМЭКС», г. Москва), электрокотлы КЭН-П-08-120 (изготовитель ООО «Невский», г. Санкт-Петербург).

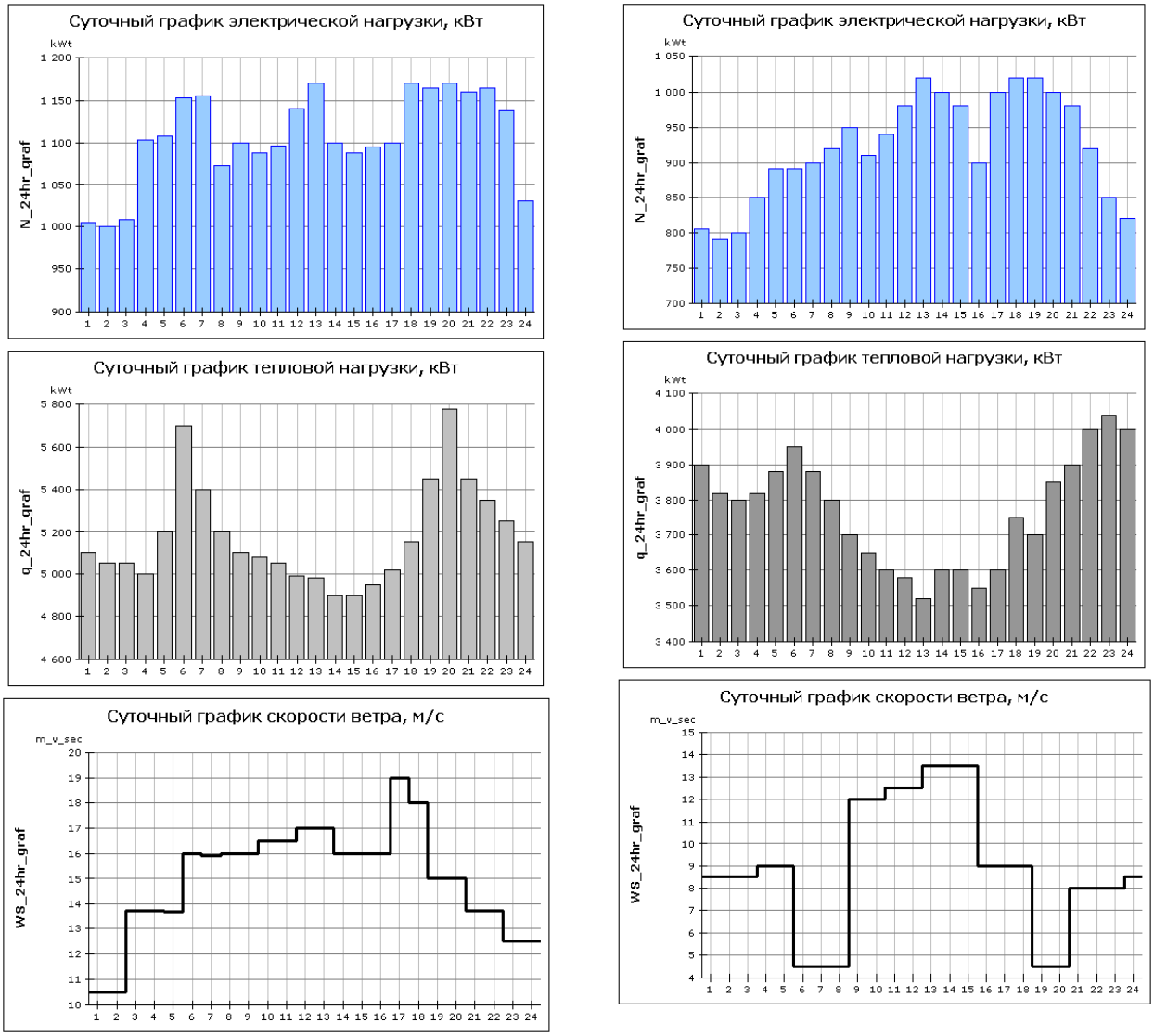


Рис. 3. Характерные суточные графики нагрузок и среднечасовой скорости ветра: а – зима; б – лето

ПОСТРОЕНИЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ

Моделируемая СДЭ может разбиваться на три подсистемы: подсистема производства электрической энергии и теплоты, транспортная подсистема и потребительская подсистема (подсистема спроса).

Производственная подсистема характеризуется отражением в модели существующих и функционирующих технологий выработки электрической энергии и теплоты (ЭТС, КУ, ВЭУ и т. п.), которые адекватно описаны в модели.

Основной чертой подсистемы потребления является адекватное описание спроса, возникающего у реальных потребителей с учетом сезонных и суточных неравномерностей, а также особенностей потребителей электрической энергии и теплоты.

Критериями функционирования системы энергоснабжения являются: обеспеченность спроса, обеспеченность ресурсами (т. е. топливом) автономных источников энергии, эффективность (т. е. минимальные издержки при эксплуатации, в модели рассматривается топлив-

ная составляющая издержек), устойчивость (т. е. возможность перераспределения нагрузок между различными энергоисточниками в случае аварийных ситуаций).

На рис. 4 представлена диаграмма причинно-следственных связей между подсистемами модели (знаковый граф).

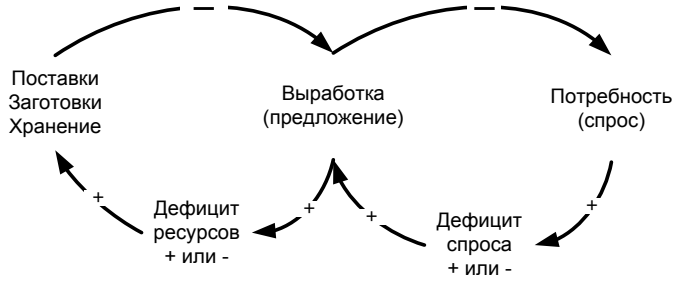


Рис. 4. Знаковый граф причинно-следственных связей

При нормальном функционировании спрос потребителей покрывается выработкой мощности у производителя (дефицит, т. е. разность спроса и выработки равен нулю). Изменение спроса порождает возмущение в отрицательной петле обратной связи. При увеличении спроса дефицит принимает положительное значение и инициирует увеличение выработки, которая вскоре (с технологически обусловленной задержкой) достигает значения, равного спросу. Дефицит исчезает, и возмущение затухает. Рост выработки вызывает дефицит ресурсов (топлива), что инициирует увеличение темпов поставки ресурсов до тех пор, пока потребности в интенсивности поставок не сравняются с интенсивностью выработки.

Проведенный анализ базовой структуры технологической схемы (см. рис. 1, 2) выявил необходимость в 13 главных переменных модели. Взаимное влияние переменных отражено на концептуальной модели (рис. 5), где стрелками показаны функциональные связи переменных. Причем направление показывает, какая переменная на какую влияет (т. е. входит в функцию правой части). Знак «+» на стрелке означает, что влияние однонаправленное (т. е. при увеличении значения первой переменной увеличивается и значение второй), а знак «–» – разнонаправленное (т. е. при увеличении первой переменной значение второй уменьшается).

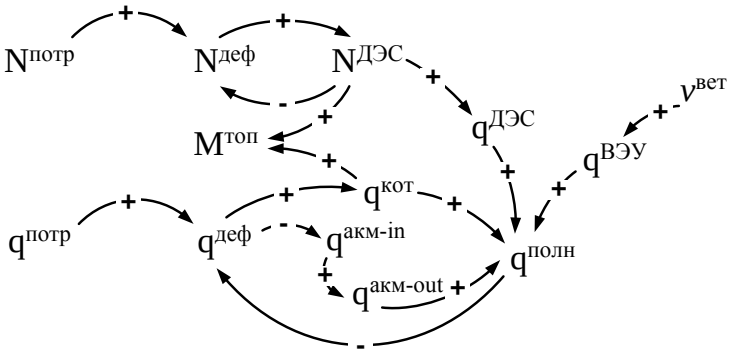


Рис. 5. Концептуальная модель СДЭ:
$N^{потр}$ – потребность в электрической мощности; $q^{потр}$ – потребность в тепловой мощности; $N^{деф}$ – текущий дефицит электрической мощности; $N^{ДЭС}$ – электрическая мощность, вырабатываемая ДЭС (ЭТС); $q^{ДЭС}$ – тепловая мощность, вырабатываемая ЭТС; $M^{топ}$ – расход топлива; $q^{деф}$ – текущий дефицит тепловой мощности; $q^{кот}$ – тепловая мощность, вырабатываемая КУ; $q^{акм\text{-}in}$ – тепловая мощность, накапливаемая аккумулятором теплоты; $q^{акм\text{-}out}$ – тепловая мощность, возвращаемая аккумулятором теплоты; $v^{вет}$ – скорость ветра; $q^{ВЭУ}$ – тепловая мощность, вырабатываемая в ЭК за счет преобразования электрической мощности, вырабатываемой ВЭУ; $q^{полн}$ – полная тепловая мощность, вырабатываемая всеми источниками теплоты в составе СДЭ

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

В соответствии с разработанной концептуальной моделью составим основные уравнения и неравенства математической модели.

Уравнения модели составлены при допущении, что электрические и тепловые нагрузки равномерно распределены между параллельно работающими однотипными источниками энергии.

Для любого момента времени t уравнение баланса электрической мощности в СДЭ будет иметь вид

$$N^{\text{потр}} = N^{\text{ДЭС}} + N^{\text{деф}} . \quad (6)$$

При этом текущая потребность в электрической мощности $N^{\text{потр}}$ является случайной величиной, заданной с помощью динамических рядов электрической нагрузки (см. рис. 3), которые можно интерполировать временной модельной функцией $f_N(t)$. Следовательно,

$$N^{\text{потр}} = f_N(t). \quad (7)$$

Текущая электрическая мощность, вырабатываемая ДЭС (ЭТС) $N^{\text{ДЭС}}$ будет определяться величиной $N^{\text{потр}}$ и алгоритмом функционирования источника электрической энергии.

При алгоритмах функционирования, когда электрическая мощность ДЭС (ЭТС) соответствует текущему спросу электрической мощности согласно графику нагрузок потребителей $N^{\text{ДЭС}} = N^{\text{потр}}$. В этом случае $N^{\text{деф}} = 0$.

При алгоритмах функционирования, когда электрическая мощность ДЭС (ЭТС) $N^{\text{ДЭС}}$ в любой момент времени t не зависит от величины $N^{\text{потр}}$, т. е. когда ЭТС функционирует с постоянной загрузкой, характеризуемой коэффициентом загрузки $к_з$,

$$N^{\text{ДЭС}} = n \cdot к_з \cdot P_{\text{гн}} , \quad (8)$$

где $P_{\text{гн}}$ – номинальная электрическая мощность одной ДЭС (ЭТС);
n – количество рабочих агрегатов.

С учетом особенностей летнего и зимнего графиков нагрузок в модели приняты два значения коэффициента загрузки: $к_з = 0{,}75$ для зимних суток и $к_з = 0{,}65$ для летних, которые выбраны из условия, чтобы в любой момент времени t $N^{\text{ДЭС}} \geq N^{\text{потр}}$.

При этом в моменты времени t, когда $N^{\text{ДЭС}} > N^{\text{потр}}$, имеет место значение $N^{\text{деф}} < 0$ (т. е. имеет место избыток электрической мощности, который согласно алгоритму трансформируется в электрокотельной в теплоту), а когда максимальное значение величины $N^{\text{потр}} = n \cdot к_з \cdot P_{\text{гн}}$, то в эти моменты времени t $N^{\text{деф}} = 0$. Таким образом, рациональный выбор ДЭС (ЭТС) и режима их функционирования ($к_з$) может обеспечить выполнение условия $N^{\text{деф}} \leq 0$ для любого момента времени t.

Кроме того, в модель необходимо ввести неравенство-ограничение, определяющее допустимый диапазон электрической мощности ДЭС (ЭТС):

$$N_{\min} \leq N^{\text{ДЭС}} / n \leq N_{\max} , \quad (9)$$

где $N_{\min}$ – минимально допустимая электрическая мощность одной ДЭС (ЭТС);
$N_{\max}$ – максимально возможная электрическая мощность одной ДЭС (ЭТС).

При этом текущий расход топлива ДЭС (ЭТС) $M_{\text{тДЭС}}$ в момент времени t составит

$$M_{\text{тДЭС}} = \frac{N^{\text{ДЭС}}}{3600 \cdot n \cdot Q_{\text{нр}} \cdot \eta_{\text{ДЭС}}} , \quad (10)$$

где n – число работающих ДЭС (ЭТС);
$Q_{\text{нр}}$ – низшая теплотворная способность топлива;
$\eta_{\text{ДЭС}}$ – электрический КПД ДЭС (ЭТС),

$$\eta_{ДЭС} = f_{\eta}\left(\frac{N^{ДЭС}}{n}\right), \quad (11)$$

где f_{η} – нелинейная функция, отражающая зависимость электрического КПД ДЭС от ее нагрузки. Величина $\eta_{ДЭС}$ в модели задается в виде графика.

Для любого момента времени t уравнение баланса тепловой мощности в энергосистеме будет иметь вид:

$$q^{потр} = q^{полн} + q^{деф}; \quad (12)$$

$$q^{полн} = q^{ДЭС} + q^{кот} + q^{ВЭУ} + q^{акм\text{-}out} + q^{акм\text{-}in}; \quad (13)$$

$$q^{ДЭС} = q^{СКУТ}, \quad (14)$$

где $q^{СКУТ}$ – тепловая мощность СКУТ ЭТС, которая определяется соотношением

$$q^{СКУТ} = K_{у} \cdot N^{ДЭС}, \quad (15)$$

где $K_{у}$ – коэффициент утилизации. Величина $K_{у}$ зависит от режима работы ЭТС. На основании проведенных исследований, для модели принимаем: для зимних суток $K_{у} = 1{,}2$ при работе ЭТС с постоянной загрузкой и $K_{у} = 1{,}1$ при работе ЭТС с переменной электрической нагрузкой согласно графику, для летних суток – соответственно $K_{у} = 1{,}15$ и $K_{у} = 1{,}05$. Тогда

$$q^{ВЭУ} = N^{ВЭУ} \cdot \eta_{эк} \cdot \eta_{эс}, \quad (16)$$

где $N^{ВЭУ}$ – электрическая мощность вырабатываемая ВЭУ;

$\eta_{эк}$ и $\eta_{эс}$ – КПД электрокотлов и коэффициент потерь в электрических сетях. Для модели принимаем $\eta_{эк} \cdot \eta_{эс} = 0{,}9$.

Электрическая мощность определяется соотношением

$$N^{ВЭУ} = m \cdot P_{вэун} \cdot f(v^{вет}), \quad (17)$$

где m – число работающих ВЭУ;

$f(v^{вет})$ – рабочая характеристика ВЭУ,

$$f(v^{вет}) = \begin{cases} 0, & v^{вет} < V_0; \\ \left(v^{вет} / V_1\right)^{\rho}, & V_0 \le v^{вет} < V_1; \\ 1, & V_1 \le v^{вет} \le V_2; \\ 0, & v^{вет} > V_2. \end{cases} \quad (18)$$

где V_0 – скорость трогания;

V_1 – номинальная скорость ветра;

V_2 – скорость ветра, при которой ВЭУ выводится из рабочего режима;

ρ – постоянная.

При этом текущая величина скорости ветра $v^{вет}$ является случайной величиной, заданной с помощью динамических рядов (см. рис. 3), которые можно интерполировать временной модельной функцией $f_{v}(t)$, определяемой соотношением

$$v^{вет} = f_{v}(t). \quad (19)$$

Величина $q^{акм\text{-}in}$ будет иметь место только в моменты времени t, когда величина суммы $q^{ВЭУ} + q^{ДЭС}$ превышает величину $q^{потр}$. Следовательно,

$$q^{\text{акм-in}} = (q^{\text{ВЭУ}} + q^{\text{ДЭС}}) - q^{\text{потр}} . \quad (20)$$

Величина $q^{\text{акм-out}}$, наоборот, будет иметь место в моменты времени t, когда $(q^{\text{ВЭУ}} + q^{\text{ДЭС}}) < q^{\text{потр}}$, но вместе с тем ранее аккумулятор уже накопил достаточно теплоты, чтобы при этом соблюдалось условие

$$q^{\text{акм-out}} \le \eta_{\text{ат}} \cdot q^{\text{акм-in}} , \quad (21)$$

где $\eta_{\text{ат}}$ – КПД аккумулятора (коэффициент восстановления теплоты). Для модели принимаем $\eta_{\text{ат}} = 0{,}9$.

В модель также включено неравенство-ограничение на тепловую емкость аккумулятора теплоты:

$$0 \le q^{\text{акм-in}} \le q^{\text{акм}}_{\max} , \quad (22)$$

где $q^{\text{акм}}_{\max}$ – максимальная тепловая емкость аккумулятора теплоты.

Котельная в модели является замыкающим источником теплоты, поэтому

$$q^{\text{кот}} = q^{\text{потр}} - (q^{\text{ДЭС}} + q^{\text{ВЭУ}} + q^{\text{акм-out}}) . \quad (23)$$

Следует отметить, что текущая потребность в теплоте $q^{\text{потр}}$ является случайной величиной, заданной с помощью динамических рядов тепловой нагрузки (см. рис. 3), которые можно интерполировать временной модельной функцией $f_q(t)$. Тогда

$$q^{\text{потр}} = f_q(t) . \quad (24)$$

В модель также включено неравенство-ограничение на теплопроизводительность одного котельного агрегата:

$$Q_{\min} \le q^{\text{кот}} / \ell \le Q_{\max} , \quad (25)$$

где ℓ – количество рабочих котлов;

$Q_{\min}$, $Q_{\max}$ – минимально и максимально возможные теплопроизводительности одного котла.

Текущий расход топлива на котельной $M_{\text{тК}}$ в момент времени t будет составлять

$$M_{\text{тК}} = \frac{q^{\text{кот}}}{3600 \cdot \ell \cdot Q_{\text{нр}} \cdot \eta_K} , \quad (26)$$

где $Q_{\text{нр}}$ – низшая теплотворная способность топлива;

$\eta_{\text{К}}$ – КПД котельной,

$$\eta_{\text{К}} = f_{\eta}\left(\frac{q^{\text{потр}}}{\ell}\right) , \quad (27)$$

где f_{η} – нелинейная функция, отражающая зависимость КПД котельной от ее нагрузки. Величина $\eta_{\text{К}}$ в модели задается в виде графика.

Текущий расход топлива в энергосистеме $M_{\text{т}}$ в момент времени t составит

$$M_{\text{т}} = M_{\text{тК}} + M_{\text{тДЭС}} . \quad (28)$$

ПОСТРОЕНИЕ КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ

Для программной реализации разработанной математической модели СДЭ используем пакет имитационного моделирования *Powersim* [12].

С учетом концептуальной модели СДЭ, представленной на рис. 5, составим таблицу переменных модели (табл. 1).

В табл. 1 представлены наименования и условные обозначения переменных модели и соответствующие им обозначения переменных компьютерной модели для потоковых диаграмм пакета *Powersim* [12].

Таблица 1

Обозначения переменных модели

Наименование	Концептуальная модель	Компьютерная модель
Переключатель использования ВЭУ	-	Eps3
Переключатель использования теплового аккумулятора	-	Eps2
Переключатель стратегии	-	Eps1
Коэффициент эффективной загрузки	$к_З$	K_ef_zag
Коэффициент утилизации	$к_У$	K_utilizaci
Установленная рабочая мощность ДЭС (ЭТС)	$nP_{гн}$	N_des_max
Установленная рабочая мощность котельной	λQ	*q*_kot_max
Установленная рабочая мощность теплового аккумулятора	$q^{акм}_{max}$	*q*_acum_max
Суточный график тепловой нагрузки (почасовой вектор)	$f_q(t)$	*q*_24hr_graf
Суточный график электрической нагрузки (почасовой вектор)	$f_N(t)$	*N*_24hr_graf
Суточный график скорости ветра (почасовой вектор)	$f_v(t)$	WS_24hr_graf
Текущий спрос электрической мощности	$N^{потр}$	*N*_demand
Текущий спрос тепловой мощности	$q^{потр}$	*q*_demand
Зависимость КПД ДЭС от нагрузки (нагрузочный вектор)	f_η	EF_ graf
Зависимость КПД КУ от нагрузки (нагрузочный вектор)	f_η	EF_ kot
Текущая электрическая мощность ЭТС	$N^{ДЭС}$	*N*_des_co
Текущая тепловая мощность котельной	$q^{кот}$	*q*_kot_co
Текущая тепловая мощность ЭТС	$q^{ДЭС}$	*q*_des_co
Текущая совокупная мощность ЭТС (электрическая и тепловая)	$q^{ДЭС} + N^{ДЭС}$	Output_des
Текущая совокупная мощность ЭТС и котельной	$q^{ДЭС} + q^{кот}$	Output
Текущая электрическая мощность ВЭУ	$N^{ВЭУ}$	*N*_wps_co
Текущая тепловая мощность ВЭУ	$q^{ВЭУ}$	*q*_ wps_co
Текущий дефицит тепловой мощности	$q^{деф}$	*q*_deficit
Текущая тепловая мощность, утилизируемая тепловым аккумулятором	$q^{акм\text{-}in}$	*q*_acum_in
Текущая тепловая мощность, отдаваемая тепловым аккумулятором	$q^{акм\text{-}out}$	*q*_acum_out
Текущая совокупная тепловая мощность всех источников	$q^{полн}$	*q*_tco
Текущая мощность потерь теплоты в тепловом аккумуляторе	-	*q*_acum_loss
Текущая доля загрузки КУ	$q^{кот}/\lambda Q$	LP_kot
Текущая доля загрузки ДЭС	$N^{ДЭС}/nP_{гн}$	LP_DES
Текущий часовой расход топлива ДЭС	$M_{тДЭС}$	DFCRate_des
Текущий часовой расход топлива котельной	$M_{тК}$	DFCRate_kot
Текущий общий часовой расход топлива	$M_т$	DFCRate
Суточное потребление топлива ЭТС и котельной	$G_Э$	DFAU
Суточное количество энергии, выработанное ЭТС	$W_{ЭТС} + Q_{ЭТС}$	Energi_out_des
Суточное количество теплоты, выработанное ВЭУ	$Q_{ВЭУ}$	Energi_out_veu
Суточное количество энергии, выработанное ЭТС и котельной	$W_{ЭТС}+Q_{ЭТС}+Q_К$	Energi_out
Суточное количество избыточной теплоты, вырабатываемой ВЭУ, запасаемое в тепловом аккумуляторе (или теряемое без использования аккумулятора)	-	E_acum

Окончание табл. 1

Наименование	Концептуальная модель	Компьютерная модель
Суточное количество избыточной теплоты, вырабатываемой ВЭУ, запасаемое в тепловом аккумуляторе и возвращаемое в контур теплоснабжения	-	E_acum_out
Суточное количество энергии топлива, использованного ЭТС и котельной	-	Energy_fuel

С учетом выбранных переменных составим потоковую диаграмму, отражающую вышеуказанные процессы и взаимосвязи между ними.

На рис. 6 показана общая потоковая диаграмма компьютерной модели СДЭ. Все обозначения переменных на диаграмме соответствуют данным табл. 1.

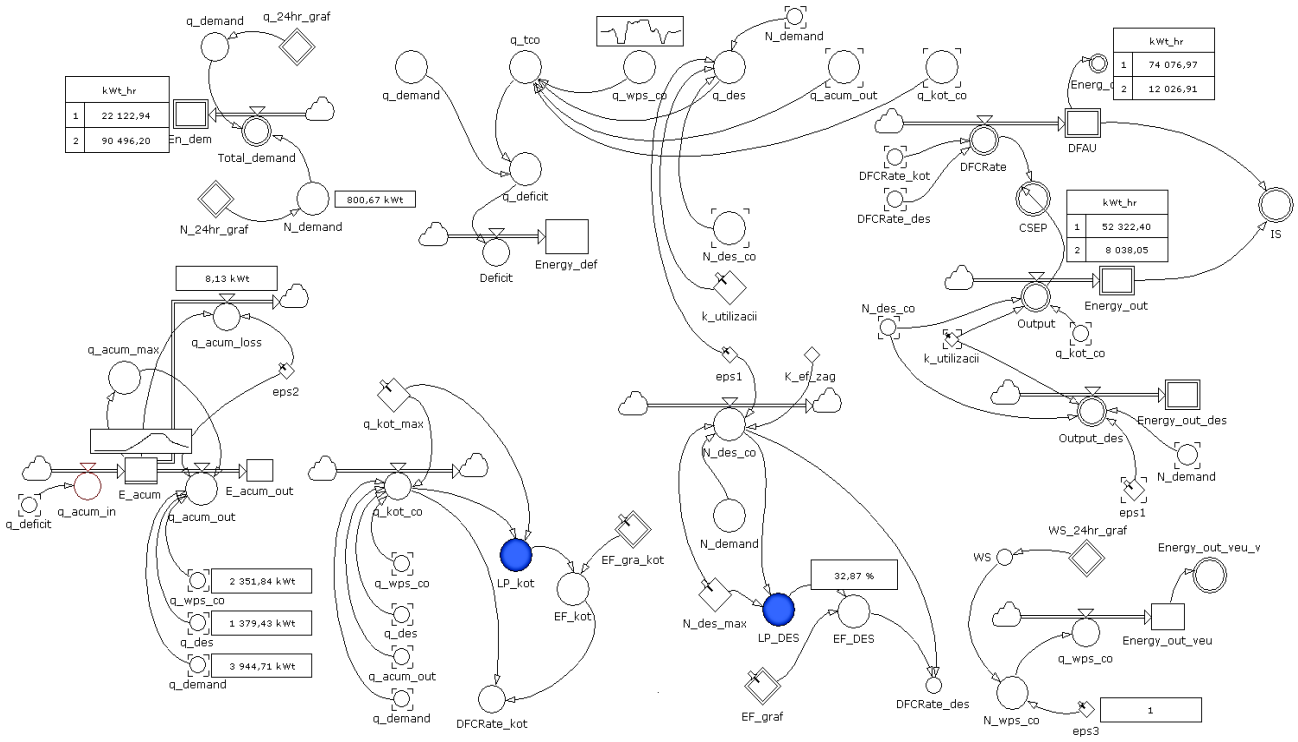


Рис. 6. Компьютерная модель СДЭ

К элементам управления моделью относятся три переключателя (переключатель режимов функционирования ЭТС (ДЭС) «$N_{ДЭС}$ CONST», выключатель теплового аккумулятора «Аккумуляция» и выключатель ВЭУ «Использование ВЭУ») и четыре задатчика параметров (установленной электрической мощности ЭТС «$N_{ДЭС}$», коэффициента утилизации теплоты ЭТС «$k_{утилизации}$», установленной тепловой мощности котельной «$q_{котельной}$» и коэффициента загрузки ЭТС «$k_{загрузки}$»). Каждый переключатель имеет два положения: «Включен» и «Выключен», а задатчики позволяют задавать любые значения соответствующих параметров для проведения имитационных экспериментов.

Временные границы модели определяются временем начала и конца имитации: соответственно 00 часов и 24 часа. В качестве шага имитации (моделирования) принят период времени 10 мин.

ПЛАНИРОВАНИЕ И ПРОВЕДЕНИЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

С использованием имитационной модели проведены вычислительные эксперименты по оценке энергетической эффективности различных технических решений СДЭ объекта военной инфраструктуры в реальных условиях его функционирования.

План проведения вычислительных экспериментов предусматривал моделирование девяти вариантов построения и алгоритмов функционирования СДЭ.

Вариант А. СДЭ с раздельной выработкой электрической энергии и теплоты. Алгоритм функционирования: электрическая нагрузка покрывается ДЭС, тепловая – КУ.

Вариант Б1. Комбинированная СДЭ. Алгоритм функционирования: электрическая нагрузка покрывается ДЭС (электрическая мощность ДЭС соответствует текущему спросу электрической мощности согласно графику нагрузок потребителей объекта), тепловая – СКУТ ДВС и КУ.

Вариант Б2. Комбинированная СДЭ. Алгоритм функционирования: электрическая нагрузка покрывается ДЭС (ДЭС работает с постоянной оптимальной мощностью, при этом излишки электрической мощности преобразуются в ЭК в тепловую), тепловая – СКУТ ДВС, ЭК и КУ;

Вариант В1. Поливалентная СДЭ (установленная мощность ВЭУ составляет 10% от тепловой мощности КУ). Алгоритм функционирования: электрическая нагрузка покрывается аналогично варианту Б1, тепловая – СКУТ ДВС, КУ и ЭК, в которых «некачественная» электроэнергия ВЭУ преобразовывается в тепловую.

Вариант В2. Поливалентная СДЭ (установленная мощность ВЭУ составляет 10% от тепловой мощности КУ). Алгоритм функционирования: электрическая нагрузка покрывается аналогично варианту Б2, тепловая – СКУТ ДВС, КУ и ЭК, в которых избыточная электроэнергия ДЭС и «некачественная» электроэнергия ВЭУ преобразовываются в тепловую.

Вариант В3. Поливалентная СДЭ (установленная мощность ВЭУ составляет 90% от тепловой мощности КУ). Алгоритм функционирования аналогичен варианту В1.

Вариант В4. Поливалентная СДЭ (установленная мощность ВЭУ составляет 90% от тепловой мощности КУ). Алгоритм функционирования аналогичен варианту В2.

Вариант Г1. Поливалентная СДЭ (установленная мощность ВЭУ составляет 90% от тепловой мощности КУ, и в состав схемы включен суточный АТ). Алгоритм функционирования аналогичен варианту В1 за исключением дополнительного использования АТ для покрытия тепловой нагрузки.

Вариант Г2. Поливалентная СДЭ (установленная мощность ВЭУ составляет 90% от тепловой мощности КУ и в состав схемы включен суточный АТ). Алгоритм функционирования аналогичен варианту В2 за исключением дополнительного использования АТ для покрытия тепловой нагрузки.

В соответствии с целью и задачами модели план вычислительных экспериментов предусматривал следующие исследования.

Осуществить построение суточных графиков производства и потребления электрической энергии и теплоты при использовании различных типов энергоисточников и алгоритмов их функционирования (различных технологий энергоснабжения).

Определить эффективность каждой технологии (девять вариантов) по критериям суточных потреблений топлива $M_Э$ и коэффициент использования теплоты сгорания топлива (КИТ) в энергосистеме $\eta_{ит}$.

При проведении вычислительных экспериментов для характерных зимних и летних суток в модель вводились значения параметров и коэффициентов, представленные в табл. 2 и 3.

Таблица 2

Параметры и коэффициенты модели для характерных зимних суток

Варианты	Установленная рабочая тепловая мощность котельной, Q (в кВт)	Установленная рабочая электрическая мощность ВЭУ, $N_{ВЭУ}$ (в кВт)	Коэффициент утилизации ЭТС, $K_{УТ}$	Коэффициент загрузки по электрической мощности ЭТС, Kз
А	4800	0	0	-
А1	5600	0	0	-
А2	6400	0	0	-
Б1	4800	0	1,1	-
Б2	4800	0	1,2	0,75
В1	4800	500	1,1	-
В2	4800	500	1,2	0,75
В3	4800	4500	1,1	-
В4	4800	4500	1,2	0,75
Г1	4800	4500	1,1	-
Г2	4800	4500	1,2	0,75

Примечание. Присутствие дополнительных вариантов А1, А2 в таблице обусловлено тем обстоятельством, что в системе с раздельной выработкой электрической энергии и теплоты тепловой мощности шесть КУ «Турботерм-800» недостаточно для покрытия всей тепловой нагрузки согласно суточному зимнему графику (см. рис. 3,*а*).

Таблица 3

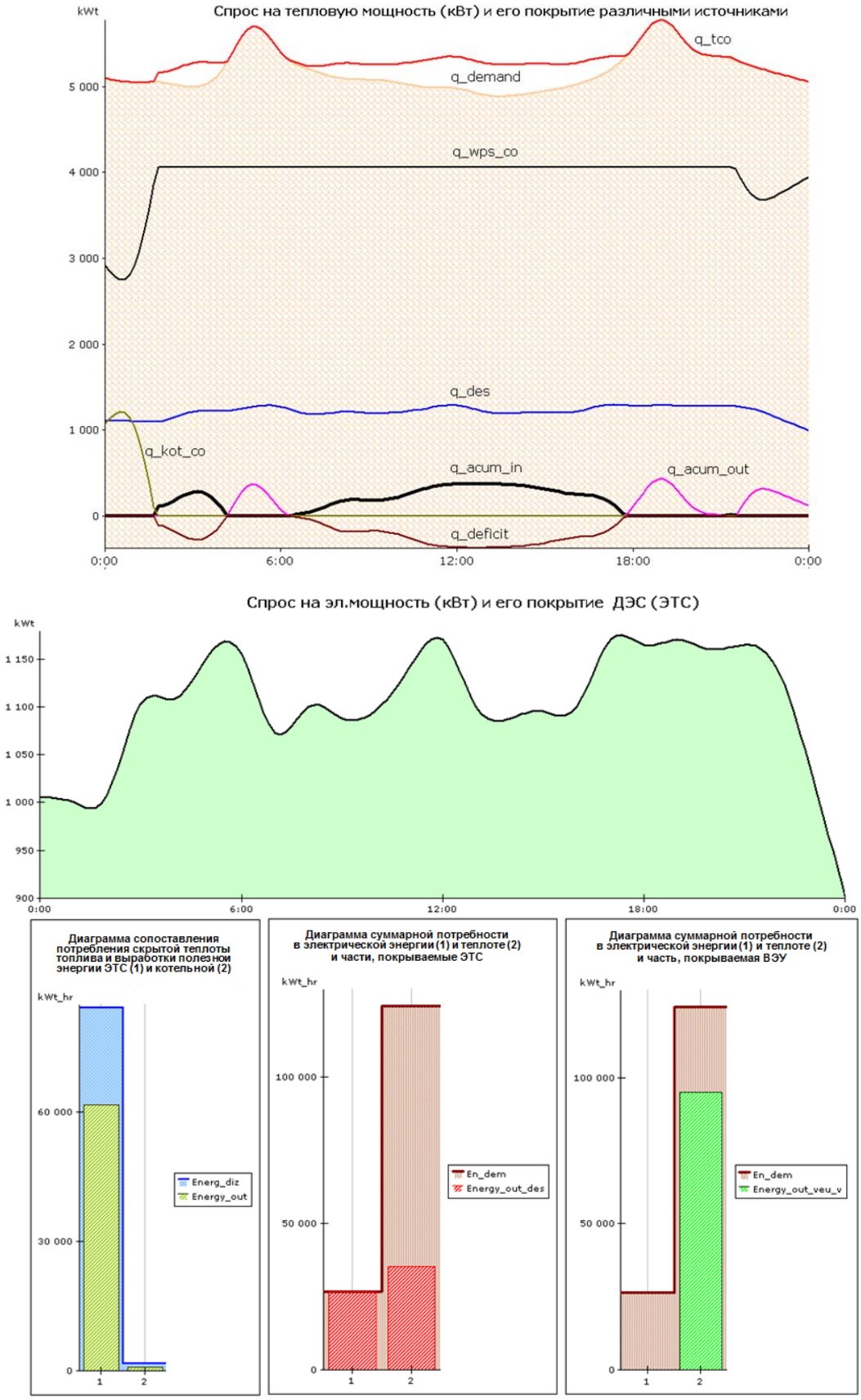
Параметры и коэффициенты модели для характерных летних суток

Варианты	Установленная рабочая электрическая мощность ВЭУ, $N_{ВЭУ}$ (в кВт)	Коэффициент утилизации ЭТС, $К_{УТ}$	Коэффициент загрузки по электрической мощности ЭТС, Кз
А	0	0	-
Б1	0	1,05	-
Б2	0	1,15	0,65
В1	500	1,05	-
В2	500	1,15	0,65
В3	4500	1,05	-
В4	4500	1,15	0,65
Г1	4500	1,05	-
Г2	4500	1,15	0,65

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

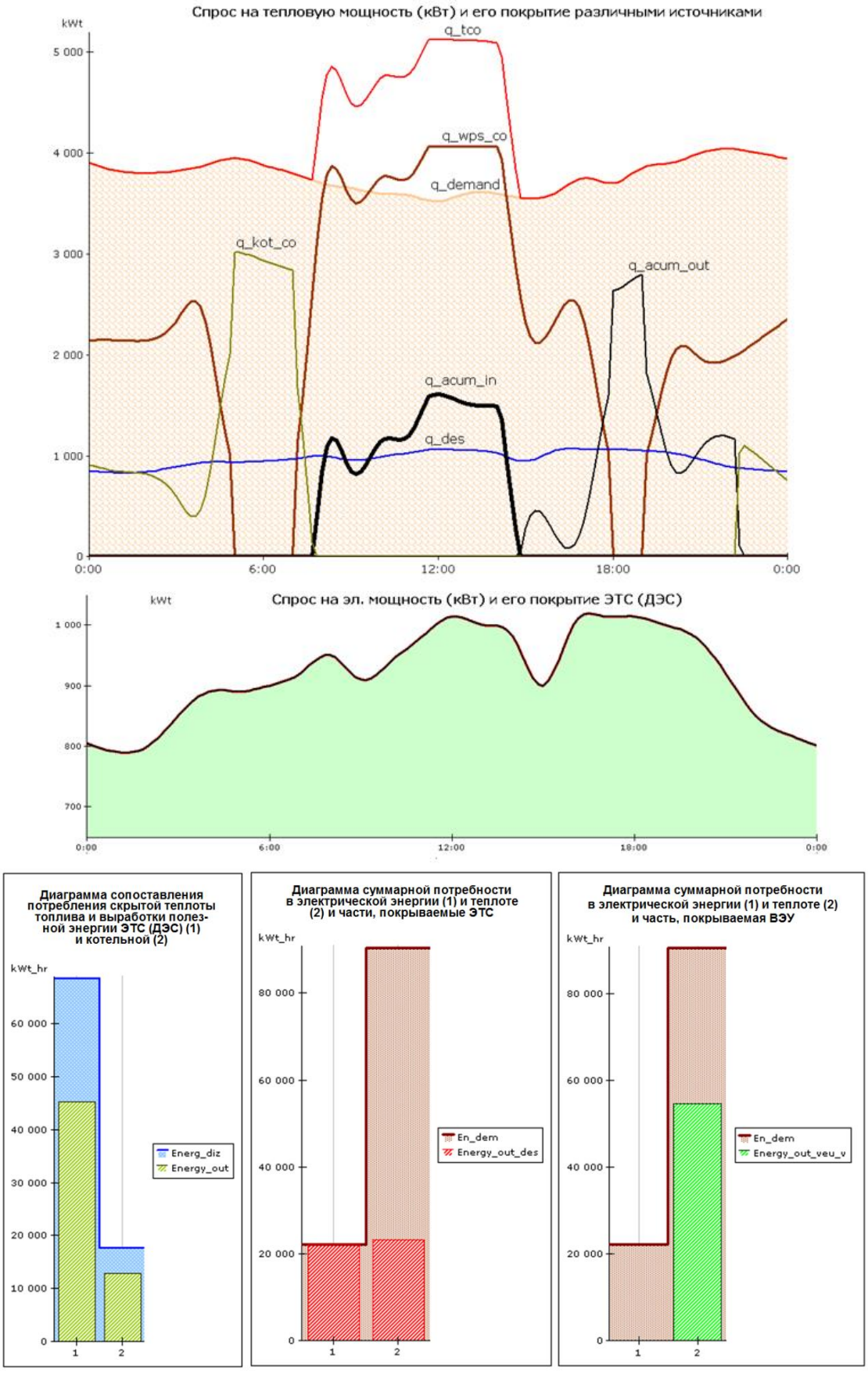
На рис. 7, 8 в качестве примера представлены результаты моделирования по варианту Г1. Все обозначения на рис. 7 соответствуют обозначениям в табл. 1.

В табл. 4 и 5 представлены сводные суточные показатели для характерных зимних и летних суток, рассчитанные по результатам имитационных экспериментов для всех рассмотренных вариантов.



а)

Рис. 7. Результаты моделирования по варианту Г1 (начало)*:*
а – зима; б – лето



б)

Рис. 7. Результаты моделирования по варианту Г1 (окончание)*:*
а – зима; б – лето

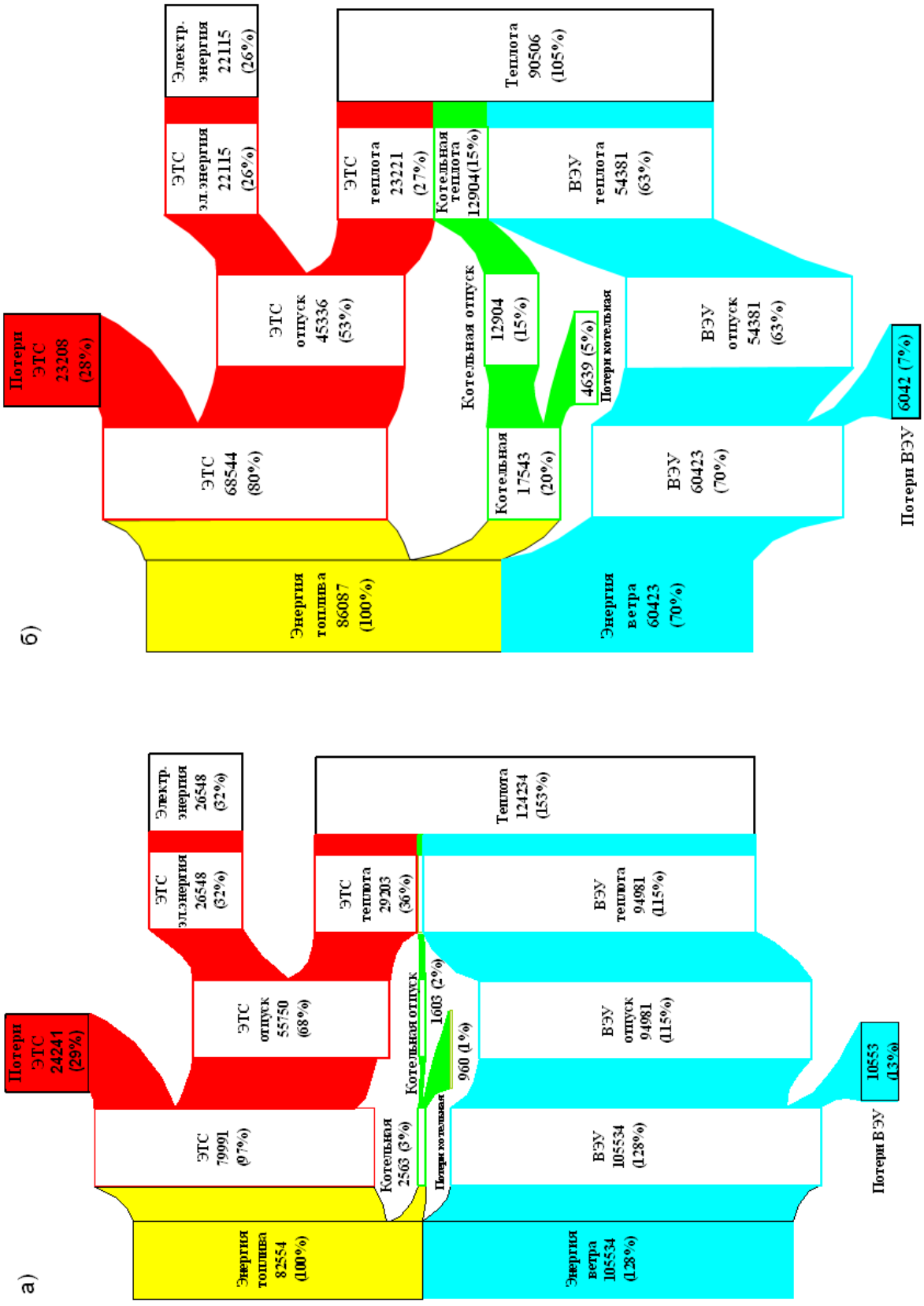


Рис. 8. Суточные энергетические балансы в кВт·ч (вариант Г1):
а – зима, б – лето

Таблица 4

Сводные суточные показатели для характерных зимних суток

Показатели	Варианты СДЭ										
	А	А1	А2	Б1	Б2	В1	В2	В3	В4	Г1	Г2
Суточная потребность в теплоте, W_Q, кВт·ч	124234										
Суточная потребность в электроэнергии, $W_Э$, кВт·ч	26548										
Суммарная выработка энергии ЭТС, $W_{ЭТС} + Q_{ЭТС}$, кВт·ч	26548	26548	26548	55750	61776	55750	61776	55750	61776	55750	61776
Выработка электроэнергии ЭТС, $W_{ЭТС}$, кВт·ч	26548	26548	26548	26548	26548	26548	26548	26548	26548	26548	26548
Выработка теплоты ЭТС, $Q_{ЭТС}$, кВт·ч	0	0	0	29203	35228	29203	35228	29203	35228	29203	35228
Теплота топлива ЭТС, $Q_{Р1}$,кВт·ч	79991	79991	79991	79991	84227	79991	84227	79991	84227	79991	84227
Выработка теплоты котельной, $Q_К$, кВт·ч	115200	124032	124234	95032	89006	84478	78453	3306	1460	1603	841
Теплота топлива котельной, $Q_{Р2}$, кВт·ч	125286	131617	131216	100294	94477	90165	84685	8849	4562	2563	1669
Выработка теплоты ВЭУ, $Q_{ВЭУ}$, кВт·ч	0	0	0	0	0	10553	10553	94981	94981	94981	94981
Дефицит теплоты, $Q_{ДЕФ}$, кВт·ч	9034	203	0	0	0	0	0	-3255	-7435	-1498	-6493
Теплота, запасенная в ТА к концу суток, Q_{Ain}, кВт·ч	0	0	0	0	0	0	0	3255	7435	1498	6493
Теплота, отдаваемая ТА в течение суток, Q_{Aout} кВт·ч	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1643	584
КИТ СДЭ, $\eta_{ИТ}$	0,69	0,71	0,72	0,83	0,84	0,88	0,89	1,69	1,70	1,83	1,76
Суточное потребление топлива ЭТС, $М_{ЭТС}$, кг	6774	6774	6774	6774	7133	6774	7133	6774	7133	6774	7133
Суточное потребление топлива котельной, $М_К$, кг	10610	11147	11113	8494	8001	7636	7172	749	386	217	141
Суточное потребление топлива в СДЭ, $М_Э$, кг	17384	17921	17887	15268	15134	14410	14305	7523	7519	6991	7274

Окончание табл. 4

Показатели	Варианты СДЭ										
	А	А1	А2	Б1	Б2	В1	В2	В3	В4	Г1	Г2
Экономия топлива по сравнению с вариантом А2, ΔМ, кг	0	0	0	2619	2753	3477	3582	10364	10368	10896	10613

Таблица 5

Сводные суточные показатели для характерных летних суток

Показатели	Варианты СДЭ								
	А	Б1	Б2	В1	В2	В3	В4	Г1	Г2
Суточная потребность в теплоте, W_Q, кВт·ч	90506	90506	90506	90506	90506	90506	90506	90506	90506
Суточная потребность в электроэнергии, $W_Э$, кВт·ч	22115	22115	22115	22115	22115	22115	22115	22115	22115
Суммарная выработка энергии ЭТС, $W_{ЭТС}$ +$Q_{ЭТС}$, кВт·ч	22115	45336	52322	45336	52322	45336	52322	45336	52322
Выработка электро-энергии ЭТС, $W_{ЭТС}$, кВт·ч	22115	22115	22115	22115	22115	22115	22115	22115	22115
Выработка теплоты ЭТС, $Q_{ЭТС}$, кВт·ч	0	23221	30207	23221	30207	23221	30207	23221	30207
Теплота топлива ЭТС, $Q_{Р1}$,кВт·ч	68544	68544	74077	68544	74077	68544	74077	68544	74077
Выработка теплоты котельной, $Q_К$, кВт·ч	90506	67285	60298	61217	54231	21145	15641	12904	8038
Теплота топлива котельной, $Q_{Р2}$, кВт·ч	95812	74869	66834	69506	63321	29690	24176	17543	12027
Выработка теплоты ВЭУ, $Q_{ВЭУ}$, кВт·ч	0	0	0	6068	6068	54609	54609	54609	54609
Дефицит теплоты, $Q_{ДЕФ}$, кВт·ч	0	0	0	0	0	- 8470	- 9951	0	- 1951
Теплота, запасенная в тепловом аккумуляторе к концу суток, Q_{Ain}, кВт·ч	0	0	0	0	0	8470	9951	0	1951
Теплота, отдаваемая тепловым аккумулято-ром в течение суток, Q_{Aout} кВт·ч	0	0	0	0	0	0	0	8218	7634
КИТ СДЭ, $\eta_{ИТ}$	0,69	0,79	0,8	0,81	0,82	1,15	1,14	1,31	1,31
Суточное потребление топлива ЭТС, $М_{ЭТС}$, кг	5805	5805	6274	5805	6274	5805	6274	5805	6274
Суточное потребление топлива котельной, $М_К$, кг	8114	6341	5830	5886	5363	2514	2047	1486	1019
Суточное потребление топлива в энергосисте-ме, $М_Э$, кг	13919	12146	12104	11691	11637	8318	8321	7291	7293
Экономия топлива по сравнению с вариантом А, ΔМ, кг	0	1773	1815	2228	2282	5601	5598	6628	6626

Значение суточного КИТ в СДЭ $\eta_{ИТ}$ определяется зависимостью

$$\eta_{ИТ} = \frac{W_Э + W_Q}{Q_{P1} + Q_{P2}}, \quad (29)$$

где $W_Э$, W_Q – суточные потребности в электроэнергии и теплоте объекта;
Q_{P1}, Q_{P2} – суточные количества теплоты, выделяемые при сгорании топлива ЭТС и КУ,

$$Q_{P1} = M_{ЭТС} Q_{нр}; \quad (30)$$

$$Q_{P1} = M_К Q_{нр}., \quad (31)$$

Здесь $M_{ЭТС}, M_К$ – суточные потребности в топливе для ЭТС и КУ;
$Q_{нр}$ – низшая теплотворная способность топлива (в расчетах принято дизельное топливо среднего состава $Q_{нр}$ = 42700 кДж/кг).

Как видно из анализа данных табл. 4 и 5 варианты А, А1 и А2 отличаются между собой только величиной установленной тепловой мощности котельной. При этом варианты А и А1 в зимнее время не обеспечивают потребности потребителей в пиковой части графика тепловых нагрузок (имеют место соответствующие дефициты теплоты $Q_{ДЕФ}$: 9034 и 203 кВт·ч).

При сравнении между собой вариантов Б1 и Б2, как для зимних, так и для летних суток, видно, что вариант Б2 более экономичен по расходу топлива.

При включении в состав СДЭ две ВЭУ (варианты В1, В2), как для зимних, так и для летних суток, более экономичен вариант В2.

При увеличении установленной мощности ВЭУ от 500 до 4500 кВт (варианты В3, В4) для зимних суток имеет место незначительное превосходство по экономичности варианта В3, а для летних – наоборот, более экономичен вариант В4. Также следует отметить, что только последние варианты имеют отрицательные значения дефицита теплоты $Q_{ДЕФ}$ как в зимнее, так и в летнее время, что свидетельствует об избытке теплоты и целесообразности применения суточного аккумулятора теплоты (варианты Г1, Г2).

При сравнении между собой вариантов Г1 и Г2 видно, что наибольшей топливной экономичностью, как для летних, так и для зимних суток, характеризуется вариант Г1. Но при этом необходимо отметить, что вариант Г2, по сравнению с вариантом Г1, имеет к концу суток значительно больший запас теплоты, который может быть использован в течение последующих суток и тем самым может повлиять на топливную экономичность этих суток.

Сравнительный анализ результатов моделирования всех вариантов свидетельствует о том, что в рассматриваемых условиях функционирования (суточные графики нагрузок и скорости ветра, представленные на рис. 3) с точки зрения топливной экономичности самым оптимальным является вариант Г1. Однако при прочих равных условиях этот вариант имеет самые высокие дополнительные капитальные вложения (вследствие высокой стоимости ВЭУ), поэтому достаточно рациональным вариантом с точки зрения как эксплуатационных издержек, так и дополнительных капитальных затрат является вариант В1.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для исследования эффективности и устойчивости функционирования СДЭ ОВИ с точки зрения суточной динамики для характерных периодов (наиболее холодных и наиболее теплых суток) разработана имитационная модель системы, с помощью которой произведена серия вычислительных экспериментов. В основе модели лежат уравнения системной динамики, составленные на базе причинно-следственных диаграмм, описывающих алгоритмы

функционирования СДЭ с различной структурой, реализованные с применением пакета стандартных программ POWERSIM. При создании модели был разработан оригинальный графический интерфейс, позволяющий наглядно представлять результаты моделирования, а также легко вносить изменения в исходные данные при помощи элементов управления.

В качестве исходных данных для проведения вычислительных экспериментов были использованы данные по существующим электрическим и тепловым нагрузкам потребителей реального ОВИ, а также данные по ветровому потенциалу района его расположения. Результаты вычислительных экспериментов позволили обосновать наиболее рациональные варианты структур и алгоритмов функционирования СДЭ.

Список использованных источников

1. *Михайлов А. К., Агафонов А. Н., Сайданов В. О.* Малая энергетика России. Классификация, задачи, применение // Новости электротехники. – 2005. – № 5 (35). – С. 26–30.

2. *Сайданов В. О., Смолинский С. Н., Булат Р. Е.* Концепция децентрализованного энергоснабжения объектов МО РФ и проблемы подготовки военных инженеров-энергетиков // Двигателестроение. – 2015. – № 2 (260). – С. 28–32.

3. *Мелентьев Л. А.* Методология системных исследований в энергетике. – М. : Наука, 1983. – 455 с.

4. Системные исследования проблем энергетики / Н. И. Воропай [и др.]. – Новосибирск : Наука, 2000. – 558 с.

5. Review of distributed generation (DG) system planning and optimization techniques: Comparison of numerical and mathematical modeling methods / W. L. Theo [et al.] // Renewable and Sustainable Energy Reviews. – 2017. – Vol. 67. – P. 531–573.

6. Системные исследования в энергетике. Устойчивое развитие. Энергетический переход / В. А. Стенников [и др.] // Фундаментальные исследования в Восточной Сибири : [к 75-летию академической науки в Восточной Сибири]. – Новосибирск, 2023. – С. 242–283.

7. *Сайданов В. О.* Проблемы автономного энергоснабжения объектов военной инфраструктуры в Арктике и пути их решения // Актуальные проблемы и пути развития энергетики, техники и технологий : сб. тр. VI Междунар. научно-практ. конф. Балаково, 2020. – С. 135–142.

8. *Сайданов В. О.* Имитационная динамическая модель системы автономного энергоснабжения военного городка // Актуальные проблемы и пути развития энергетики, техники и технологий сб. тр. VII Междунар. научно-практ. конф. Балаково, 2021. – С. 125–132.

9. Технология системного моделирования / Е. Ф. Аврамчук [и др.]. – М. : Машиностроение; Берлин : Техник, 1988. – 519 с.

10. *Сидоренко В. Н.* Системная динамика : учеб. пособие. – М. : ТЕИС, 1998. – 205 с.

11. *Сидоренко В. Н.* Системно-динамическое моделирование в среде POWERSIM : справочник по интерфейсу и функциям. – М. : МАКС-ПРЕСС, 2001. – 159 с.

12. Powersim User's Guide. – Powersim Co., 2023. – 225 с.

13. ВСП 43-02-05/МО РФ. Правила проектирования стационарных электростанций с двигателями внутреннего сгорания объектов военной инфраструктуры. – М. : Изд-во Минобороны, 2006. – 93 с.

В. В. Козлов,
доктор технических наук, профессор;
А. В. Лагун,
кандидат технических наук, доцент;
А. Д. Сыров

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВА АДАПТИВНОСТИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ К ДЕСТРУКТИВНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ

В статье исследовано системотехническое свойство адаптивность сложной технической системы. Представлена иерархическая структура данного свойства, которая позволяет определить частные показатели адаптивности. На основе морфологического анализа частных показателей получены выражения для их оценки и определено правило их агрегирования. Предложенный подход позволяет повысить обоснованность принятия организационных и технических решений для повышения эффективности процессов проектировании и эксплуатации сложных технических систем с учетом деструктивных воздействий различной природы.

Ключевые слова: адаптивность, сложная техническая система, потенциал, модернизация, модификация, долговечность, обеспеченность, морфологический анализ.

ВВЕДЕНИЕ

Для сложных технических систем (СТС) принято считать свойство адаптации как наиболее сложное системотехническое свойство. Как правило, рассматривают адаптацию технической системы как некий аналог биологического понятия самоорганизации.

Смысловая трактовка термина адаптивности в различных источниках неоднозначна [1]. Сам процесс адаптации СТС включает в себя эволюционные изменения системы, связанные как с привыканием к происходящему процессу, так и с обучением или самообучением, а также с организацией или самоорганизацией мероприятий, позволяющих проводить какие-либо изменения в системе. Происходящие изменения в СТС протекают на фоне как привыкания структурных элементов системы друг к другу, так и привыкания этих элементов к изменениям внешней среды.

СТРУКТУРНЫЙ АНАЛИЗ АДАПТИВНОСТИ СТС

Слово «адаптация» (от лат. *adaptatio* – приспособление [2]) подразумевает приспособленность системы к условиям, в которых она функционирует.

Из анализа определения можно сделать вывод о том, что свойство адаптации, которым наделена СТС, позволяет ей подстраиваться к различным ситуациям, не вошедшим в перечень условий, которые связаны с ее технической эксплуатацией. Такая предоставленная возможность позволит разрешить вносить в систему конструктивные изменения, улучшающие ее свойства в течение всего процесса эксплуатации.

Часть иерархической структуры СТС по ее адаптивности можно представить, как это показано на рис. 1 [3] . В структуре СТС, отображенной на рис. 1, используются следующие понятия.

1. Модернизация (*En*). Данное понятие характеризует проведение мероприятий, связанных с выполнением более современных требований к функционированию системы, что влечет за собой усовершенствование или улучшение конструкции системы.

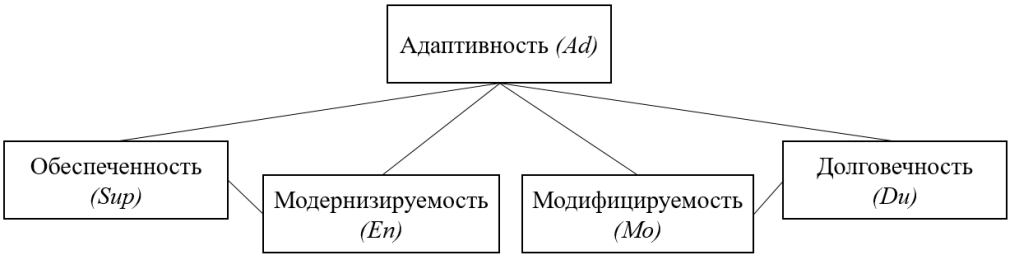


Рис. 1. Структура свойства адаптивности

Понятие «современная техника» (от франц. слова *modern* – новее, современнее) подразумевает обновление образцов техники, на определенный момент времени технически устаревших, путем проведения следующих мероприятий:

– внесения изменений в конструкцию, включая изменение перечня составных элементов;

– изменения технологического процесса производства образцов техники, включая изменение состава материалов, необходимых для их производства.

Все проводимые мероприятия направлены на улучшение свойств образцов техники с целью повышения эффективности их эксплуатации.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что модернизация СТС является сложным техническим процессом, имеющим целью выполнить требования соответствующей обстановки к состоянию системы. Данные требования реализуются за счет улучшения свойств системы.

2. Модификация (*Mo*). Этот термин подразумевает разработку конструктивных вариантов идентичных моделей, предназначенных для использования в условиях, которые отличаются от условий базовой модели.

Предлагается использовать в статье определение модификации элементов СТС, сформулированное следующим образом.

Модификация – это процесс, заключающийся в проведении операций по изменению или преобразованию объекта, позволяющий предать объекту новые свойства.

Если речь идет о техническом устройстве, то тогда полученный в результате модернизации технический образец должен иметь небольшие отличия от базового образца.

3. Долговечность (*Du*). В руководящем документе ГОСТ 27.102-21 определено, что долговечность – это способность объекта быть работоспособным до достижения им предельного состояния, когда возникает необходимость проведения мероприятий, связанных с его техническим обслуживанием или ремонтом.

В нормативно-техническую документацию (НТД) включены следующие понятия, имеющие отношение к термину «долговечность»:

– состояние объекта, характеризующее его особенности или его связь с какими-то другими объектами;

– реакция объекта, характеризующая его ответную реакцию на воздействие на него извне. Данная характеристика определяется «фиксированными» значениями параметров.

Проведение морфологического анализа термина «долговечность» позволяет отнести его к категории интегрального свойства, выполняющего задачу осуществить характеристику устойчивости объекта с учетом его структурных, функциональных, а также тактико-технических параметров.

Свойство долговечности объекта характеризуется показателями, описывающими величины затрат времени и ресурсов, которые необходимы для поддержания и восстановления его работоспособности.

После оценки характеристики данного свойства можно сделать вывод, что долговечность описывает как процесс, так и результат восстановления состояния объекта, поэтому можно

сформулировать следующее: долговечность представляет собой свойство объекта, оценивающее процесс восстановления его работоспособности [3].

Анализ мероприятий, связанных с эксплуатацией объектов СТС, дает возможность прийти к выводу, что при проектировании таких объектов назначаются низкие показатели, характеризующие их долговечность. Это приводит к сокращению сроков их эксплуатации и, как следствие, к снижению эффективности использования технических ресурсов, которые первоначально потрачены на производство и разработку данного объекта.

На основании представленных выше рассуждений для показателя долговечности (*Durability*) предлагается использовать соотношение

$$Du = f_1(p_r, p_t),$$

где p_r, p_t – показатели работоспособности и временные показатели.

4. Обеспеченность (*Sup*). Данное свойство характеризует степень обеспечения чем-либо. Обеспечить – значит предоставить кому-нибудь достаточные (необходимые) условия (средства).

В то же время в работе [4] указано, что обеспечение военных действий представляет собой совокупность мероприятий, реализуемых в интересах поддержания готовности сил и средств, сохранения и возможности создания благоприятных условий для успешного и своевременного выполнения поставленных задач.

В зависимости от характера решаемых задач обеспечение военных действий подразделяется на оперативное обеспечение, морально-психологическое, техническое, материально-техническое и медицинское, которые можно рассматривать как потенциал достижения заявленной цели операции СТС.

Исходя из семантики свойства «обеспеченность», можно сделать вывод, что данное свойство по своему значению близко к понятию потенциала, которое понимается как совокупность средств и возможностей, необходимых для чего-либо. Таким образом, можно принять, что потенциал – это совокупность средств и условий, необходимых для продвижения, поддержания и сохранения чего-либо.

Обеспеченность ресурсами или наличие потенциала для совершения активных целенаправленных действий должны быть описаны следующими составляющими обеспеченности:

– технической обеспеченностью (научно-техническим потенциалом φ_1);

– энергетической обеспеченностью (энергетическим потенциалом φ_2);

– финансовой обеспеченностью (экономическим потенциалом φ_3);

– обеспеченностью специалистами (кадровым потенциалом φ_4).

Для функций потенциалов следует определить (ввести) параметры (обобщенные координаты) – q_i . Поэтому в первом приближении можно принять: q_i – объем (количество) имеющихся i-х средств; $\dot{q}_i$ – скорость изменения объема (количества) имеющихся i-х средств. Тогда частный потенциал можно записать в таком виде: $\varphi_i = \varphi_i(q_i)$.

Используя понятия теории поля для описания различных потенциалов СТС в работе [5] показано, что в выражение для частного ресурсного потенциала можно ввести частный показатель обеспеченности, для которого можно записать:

$$Sup_i = \frac{\varphi_i(q_i - x_i)}{\varphi_i(q_i)},$$

где x_i – дефицит i -го средства.

Тогда для показателя «обеспеченность» по всем видам ресурсов $(i = 1 \ldots n)$ можно записать:

$$Sup = \prod_{i=1}^{n} (sup_i)^{\lambda_i}; \qquad \sum_{i=1}^{n} \lambda_i = 1,$$

где λ_i – весовые коэффициенты.

ОЦЕНИВАНИЕ СВОЙСТВА МОДИФИКАЦИИ

Учитывая смысл приведенных выше определений, свойство модификации должно описывать характер изменения качества процессов, реализуемых СТС. Из этих же определений следует, что модификация системы требует дополнительных ресурсов для приобретения ею новых свойств. Исходя из полученного иерархического построения свойства модификации (см. рис. 1), а также сохранения при этом целевого предназначения СТС, показатель модификации представляется в виде функции, аргументами которой являются показатель обеспеченности (*Sup*) и показатель долговечности (*Du*). Изменение значений таких показателей в значительной степени свидетельствует о возможности изменения условий применения основного образца СТС без изменения его целевого предназначения. Сохранение целевого предназначения СТС на практике часто сводится к задаче поиска рационального варианта сокращения обеспеченности (финансовой, материальной, людской и т. д.) при сохранении ее долговечности. Вместе с тем возможны варианты одновременного снижения обеспеченности и повышения долговечности также при сохранении показателей целевого предназначения.

Таким образом, для показателя модификации СТС (*Mo*) целесообразно ввести следующее соотношение:

$$Mo = f_2(Du, Sup).$$

Так же как и для остальных показателей рассматриваемой здесь иерархической системы оценивания СТС, масштабирование показателя *Mo* должно иметь диапазон от 0 до 1.

Такого рода показатель должен определять целесообразность проведения модификации в случае его стремления к единице *Mo* →1, а при значении, близком к 0, следует считать модификацию нецелесообразной. Поскольку для варианта СТС, для которого рассматривается вопрос о возможности ее модификации, значения показателей *Sup* и *Du* взаимосвязаны, то их сочетание связано, в свою очередь, с показателем модификации соответствующими весовыми коэффициентами значимости (λ_i), а сам показатель модификации может быть представлен соотношением

$$Mo = 1 - \frac{Du^{\lambda_1} \cdot Sup^{\lambda_2}}{\left(Du^{\lambda_1^0}\right)_0 \cdot \left(Sup^{\lambda_2^0}\right)_0}.$$

Здесь λ_1^0 и λ_2^0 – весовые коэффициенты для показателей $(Du)_0$ и $(Sup)_0$ до модификации;
λ_1 и λ_2 – весовые коэффициенты для показателей *Du* и *Sup* после модификации.

Естественно, что для весовых коэффициентов должны соблюдаться условия: $\lambda_1^0 + \lambda_2^0 = 1$ и $\lambda_1 + \lambda_2 = 1$.

При таком подходе условие

$$\left(Du^{\lambda_1^0}\right)_0 \cdot \left(Sup^{\lambda_2^0}\right)_0 = Du^{\lambda_1} \cdot Sup^{\lambda_2}$$

соответствует значению *Mo* = 0, что свидетельствует о нецелесообразности проведения модификации. В противном случае, когда $0 < Mo < 1$, модификация возможна. Вместе с тем чем ближе значение показателя модификации к 1, тем целесообразнее ее проводить.

Значения коэффициентов λ_1^0 и λ_2^0, а также λ_1 и λ_2 предлагается определять по правилам информационной свертки, показанной в работе [6].

В качестве примера в статье (рис. 2) показано, как меняется значение показателя модификации при следующих начальных условиях:

- начальное значение показателя обеспеченности $(Sup)_0 = 0{,}9$;
- начальное значение показателя долговечности $(Du)_0 = 0{,}6$.

Исходные значения весовых коэффициентов, согласно правилам информационной свертки, составляют $\lambda_1^0 = 0{,}536$ и $\lambda_2^0 = 0{,}464$. В рассматриваемом примере снижалось только значение показателя обеспеченности $Sup \in 0{,}9 \div 0{,}1$.

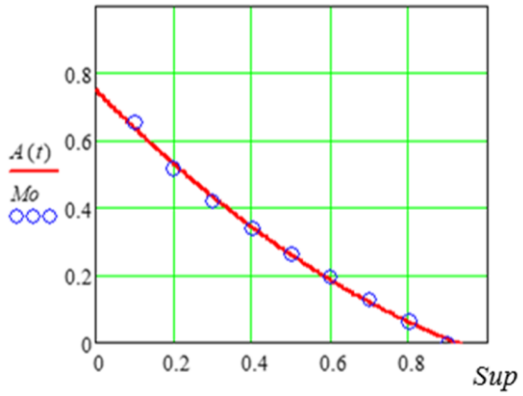


Рис. 2. Пример графической зависимости значений показателей модификации и обеспеченности при определенных начальных условиях

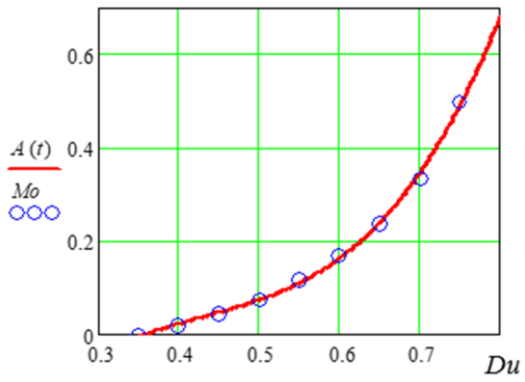


Рис. 3. Пример графической зависимости значений показателей модификации и долговечности при определенных начальных условиях

Из анализа рис. 2 следует, что чем больше снижение обеспеченности СТС, тем модификация целесообразней. Для случая одновременного снижения показателя обеспеченности в диапазоне $Sup \in 0{,}9 \div 0{,}1$ и увеличения показателя долговечности в диапазоне $Du \in 0{,}35 \div 0{,}75$, что соответствует значениям весовых коэффициентов, равных соответственно $\lambda_1^0 = = 0{,}56$ и $\lambda_2^0 = 0{,}44$, при начальных значениях $(Sup)_0 = 0{,}9$ и $(Du)_0 = 0{,}6$. Результаты расчетов представлены на рис. 3

Из рассмотрения рис. 3 следует, что при одновременном снижении обеспеченности и увеличении долговечности СТС показатель модифицируемости не превышает значение 0,475 ($Sup = 0{,}1$; $Du = 0{,}75$), что свидетельствует о сомнительности проведения модификации при такой тенденции изменения показателей свойств СТС.

ОЦЕНИВАНИЕ СВОЙСТВА МОДЕРНИЗАЦИИ

Исходя из приведенных определений, можно предположить, что модернизация (*Enhancement* – новейшее, самое современное) сложной технической системы представляет собой процесс, связанный с усовершенствованием или улучшением ее свойств. Проводимый процесс должен входить в рамки требований, предъявляемых к уровню современных научно-технических достижений. Морфологический анализ приведенной формулировки позволяет сделать вывод о необходимых затратах на проведение этих мероприятий, т. е. о собственном ресурсе модернизации объектов СТС. К категории таких ресурсов можно отнести совокупность резервов по времени, геометрических и массовых характеристик, объем информации о состоянии изделия и необходимых энергетических затратах. Объемы данных ресурсов выявляются при проектировании объекта и определяют его управление на стадии жизненного цикла.

Представленные в статье определения позволяют сформировать выражение, характеризующее показатель свойства модернизации (*En*). Для этого можно использовать алгоритм из опубликованного ранее материала [7]. Суть такой процедуры сводится к поиску определяющих параметров процессов функционирования СТС, которые в последующем агрегируются в соотношения соответствующего показателя.

На основании π-теоремы такого рода показатель не имеет размерности и может быть рассчитан лишь с точностью до константы.

На основании морфологического анализа понятия модернизации для описываемого показателя определены характеризующие его следующие частные параметры, входящие в группу свойств обеспеченности:

$l_{\text{стс}}$ – характерный размер СТС, которому будет соответствовать эксплуатируемое модернизированное изделие;

$m_{\text{стс}}$ – масса конструкции СТС;

E – запас энергии для автономной работы СТС;

$l_{\text{изд}}$ – геометрические параметры изделия;

$m_{\text{изд}}$ – массовые характеристики изделия;

I – технические возможности каналов связи и управления информацией.

Для описания характеристик прочности изделия можно использовать следующие параметры, вводимые в статье:

t – количество времени, необходимое для выполнения операций;

R – количество ресурсов, необходимое для выполнения операций;

p_r – индекс производительности операций, имеющий безразмерную величину.

На основе алгоритма, позволяющего сделать анализ размерностей [8], процесс агрегирования описанных выше параметров определяется функциями, посредством которых можно оценить результаты процесса модернизации ($0 < Y < 1$) в виде соотношения, где функции результатов функционирования имеют вид:

– исходного образца СТС

$$Y_{\text{модерн}}^{\text{реал}} = \text{const} \cdot \frac{l_{\text{стс}} \cdot m_{\text{стс}} \cdot E \cdot R^3 \cdot p_r}{t \cdot \left(l_{\text{изд}}\right)^3 \cdot m_{\text{изд}}^2} \cdot I;$$

– планируемого к модернизации образца СТС

$$Y_{\text{модерн}}^{\text{тр}} = \text{const} \cdot \frac{l_{\text{стс}}^{\text{тр}} \cdot m_{\text{стс}}^{\text{тр}} \cdot E^{\text{тр}} \cdot \left(R^{\text{тр}}\right)^3 \cdot p_{\text{г}}^{\text{тр}}}{t^{\text{тр}} \cdot \left(l_{\text{изд}}^{\text{тр}}\right)^3 \cdot \left(m_{\text{изд}}^{\text{тр}}\right)^2} \cdot I^{\text{тр}}.$$

Применяя функции результатов при условии, что $Y_{\text{модерн}}^{\text{реал}} \le Y_{\text{модерн}}^{mp}$, можно ввести показатель модернизации (En) как соотношение

$$En = 1 - \frac{Y_{\text{модерн}}^{\text{реал}}}{Y_{\text{модерн}}^{\text{тр}}}$$

или

$$En = 1 - \frac{\bar{l}_{\text{стс}} \cdot \bar{m}_{\text{стс}} \cdot \bar{E} \cdot \bar{R}^3 \cdot \overline{p_r}}{\bar{t} \cdot \bar{l}_{\text{изд}} \cdot \bar{m}_{\text{изд}}^2} \cdot \bar{I}; \quad En \in 0 \div 1.$$

Использование численного значения показателя модернизации позволяет сделать оценку вариантов модернизации изделия, а также охарактеризовать объем операций, необходимых для проведения работ по модернизации.

Для свойства адаптации может быть использован показатель как цифровое выражение, по которому можно судить о достижении этого свойства. Выражение для показателя адаптации (Ad) может иметь вид $Ad = Mo^{\mu 1} \cdot En^{\mu 2}$, $\mu 1 + \mu 2 = 1$, где $\mu 1$, $\mu 2$ – весовые коэффициенты.

Под основными компонентами адаптации для СТС можно принять модификацию, связанную с разработкой систем, имеющих одинаковые конструктивные особенности, но эксплуатируемые в различных условиях, неподходящих под базовые параметры.

Кроме того, модернизацию можно связать с процессом внесения конструктивных изменений в устаревшие образцы техники, изменения технологического процесса их производства и применения улучшенных технологических материалов при их изготовлении.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исходя из того, что адаптация – это свойство СТС, которое характеризует способность системы не менять свои характеристики при наличии различных видов деструктивных воздействий в различных условиях обстановки, можно утверждать, что эти системы в своем жизненном цикле часто приспосабливают к новым задачам и целям.

Такого рода адаптация связана с управлением процессом применения системы по назначению (достижения цели). В процессах, связанных с адаптацией системы, чаще всего присутствует интеллект проектировщика, конструктора и эксплуатационника. Поэтому важными формами адаптации можно считать модификацию и модернизацию.

На основании изложенного в статье материала свойство адаптации СТС, как некий вариант понятия, характеризующего процесс самоорганизации системы, входит в состав свойств наибольшей сложности, необходимых для функционирования СТС.

Такого типа системы обладают возможностью изменения своей структуры и параметров, исходя из особенностей их функционирования. Обладание такими возможностями позволит повысить им эффективность своего функционирования, а также улучшить тактико-технические характеристики изделий и эффективность их применения при неизменных задачах СТС.

Список использованных источников

1. *Ципкин Я. З.* Адаптация, обучение и самообучение в автоматических системах // Автоматика и телемеханика. – 1966. – № 1. – С. 23–61.

2. Краткий экономико-математический словарь / АН СССР. Центральный экономико-математический институт. – М. : Наука, 1979. – 360 с.

3. *Козлов В. В., Аверкиев Н. Ф., Мокан Д. О.* Иерархическая структура показателей сложной технической системы в интересах обеспечения национальной безопасности // Материалы Международной научно-исследовательской конференции. – 2012, СПб. – Т. 5 : Стратегия будущего. – 280 с.

4. Военно-энциклопедический словарь. – М. : издательский дом «ОНИКС 21 век», 2002. – 1432 с.

5. *Ревуцкий Л. Д.* Производственный потенциал предприятия // Аудит и финансовый анализ. – 2006. – № 5. – С. 126–132.

6. Агрегирование свойств сложных технических систем на основе информационной свертки / В. В. Козлов [и др.] // Информация и космос. – 2018. – № 3. – С. 44–48.

7. *Козлов В.В.* Способы агрегирования множества показателей в иерархической системе оценивания. Актуальные проблемы защиты и безопасности / В. В. Козлов [и др.] // Труды 15-й Всероссийской НПК РАРАН. 4-5 апреля 2012 г. «Вооружение и военная техника». – Т. 1. – СПб., 2012. – С. 474–478.

8. *Седов Л. И.* Механика сплошных сред. – М. : Наука, 1970. – 492 с.

В. В. Козлов,
доктор технических наук, профессор;
А. В. Лагун,
кандидат технических наук, доцент;
А. Д. Сыров

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОКАЗАТЕЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В статье рассмотрен вопрос обеспечения функционирования наземных комплексов в условиях внешнего деструктивного воздействия на основе построения функции результата достижения защищенности. Кроме того, рассмотрены основные способы достижения защиты комплекса. Проведен синтез частных показателей эффективности процессов обеспечения защищенности, на основе которых можно сделать вывод о достижения цели по защите комплекса.

Ключевые слова: защищенность, комплекс, эффективность, показатель.

ВВЕДЕНИЕ

В энциклопедическом словаре-справочнике «Безопасность России. Правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты» (тематический блок «Национальная безопасность») содержится материал, позволяющий сделать обоснование основополагающих знаний о защищенности объектов различного типа и дать характеристику предполагаемых им угроз разнообразных характера и проявлений.

В данном документе определяется порядок действий на долгосрочную перспективу позволяющий обеспечить защищенность объектов на необходимом уровне с учетом анализа характеристик действующих на объекты деструктивных факторов и протекающих при этом процессов. Вместе с тем производится анализ проводимых действий и угроз объектам. Для анализа используются известные сценарии воздействия на объекты. Модели процессов воздействия выполняются с учетом возможностей возникновения техногенных катастроф с различными факторами. Результаты проводимой оценки последствий от возможных воздействий на объекты, их структурные элементы или основные компоненты позволяют предложить состав мероприятий, обеспечивающих защиту объектов, и дать характеристику угроз техногенного характера и несанкционированных воздействий на объекты при их функционировании.

Исходя из оформленной в указанном выше документе концепции безопасности государственных объектов, необходимо изучать эту концепцию с трех сторон – надежности, защищенности и безопасности [1]. Данное положение в полной мере можно отнести к эксплуатации наземных комплексов.

В существующей на сегодняшний день нормативно-технической документации в отношении свойств надежности и безопасности определена их структура, приведены математически обоснованные зависимости для их показателей, однако для свойства «защищенность» такой документации нет и, соответственно, отсутствует четко выраженный показатель защищенности [2].

В процессе проектирования образцов техники учитывается выполнение задачи обеспечения ее защищенности при функционировании следующими способами:

- обеспечением прочности их конструкции;
- приданием их конструкции наиболее обтекаемых форм;
- созданием образцов с наименьшими геометрическими параметрами и габаритами;

– нанесением на их конструкцию покрытий, обладающих маскировочными свойствами;
– включение в их состав систем, обеспечивающих пассивную и активную защиту.

Обеспечение защищенности как отдельных образцов техники, так и комплексов таких технических средств происходит путем выполнения целого ряда мер, которые по своему функциональному исполнению можно систематизировать следующим образом:

– осуществление подбора систем в состав комплекса или изделия, которые обеспечат его долгосрочное применение в различных условиях функционирования;

– разработка специальных режимов эксплуатации комплекса или изделия и входящих в его состав систем:

– применение различного типа экранирующих средств, позволяющих обеспечить защиту как самого комплекса или изделия, так и процесс его эксплуатации.

В статье сделана попытка, используя свойство комплекса – защищенность, сформулировать показатель эффективности процесса обеспечения защищенности при деструктивных воздействиях, основываясь на трех возможных способах защиты: создании заглубленных комплексов, придании им подвижности и применении технических средств в виде защитных экранов.

МОРФОЛОГИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СВОЙСТВА «ЗАЩИЩЕННОСТЬ»

Процедура выбора возможных решений задач повышения защищенности начинается с генерации вариантов на уровне понятий, с последующим формированием показателя полезности решения, т. е. показателя эффективности процессов обеспечения защищенности. Для формирования данного показателя необходимы определяющие параметры (рис. 1).

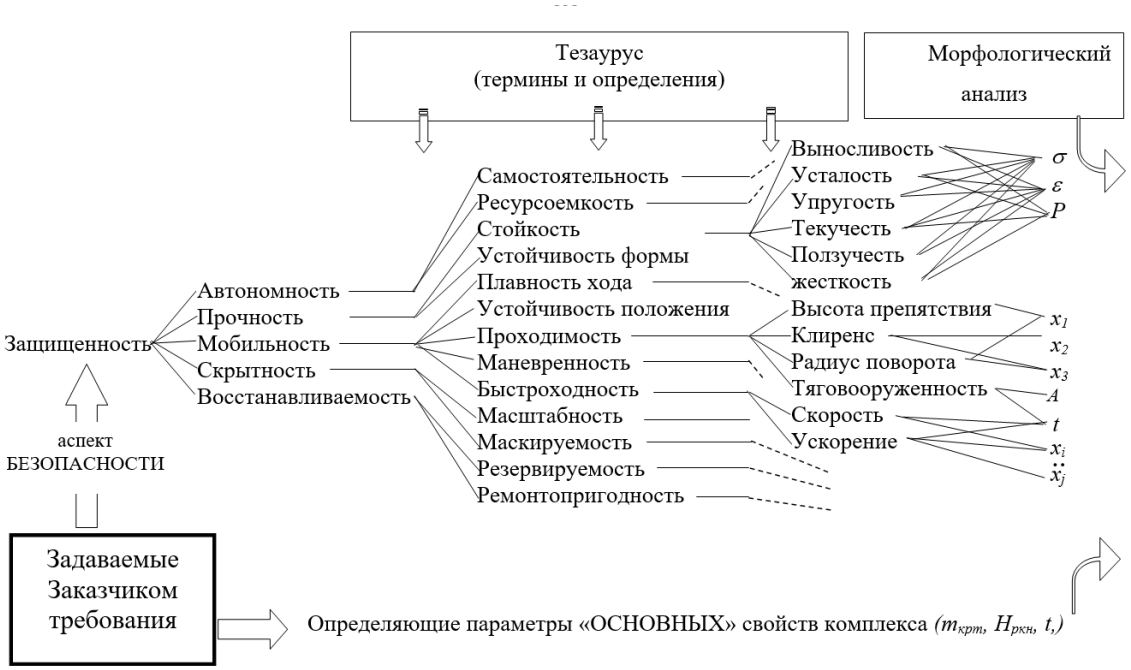


Рис. 1. Параметры, определяющие свойство «защищенность» комплекса

Выполнение морфологического анализа свойства защищенности комплекса или изделия предоставляет возможность преобразовать параметры, характеризующие особенности эксплуатации комплекса, в блок независящих друг от друга параметров, который позволяет пополнять его в случае необходимости дополнительной недостающей информацией.

На рис. 1 показана генерация следующих параметров:
- уровень напряжений и деформации в конструкции агрегатов (σ, ε);
- величины расчетных нагрузок (P);
- параметры линейных размеров (x);
- кинематические и динамические параметры ($\dot{x}, \ddot{x}$);
- параметры ресурсопотребления (A);
- оперативность (t).

В соответствии с работой [2] дополнительные свойства могут кардинально повлиять на облик комплекса, если для их достижения требуется равное или большее ресурсопотребление.

В различных способах применения комплекса по-разному проявляется и его свойства, определяющие показатель эффективности функционирования комплекса. Так, в зависимости от способа применения комплекса (стационарный или подвижный) его защищенность может значительно меняться, что сказывается на эффективности функционирования комплекса в целом.

Для обеспечения защищенности главным параметром является показатель целевой эффективности функционирования систем обеспечения защищенности W, который определяется соотношением

$$W = \frac{Y}{Y_{\text{тр}}},$$

где Y – функция реального результата достижения защищенности;
$Y_{\text{тр}}$ – функция требуемого результата достижения защищенности,

Фактический результат, как правило, всегда хуже (меньше) требуемого, поэтому в выражения для функций фактического результата (Y) должны входить и другие, в том числе и новые, характерные специфические параметры.

Исследования, выполненные с помощью морфологического анализа свойств комплекса (см. рис. 1) использования анализа размерностей, позволяют представить выражение для функции результата защищенности в виде

$$Y = \text{const}\,\frac{\Delta P}{\sigma}\,\frac{Vxm}{tA}, \qquad (1)$$

где ΔP – допустимая интенсивность внешней нагрузки (перепад давления во фронте ударной волны);
V – скорость ухода из зоны внешнего воздействия;
x – расстояние от эпицентра внешнего воздействия до безопасной зоны или линейные размеры защитных устройств;
m – масса незащищенного комплекса;
σ – уровень напряжений конструкции агрегатов;
t – оперативность выполняемых операций, связанных с приданием комплексу защищенности;
A – ресурсоемкость выполняемых операций, обеспечивающих функционирование комплекса;
const – неопределенная константа.

Анализируя выражение (1), можно сделать вывод, что свойства комплекса, характеризующие как его автономность, так и скрытность с восстанавливаемостью, полностью и целиком определяются его ресурсоемкостью (A). В данном выражении параметры комплекса, имеющие взаимное и противоположное влияние друг на друга, например, мобильность ($V = \dot{x}$) и уровень защищенности (P), являются сомножителями.

Специфика рассматриваемого свойства «защищенность», в рамках данной работы, заключается в том, что оно может быть достигнуто путем создания заглубленного комплекса или придания подвижности комплексу, а также путем постановки определенного типа защитных экранов, обеспечивающих мероприятия по защите комплекса. В связи с этим параметр *x*, в зависимости от решаемой задачи, может трактоваться как глубина базирования, расстояние, на которое должен быть отведен подвергающийся деструктивному воздействию комплекс, или глубина построения защитного экрана для комплекса (рис. 2), а параметр *V* формально может представлять собой ряд свойств:

1) для стационарного комплекса – скорость эвакуации техники и обслуживающего персонала из очага потенциально опасной зоны;

2) для подвижных комплексов – скорость увода комплекса от ожидаемой зоны деструктивного воздействия;

3) для защитных экранов комплекса – скорость построения защитного экрана.

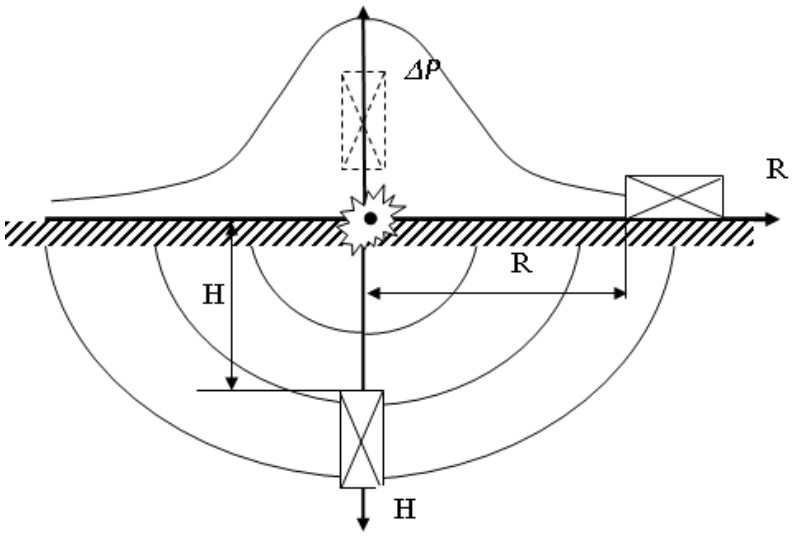


Рис. 2. Трактовка параметра x в уравнении (1), где x = H – глубина базирования, x = R – расстояние, на которое необходимо переместиться, в зависимости от типа решаемой задачи

В выражении (1) дробь

$$\frac{Vxm}{t}$$

имеет размерность энергии, а его смысловое содержание для различных способов базирования, в общем случае, содержит значение кинетической и потенциальной энергии, необходимой комплексу, при его уходе из зоны деструктивного воздействия [3].

Таким образом, выражение общей функции результата достижения защищенности может иметь вид

$$Y = \text{const}\,\frac{\Delta P}{\sigma}\,\frac{m\left(gH + V^2\right)}{A},$$

тогда для стационарных комплексов справедлива запись

$$Y = \text{const}\,\frac{\Delta P}{\sigma}\,\frac{mgH}{A}. \qquad (2)$$

Для подвижных комплексов выражение общей функции трансформируется к виду

$$Y = \text{const}\,\frac{\Delta P}{\sigma}\,\frac{mV_n^{\,2}}{A} = \text{const}\,\frac{\Delta P}{\sigma}\,\frac{mR^2}{t_n^{\,2}A}, \qquad (3)$$

а для комплексов, оборудованных защитными экранами, –

$$Y = \text{const}\,\frac{\Delta P}{\sigma}\,\frac{V_э x}{t_э A}. \qquad (4)$$

В выражениях (2)–(4) ΔP и m являются целевым параметрами, а варьируемыми параметрами становятся:

σ, A, H – для стационарных комплексов;

σ, A, V_n, R, t_n – для подвижных комплексов и комплексов, оборудованных защитными экранами;

$V_э$, x, $t_э$ – для комплексов, оборудованных защитными экранами.

Исходя из анализа опыта функционирования комплексов, можно сделать вывод о том, что достижение необходимого уровня значений параметров $V_э$, V_n, x, R, t_n, $t_э$ или H, с использованием меньшего количества ресурсов (A), позволяет достигнуть большей величины результата назначенного параметра защищенности. При этом значение σ будет ограничено пределом текучести конструкционных материалов – σ_T.

ФОРМИРОВАНИЕ ПОКАЗАТЕЛЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ

Выражения для функций результата (2)–(4) позволяют сформировать показатель целевой эффективности процессов обеспечения защищенности:

– для стационарных комплексов

$$W = \frac{Y}{Y_{\text{тр}}} = \frac{\bar{H}}{\bar{A}}; \qquad (5)$$

– для подвижных комплексов

$$W = \frac{Y}{Y_{\text{тр}}} = \frac{\bar{V}_n^{\,2}}{\bar{A}} = \frac{\overline{V_n R}}{\bar{t}_n \bar{A}} = \frac{\overline{R^2}}{\bar{t}_n^{\,2} \bar{A}}; \qquad (6)$$

– для комплексов, оборудованных защитными экранами,

$$W = \frac{Y}{Y_{\text{тр}}} == \frac{\overline{V_э x}}{\bar{t}_э \bar{A}}, \qquad (7)$$

где $\bar{H}, \bar{V}_n, \bar{R}, \bar{t}_n$ – величины глубины базирования, скорости, расстояния и времени ухода из потенциально опасной зоны соответственно;

$\bar{V}_э, \bar{x}, \bar{t}_э$ – скорость построения, геометрические параметры и время построения защитных экранов.

Теперь задача обоснования облика комплекса, обладающего защищенностью, будет решена с использованием понятия потенциальной эффективности процессов его функционирования.

Для рассматриваемых комплексов обязательными условиями поиска его вариантов являются условия $\bar{R} \to 1, \bar{x} \to 1, \bar{V}_n, \bar{V}_э \to 1, \bar{t}_n, \bar{t}_э \to 1$, определение численного значения требуемых оперативности (t_n, $t_э$), скорости передвижения (V_n) и дальности ухода (R) или величины построенных защитных экранов (x, $V_э$). К таким условиям относятся:

– должно быть назначено время ухода из зоны деструктивного воздействия. В общем случае оно должно состоять из времени перевода комплекса в состояние готовности к движению, времени, необходимого для разгона до требуемой скорости, и времени для торможения;

– должны быть назначены параметры защитного экрана, способные противостоять деструктивному воздействию, к ним как минимум должны относиться геометрические параметры, среда (если это дисперсный экран) или материал, скорость и время построения;

– дальность ухода (R) равносильна протяженности зоны деструктивного воздействия и может быть оценена через мощность расчетного взрыва ($\Delta P_{\text{ф}}$) по известному соотношению Садовского.

Мощность расчетного взрыва определяется выражением

$$\Delta P_{\text{ф}} = 0,084\frac{\sqrt[3]{q}}{R} + 0,27\frac{\sqrt[3]{q^2}}{R^2} + 0,7\frac{q}{R^3} \text{ [МПа]}.$$

В данном соотношении приняты следующие обозначения: q – эквивалент деструктивного воздействия, кг; R – расстояние до расчетной точки.

Для данной цели при определенном деструктивном воздействии q примем следующие обозначения:

$\Delta P_{\text{фц}}$ – предельно допустимое значение давления во фронте ударной волны;

$R_{\text{з}}$ – радиус зоны такого воздействия.

Из соотношения Садовского видна связь между величинами $\Delta P_{\text{фц}}$ и $R_{\text{з}}$. Данная зависимость необходима для оценивания величины давления во фронте ударной волны. Но при этом не учитывается возможность возникновения различных отклонений мощностей деструктивного воздействия от номинального значения. Также может произойти изменение величины значения $\Delta P_{\text{фц}}$ на расстоянии между объектами по причине их индивидуальных особенностей. Примером может послужить зависимость от геологических условий размещения заглубленного комплекса величины ударной волны, необходимой для нанесения разрушений такому комплексу.

Если провести оценку дисперсии, воспроизводимых величин q и $\Delta P_{\text{фц}}$, то можно установить границы возможных значений расстояния $R_{\text{з}}$ (рис. 3).

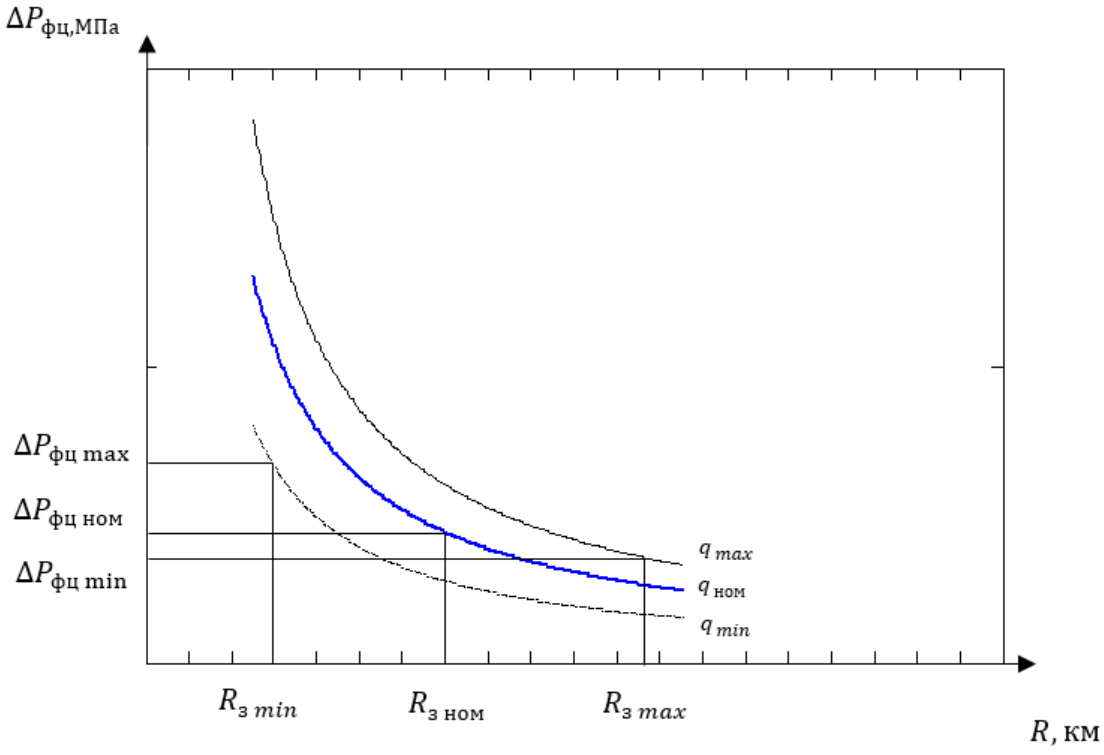


Рис. 3. Влияние разброса параметров на закон изменения давления

На рис. 3 введены следующие обозначения: $\Delta P_{\text{фц ном}}$ и $q_{\text{ном}}$ – номинальные значения для q и $\Delta P_{\text{фц}}$, $R_{\text{з ном}}$ – номинальное значение радиуса зоны деструктивного воздействия.

Изменение радиуса зоны деструктивного воздействия – от $R_{\text{з min}}$ до $R_{\text{з max}}$ – зависит от возможности изменений величины деструктивного воздействия и величины предельно допустимого значения давления.

При эксплуатации комплекса существуют следующие случаи деструктивного воздействии:

1. В случае, если $R \le R_{\text{з min}}$, на объект фактически влияет деструктивное воздействие.
2. При $R > R_{\text{з max}}$ объект остается в данный момент недосягаем для деструктивного воздействия.
3. Когда $R_{\text{з min}} \le R < R_{\text{з max}}$, объект воспринимает деструктивное воздействие с некоторой вероятностью $G(R) = P(\Delta P_{\text{ф}} \ge \Delta P_{\text{фц}})$.

Аппроксимация законов изменения давления на фронте ударной волны от зависимостей мощности деструктивного воздействия и расстояния до места воздействия на близкие к исходным, но более простые зависимости позволяет получить необходимое для заявленных целей выражение

$$R_{\text{з}} = k_{\text{ц}} \sqrt[3]{q},$$

где $k_{\text{ц}} = k(\Delta P_{\text{фц}})$ – коэффициент защищенности объекта.

Таким образом, зная $R_{\text{з}}$, можно определить требуемые значения оперативности (t), скорости передвижения (V) и дальности ухода (R), а также параметры защитных экранов для достижения защищенности комплекса при деструктивном воздействии.

СИНТЕЗ ЧАСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАЩИЩЕННОСТИ

При выполнении условий $\overline{R} \to 1, \overline{x} \to 1, \overline{V}_{n}, \overline{V}_{э} \to 1, \overline{t}_{n}, \overline{t}_{э} \to 1$ задача сводится к поиску варианта, для которого

$$W = \frac{1}{\overline{A}} \to 1.$$

Таким образом, системный подход к формированию облика нового комплекса еще до получения ТТЗ на него создает задачу поиска оптимального варианта (рис. 4)

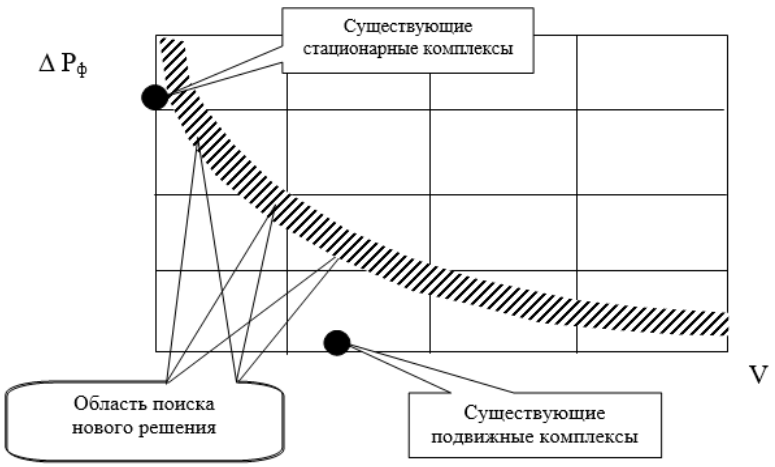


Рис. 4. График поиска оптимального варианта облика комплекса

Очевидно, что рассматриваемая задача является оптимизационной по таким параметрам, как масса подвижного комплекса и его максимальная скорость передвижения.

Для определения реальности подобного технического решения можно воспользоваться известной диаграммой, представленной на рис. 5.

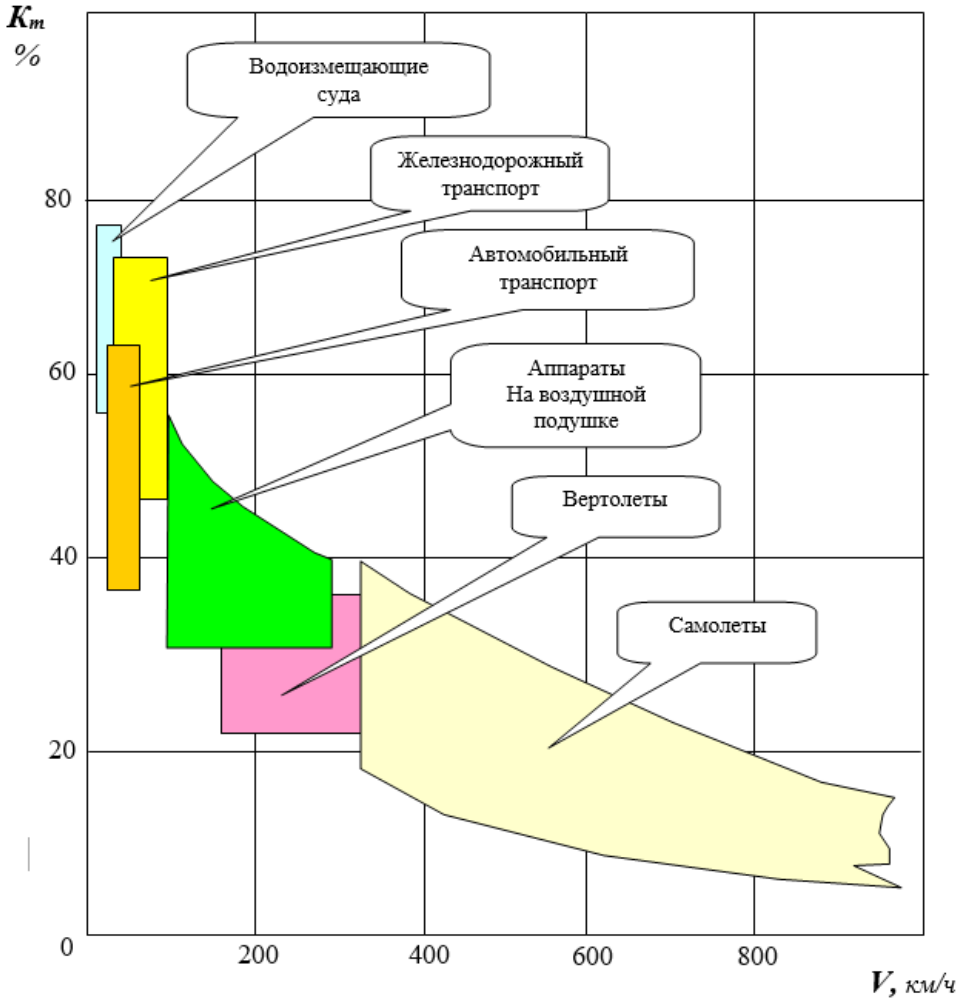


Рис. 5. Зависимость коэффициента грузовой отдачи от скорости объекта

Здесь K_m – коэффициент грузовой отдачи, определяемый по выражению

$$K_m = \frac{m_{\text{гр}}}{m_{\text{гр}} + m_{\text{тр}}},$$

где $m_{\text{гр}}$, $m_{\text{тр}}$ – масса перевозимого груза и масса транспортного средства соответственно.

Так, для подвижного комплекса показатель целевой эффективности процессов обеспечения защищенности будет сводиться к поиску варианта, для которого

$$W_{\text{подв}} = \frac{1}{A} = K_m \frac{V_{\text{тр}}^{\,2}}{V^2} \to 1,$$

где V_{mp} , V – требуемая и реальная скорости передвижения.

Для стационарного заглубленного комплекса поиск варианта будет осуществляться следующим образом (рис. 6):

$$W_{\text{стац}} = \frac{Y}{Y_{\text{тр}}} = \frac{\bar{H}}{\bar{A}} = \frac{A_{\text{тр}}}{A} = \frac{V_{\text{ц}}}{V_{\text{к}}} = \frac{\pi r^2}{\frac{1}{3}\pi\left(R^2 + r^2 + Rr\right)} \to 1,$$

где $V_{\text{ц}}$ – объем грунта, подлежащего удалению с поверхности земли,

$$V_{\text{ц}} = \pi r_1 2H;$$

$V_{\text{к}}$ – объем воронки вскрытия,

$$V_{\text{к}} = \frac{1}{3}\pi H(R_1^2 + r_2^2 + R_1 r_2).$$

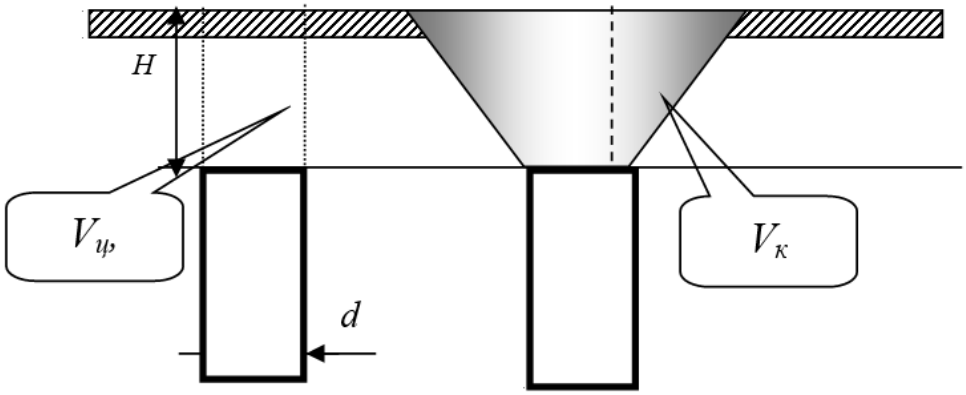


Рис. 6. Схема размещения заглубленного комплекса

В случае применения дисперсных экранов для подавления деструктивного воздействия давление будет рассчитываться по формуле

$$P(x) = P_0 e^{-\beta x},$$

где β – коэффициент затухания, зависящий от концентрации частиц;
P_0 – давление на входе в дисперсный экран ($x = 0$);
x – длина экрана.

Таким образом, энергия ударной волны будет затухать вследствие взаимодействия с частицами экрана, скорость затухания при этом рассчитывается следующим образом:

$$\frac{dP}{dx} = -\beta P,$$

$$\beta = \frac{3\varphi C_d}{4d_P}\frac{\rho_{\text{г}}}{\rho_P}\frac{|u_{\text{г}} - u_P|}{c_{\text{г}}}.$$

Здесь $\rho_{\text{г}}$ и $\rho_{\text{Р}}$ – плотность газа и материала частиц дисперсной среды;
C_d – коэффициент сопротивления;
d_P – диаметр частиц;
$u_{\text{г}}$ и u_P – соответственно скорость газа и частиц;
$c_{\text{г}}$ – скорость звука, определяемая соотношением

$$c_{\text{г}} = \sqrt{kRT}$$

(здесь k – показатель адиабаты газа);
φ – объемная концентрация частиц,

$$\varphi = \frac{N\pi d_P^3}{6},$$

где N – число частиц в единице объема.

При взаимодействии ударной волны и дисперсного экрана будет наблюдаться передача импульса частицам, а скорость ударной волны в двухфазной среде будет уменьшаться с ростом доли частиц, присутствие частиц увеличивает эффективную плотность дисперсной среды (рис. 7).

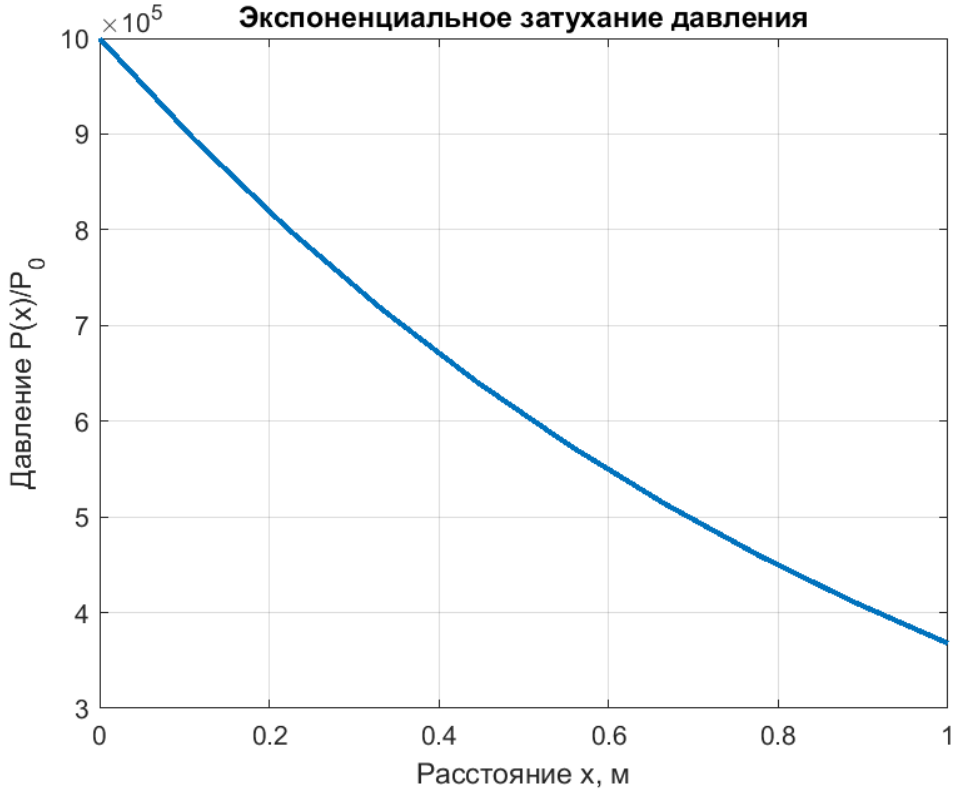


Рис. 7. Влияние коэффициента затухания на ударную волну

Например, при $\beta = 1$ м$^{-1}$ через 1 м давление упадет в $e \approx 2{,}781$ раз.

Таким образом, поиск вариантов показателя эффективности процессов обеспечения защищенности комплексов, обладающих защитными экранами, будет сведен к поиску параметров защитного экрана и определения его размещения с целью снижения ΔP. Тогда

$$W_{\text{зэ}} = \frac{P_0}{P(\beta)} \to 1.$$

Для более детального рассмотрения взаимодействия дисперсных экранов с ударной волной необходимо точное решение полной системы уравнений движения двухфазной среды.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Среди множества процессов, реализуемых комплексом есть процесс функционирования систем обеспечения защиты. Для данной системы был сформирован показатель эффективности процесса по обеспечению защищенности для трех разных способов: заглубление комплекса, придание повышенной подвижности, применение защитных экранов.

Полученные отношения в дальнейшем позволяют провести численные исследования для трех способов защиты комплекса в различных условиях эксплуатации и оценить показатель эффективности процессов по обеспечению защищенности комплекса

Список использованных источников

1. Безопасность России: правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты. Тематический блок «Национальная безопасность». Научные основы техногенной безопасности / Н. В. Абросимов [и др.]. – М. : МГОФ «Знание», 2015. – 935 с.

2. *Лагун А. В., Козлов В. В., Головчинский В. О.* Оценивание эффективности процессов эксплуатации ракетно-космических комплексов // Всероссийская научно-техническая конференция «Проблемы обеспечения функционирования и развития наземной инфраструктуры комплексов систем вооружения» : сб. мат. / под общ. ред. А. Н. Миронова. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2019. – С. 25−32.

3. *Лагун А. В., Козлов В. В., Головчинский В. О.* Координирование ресурсораспределения среди элементов ракетно-космического комплекса в задачах анализа нештатных ситуаций, возникающих при его эксплуатации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 671. – С. 288−296.

С. Н. Краснощёков,
кандидат военных наук;
С. Н. Лукьяненко;
Д. В. Скворцов,
кандидат технических наук

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛИТИЙ-ИОННОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА НА ОСНОВЕ ТЕЛЕМЕТРИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ СИЛЫ ТОКА

Рассмотрено решение прикладной задачи определения остаточного ресурса литий-ионных аккумуляторных батарей космических аппаратов на этапе орбитального функционирования с использованием данных телеметрических измерений. Представлена математическая модель литий-ионной аккумуляторной батареи, описывающая динамику изменения напряжения на клеммах аккумуляторной батареи с учетом вариаций силы тока, протекающего в цепи, температурного воздействия и процессов деградации. Обоснованы функциональные зависимости, позволяющие выразить коэффициенты уравнений по исходным параметрам. Разработаны два способа оценки остаточного ресурса, различающиеся используемым набором телеметрируемых параметров.

Ключевые слова: литий-ионные аккумуляторные батареи, остаточный ресурс, предельное состояние, телеметрические измерения.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в связи с постоянным увеличением энергопотребления бортовых систем космических аппаратов (КА) ключевую роль в их энергообеспечении играет использование высокоэффективных средств хранения энергии в составе системы электроснабжения (СЭС). Наиболее распространенными на текущем этапе научно-технического развития являются литий-ионные аккумуляторные батареи (ЛИАБ), что обусловлено их высокими удельными характеристиками, низким саморазрядом и большой длительностью ресурса в условиях циклических нагрузок.

Деградация ЛИАБ представляет собой главный фактор, ограничивающий срок активного существования СЭС КА. Комплекс взаимосвязанных электрохимических и физико-механических процессов, протекающих внутри источников тока, приводит к прогрессирующему снижению остаточного ресурса ЛИАБ. В частности, в работе [1] авторы выделяют химические и механические причины деградации параметров ЛИАБ, при этом указанные причины отличаются для анода и катода. Исследователи различают два основных механизма деградации:

1. Календарная деградация (calendar ageing).
2. Циклическая деградация (cycle ageing).

Первый механизм обусловлен явлениями самопроизвольного разряда, наблюдаемыми в ЛИАБ при их хранении в ненагруженном состоянии. Второй механизм связан с эксплуатационными нагрузками при штатном функционировании ЛИАБ в составе СЭС КА в процессе энергообеспечения агрегатов и систем. Подобные циклические нагрузки представляют собой определяющий фактор деградации ЛИАБ в условиях орбитального полета КА.

Таким образом, актуальной задачей становится разработка методов дистанционной оценки остаточного ресурса ЛИАБ с целью мониторинга технического состояния КА и принятия мер по продлению срока активного существования. Особенность летной эксплуатации КА заключается в принципиальной невозможности проведения непосредственной технической диагностики и ремонта, что требует разработки новых подходов к оцениванию технического состояния ЛИАБ. Несмотря на большой объем передаваемых телеметрических измерений

(ТМИ), диагностирование степени деградации ЛИАБ осуществляется не в полной мере, в том числе в связи с отсутствием апробированного и реализованного методического аппарата.

В статье представлена методика оценки значения текущей емкости и остаточного ресурса ЛИАБ КА на основе анализа ТМИ. Она учитывает циклический характер нагрузок и глубину разряда ЛИАБ, а также температурное воздействие. Методика основана на математическом моделировании процессов заряда-разряда ЛИАБ с учетом деградационных изменений.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЛИАБ

Моделирование процесса функционирования ЛИАБ на этапе орбитальной эксплуатации КА составляет основу решения задачи определения ее остаточного ресурса. Исследования в этой области показывают, что наибольшую эффективность демонстрируют модели, основанные на эквивалентных электрических схемах замещения [2]. В частности, простой и при этом достаточно точно описывающей циклы заряда-разряда ЛИАБ является статическая модель Шеферда [3], в которой используется схема замещения, представленная на рис. 1. В работе [4] рассмотрено исследование данной математической модели, показывающее, что ошибка между натурными измерениями и теоретическими расчетами не превышает 2,6%. Эти результаты согласуются с теми, которые были получены в работе [5].

Выходное напряжение, получаемое с аккумуляторной батареи, определяется по формуле

$$U_{\text{вых}}(t) = E(t) - Ri(t), \tag{1}$$

где $E(t)$ – электродвижущая сила ЛИАБ;
R – внутреннее сопротивление ЛИАБ;
$i(t)$ – сила тока, протекающего через ЛИАБ.

Величина $E(t)$ определяется из соотношения

$$E(t) = E_0 - K\frac{Qq(t)}{Q-q(t)} - fK\frac{Qi'}{|q(t)|+0{,}1Q} - (1-f)K\frac{Qi'}{Q-q(t)} + Ae^{-Bq(t)}, \tag{2}$$

где E_0 – постоянное значение;
K – коэффициент, учитывающий поляризацию процесса;
Q – текущая емкость ЛИАБ;
$q(t)$ – извлекаемая емкость, $q(t) = \int idt$;
i' – сила тока, обработанная фильтром низких частот;
f – коэффициент, учитывающий характер процесса ($f = 1$, если ЛИАБ заряжается, $f = 0$, если ЛИАБ разряжается);
A – экспоненциальное напряжение;
B – экспоненциальная ёмкость.

Для практического применения указанных зависимостей необходимо учитывать влияние деградационных процессов на параметры уравнений (1), (2). В разработанной модели предполагается, что основным фактором деградации является протекание рабочих токов в процессе эксплуатации. При этом текущее состояние ЛИАБ определяет интенсивность протекания деградационных процессов, оказывая влияние лишь на степень действия основного фактора. Данный теоретический подход находит подтверждение в работе [6].

В результате действия описанных факторов происходит изменение параметров ЛИАБ, выражающееся в снижении текущей емкости и увеличении внутреннего сопротивления [7]:

$$Q = Q_{\text{нач}} - (Q_{\text{нач}} - Q_{\text{кон}}) \cdot \varepsilon, \tag{3}$$

$$R = R_{\text{нач}} + (R_{\text{кон}} - R_0) \cdot \varepsilon, \tag{4}$$

где $Q_{\text{нач}}, R_{\text{нач}}$ – емкость и внутреннее сопротивление ЛИАБ в начальный момент времени ее функционирования соответственно;

$Q_{\text{кон}}, R_{\text{кон}}$ – емкость и внутреннее сопротивление ЛИАБ в момент времени достижения предельного состояния соответственно;

ε – коэффициент деградации.

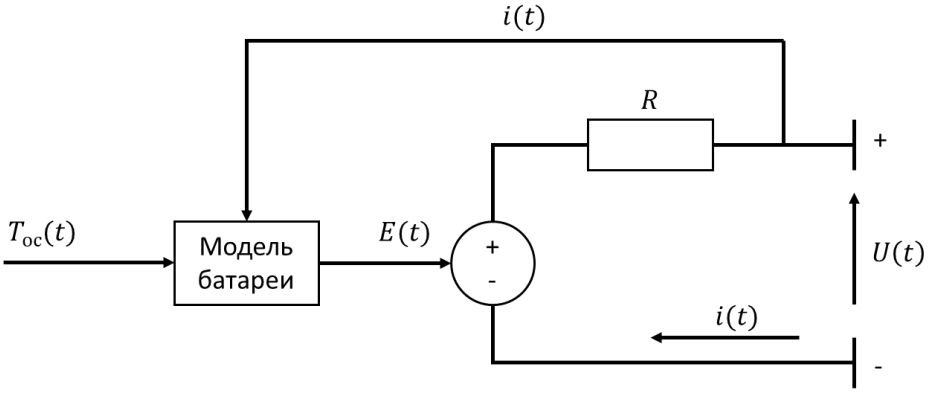


*Рис. 1. Эквивалентная электрическая схема замещения ЛИАБ, где i(t) – сила тока, U(t) = E(t)-R*i(t) – напряжение на клеммах ЛИАБ, R – внутреннее сопротивление ЛИАБ, $T_{ос}$(t) – температура внешней среды ЛИАБ*

В многочисленных исследованиях [7–10] отмечается взаимосвязь между степенью деградации ЛИАБ и количеством циклов заряда-разряда, прошедших с начала функционирования. Пусть N – номер цикла заряда-разряда ЛИАБ на этапе ее функционирования, тогда величина $n = 2N - 1$ – номер полупериода разряда, а $n = 2N$ – номер полупериода заряда ЛИАБ ($N = 1, 2, 3, \ldots$). В этом случае выполняется:

$$\varepsilon(n) = \varepsilon(n-1) + (n \bmod 2) \cdot \left(\frac{1}{Nc_{\max}(n)} \cdot \left(1 - \frac{DDO(n-2) + DDO(n)}{2DDO(n-1)} \right) \right), \quad (5)$$

где $Nc_{\max}(n)$ – максимальное число циклов, через которое ЛИАБ достигнет предельного состояния;

$DDO(n)$ – глубина разряда ЛИАБ по истечении времени полупериода n.

В начальный момент эксплуатации коэффициент деградации принимает нулевое значение, тогда как при достижении предельного состояния ЛИАБ он становится равным единице. Значение $Nc_{\max}$ рассчитывается по следующей формуле:

$$Nc_{max}(n) = H \left(\frac{DDO(n-1)}{100} \right)^{-z} (i_d(n))^{-\gamma_d} (i_c(n))^{-\gamma_c}, \quad (6)$$

где H – эмпирический коэффициент;

z – экспоненциальный фактор глубины разряда;

γ_d – экспоненциальный фактор тока разряда;

γ_c – экспоненциальный фактор тока заряда;

$i_d(n)$ – среднее значение тока разряда;

$i_c(n)$ – среднее значение тока заряда.

Представленные выше зависимости (1)–(4), (6) были установлены для разрядных характеристик, полученных при фиксированной температуре ЛИАБ, они не учитывают температурное влияние на процессы заряда-разряда. Температурные изменения оказывают значимое воздействие на параметры уравнения Шеферда. С учетом температурной зависимости уравнение (2) может быть представлено в следующем виде:

$$E(t,T,T_{\text{ос}}) = E_0(T) - K(T)\frac{Q(T_{\text{ос}})q(t)}{Q(T_{\text{ос}})-q(t)} - fK(T)\frac{Q(T_{\text{ос}})i'}{|q(t)|+0{,}1Q(T_{\text{ос}})} - (1-f)K(T)\frac{Q(T_{\text{ос}})i'}{Q(T_{\text{ос}})-q(t)} + Ae^{-Bq(t)}, \quad (7)$$

где T – температура батареи;

$T_{\text{ос}}$ – температура внешней среды ЛИАБ.

При этом, согласно работе [11], внутреннее сопротивление ЛИАБ существенно зависит от рабочей температуры, тогда получим

$$U_{\text{вых}}(t,T,T_{\text{ос}}) = E(t,T,T_{\text{ос}}) - R(T)i(t). \quad (8)$$

Температурный режим является критическим параметром, влияющим на деградацию ЛИАБ, что необходимо учесть в уравнении (6). Следовательно,

$$Nc_{\max}(n,T_{\text{ос}}) = H\left(\frac{DDO(n-1)}{100}\right)^{-z} e^{-\Psi(T_{\text{ос}})}(i_d(n))^{-\gamma_d}\,(i_c(n))^{-\gamma_c}, \quad (9)$$

где $\Psi(T_{\text{ос}})$ – функция, зависящая от температуры внешней среды ЛИАБ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТОВ УРАВНЕНИЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Типовой характеристикой ЛИАБ является кривая разряда (рис. 2), отражающая зависимость выходного напряжения от текущей извлекаемой емкости при заданном номинальном токе разряда. Кривая разряда представляется производителем либо формируется в ходе наземно-экспериментальной отработки элементов КА. Анализ данной кривой позволяет идентифицировать ключевые точки, необходимые для параметризации уравнения (2). Учет температурного фактора требует анализа дополнительной кривой разряда при температуре, отличающейся от номинальной, что позволяет выделить температурную составляющую протекающих процессов.

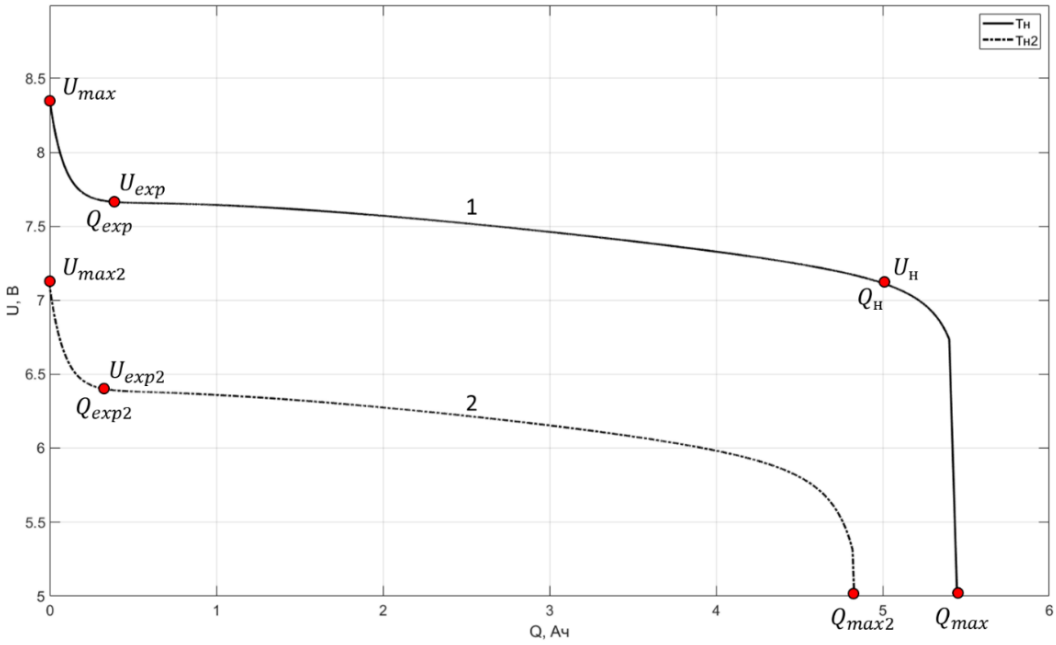


Рис. 2. Кривые разряда ЛИАБ при различных температурах

В табл. 1 представлены исходные данные для проведения расчетов по определению остаточного технического ресурса ЛИАБ.

Таблица 1

Параметры ЛИАБ, получаемые из кривых разряда

Обозначение	Единица измерения	Наименование
$U_{\text{н}}$	В	Номинальное напряжение батареи
$Q_{\text{н}}$	А·ч	Емкость конца номинальной зоны разряда
$T_{\text{н}}$	К	Температура батареи для кривой разряда 1
$T_{\text{н2}}$	К	Температура батареи для кривой разряда 2
$U_{\max}$	В	Максимальное выдаваемое напряжение при температуре $T_{\text{н}}$
$Q_{\max}$	А·ч	Максимальная емкость батареи при температуре $T_{\text{н}}$
$U_{\exp}$	В	Напряжение экспоненциальной зоны при температуре $T_{\text{н}}$
$Q_{\exp}$	А·ч	Емкость экспоненциальной зоны при температуре $T_{\text{н}}$
$U_{\max 2}$	В	Максимальное выдаваемое напряжение при температуре $T_{\text{н2}}$
$Q_{\max 2}$	А·ч	Максимальная емкость батареи при температуре $T_{\text{н2}}$
$U_{\exp 2}$	В	Напряжение экспоненциальной зоны при температуре $T_{\text{н2}}$
$Q_{\exp 2}$	А·ч	Емкость экспоненциальной зоны при температуре $T_{\text{н2}}$

Последовательная подстановка табличных значений в уравнения (2) и (1) позволяет получить систему из четырех уравнений, решение которой позволяет определить значения указанных коэффициентов:

$$\begin{cases} U_{\max} = E_0 + A - Ri_{\text{н}}, \\ U_{\exp} = E_0 - K\frac{Q_{\max}(Q_{\exp}+i'_{\text{н}})}{Q_{\max}-Q_{\exp}} + Ae^{-BQ_{\exp}} - Ri_{\text{н}}, \\ U_{\text{н}} = E_0 - K\frac{Q_{\max}(Q_{\text{н}}+i'_{\text{н}})}{Q_{\max}-Q_{\text{н}}} + Ae^{-BQ_{\text{н}}} - Ri_{\text{н}}, \end{cases} \quad (10)$$

где $i_{\text{н}}$ – номинальный ток разряда, соответствующий кривой разряда;

$i'_{\text{н}}$ – фильтрованное значение силы тока, $i'_{\text{н}} = i_{\text{н}}$· час.

Аналитическое решение представленной системы уравнений, учитывая, что $B = \frac{3}{Q_{\exp}}$, позволяет получить:

$$A = \frac{(U_{\max}-U_{\exp})(Q_{\max}-Q_{\exp})\cdot(i'_{\text{н}}+Q_{\text{н}})-(U_{\max}-U_{\text{н}})(Q_{\max}-Q_{\text{н}})\cdot(i'_{\text{н}}+Q_{\exp})}{(1-e^{-BQ_{\exp}})(Q_{\max}-Q_{\exp})\cdot(i'_{\text{н}}+Q_{\text{н}})-(1-e^{-BQe})(\lambda Q_{\max}-Q_{\text{н}})\cdot(i'_{\text{н}}+Q_{\exp})}, \quad (11)$$

$$K = \frac{\left(U_{\max}-U_{\text{н}}+A\left(e^{-BQ_{\text{н}}}-1\right)\right)\cdot(Q_{\max}-Q_{\text{н}})}{Q_{\max}(i'_{\text{н}}+Q_{\exp})}, \quad (12)$$

$$E_0 = U_{\max} - A + Ri_{\text{н}}. \quad (13)$$

Для практического применения указанных зависимостей, с целью оценки остаточного технического ресурса ЛИАБ, требуется предварительное определение коэффициентов уравнений (2), (6). Однако следует отметить, что их значения определяются для конкретных образцов ЛИАБ. Следовательно, для определения значений коэффициентов математической модели необходимо проведение экспериментальных исследований.

Для однозначного определения коэффициентов H, z, γ_d, γ_c необходимо выполнить серию испытаний с варьированием следующих параметров: силы тока разряда, силы тока заряда,

глубины разряда ЛИАБ. Результатом каждого исследования будет значение максимального количества циклов $Nc_{\max}$, по истечении которых емкость ЛИАБ снизится до значения $Q_{\text{кон}}$. Полученные экспериментальные данные образуют систему из четырех независимых уравнений, решение которой позволяет определить искомые коэффициенты:

$$\begin{cases} \mathrm{Nc}_1 = H\left(\frac{DDO_1}{100}\right)^{-z} {i_{dn}}^{-\gamma_d} {i_{cn}}^{-\gamma_c}, \\ \mathrm{Nc}_2 = H\left(\frac{DDO_2}{100}\right)^{-z} {i_{dn}}^{-\gamma_d} {i_{cn}}^{-\gamma_c}, \\ \mathrm{Nc}_3 = H\left(\frac{DDO_3}{100}\right)^{-z} {i_{dm}}^{-\gamma_d} {i_{cn}}^{-\gamma_c}, \\ \mathrm{Nc}_4 = H\left(\frac{DDO_4}{100}\right)^{-z} {i_{dn}}^{-\gamma_d} {i_{cm}}^{-\gamma_c}, \end{cases} \tag{14}$$

где Nc_1, Nc_2, Nc_3, Nc_4 – экспериментально полученные значения;

$DDO_1, DDO_2, DDO_3, DDO_4$ – глубина разряда для каждого эксперимента соответственно, для каждого цикла заряда-разряда значение не меняется;

i_{dn} – номинальный ток разряда ЛИАБ;

i_{dm} – максимальный ток разряда ЛИАБ;

i_{cn} – номинальный ток заряда ЛИАБ;

i_{cm} – максимальный ток заряда ЛИАБ.

Логарифмируя обе части уравнения, получим:

$$z = \frac{\ln\frac{Nc_1}{Nc_2}}{\ln\frac{DDO_1}{DDO_2}}, \tag{15}$$

$$\gamma_d = \frac{\ln\frac{Nc_1}{Nc_3}\left(\frac{DDO_1}{DDO_3}\right)^z}{\ln\frac{i_{dm}}{i_{dn}}}, \gamma_c = \frac{\ln\frac{Nc_1}{Nc_4}\left(\frac{DDO_1}{DDO_4}\right)^z}{\ln\frac{i_{cm}}{i_{cn}}}, \tag{16}$$

$$H = \frac{N_1}{{i_{dn}}^{-\gamma_d} {i_{cn}}^{-\gamma_c}}. \tag{17}$$

С учетом влияния температуры значения коэффициентов уравнений будут определяться следующим образом:

$$E_0(T) = E_0(T_{\text{н}}) + \Delta E_T \cdot (T - T_{\text{н}}), \tag{18}$$

$$Q(T_{\text{ос}}) = Q(T_{\text{н}}) + \Delta Q_T \cdot (T_{\text{ос}} - T_{\text{н}}), \tag{19}$$

$$K(T) = K(T_{\text{н}}) \cdot e^{\alpha\left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{\text{н}}}\right)}, \tag{20}$$

$$R(T) = R(T_{\text{н}}) \cdot e^{\beta\left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{\text{н}}}\right)}, \tag{21}$$

$$\Psi(T_{\text{ос}}) = \varphi\left(\frac{1}{T_{\text{ос}}} - \frac{1}{T_{\text{н}}}\right), \tag{22}$$

где $T_{\text{н}}$ – температура ЛИАБ, при которой получена кривая разряда 1;

$T_{\text{н2}}$ – температура ЛИАБ, при которой получена кривая разряда 2;

ΔE_T – температурный коэффициент изменения напряжения,

$$\Delta E_T = \frac{U_{\max 2} - E_0(T_{\text{н}}) - A + Ri_{\text{н}} \cdot e^{\beta\left(\frac{1}{T_{\text{н2}}} - \frac{1}{T_{\text{н}}}\right)}}{T_{\text{н2}} - T_{\text{н}}};$$

ΔQ_T – температурный коэффициент изменения емкости,

$$\Delta Q_T = \frac{Q_{\max 2} - Q_{\max}}{T_{н2} - T_н};$$

φ – постоянная Аррениуса для одного цикла разряда;

β – постоянная скорости Аррениуса для внутреннего сопротивления, $R(T_{н2})$ определяется экспериментально,

$$\beta = \frac{T_н T_{н2}}{T_н - T_{н2}} \ln \frac{R(T_{н2})}{R(T_н)};$$

α – постоянная скорости Аррениуса для поляризационного сопротивления,

$$\alpha = \frac{T_н T_{н2}}{T_н - T_{н2}} \ln \frac{K(T_{н2})}{K(T_н)},$$

где

$$K(T_{н2}) = \frac{\left(U_{\max 2} - U_{\exp 2} + A(e^{-BQ_{\exp 2}} - 1)\right) * \left(Q_{\max 2} - Q_{\exp 2}\right)}{Q_{\max 2}(i'_н + Q_{\exp 2})}.$$

Определение коэффициента φ, который учитывает влияние изменения температуры на скорость деградации ЛИАБ, осуществляется аналогично определению коэффициентов H, z, γ_d, γ_c. Находится значение количества циклов $N\mathrm{c}_5$ при глубине разряда DDO_5 ЛИАБ токами i_{dn} i_{cn} при температуре $T_{н2}$, при условии, что значения $N\mathrm{c}_1, N\mathrm{c}_2, N\mathrm{c}_3, N\mathrm{c}_4$ были получены при температуре $T_н$:

$$N\mathrm{c}_5 = H\left(\frac{DDO_5}{100}\right)^{-z} e^{-\varphi\left(\frac{1}{T_{н2}} - \frac{1}{T_н}\right)} {i_{dn}}^{-\gamma_d} {i_{cn}}^{-\gamma_c}. \quad (23)$$

Отсюда

$$\varphi = \frac{T_н - T_{н2}}{T_н T_{н2}} (\ln H - \mathrm{z} \ln \frac{DDO_5}{100} - \gamma_1 \ln i_{dn} - \gamma_2 \ln i_{cn} - \ln N_5). \quad (24)$$

Очевидно, что в реальных условиях невозможно проведение серии испытаний по определению коэффициентов математической модели для каждого образца ЛИАБ. На практике целесообразно испытывать образец из партии ЛИАБ, присваивая результат всей партии. Для изделий, не выпускаемых серийно, а разработанных и изготовленных по результатам проведения опытно-конструкторских работ, в перечень обязательных к проведению испытаний, проводимых в рамках наземной экспериментальной отработки, необходимо отнести экспериментальные исследования по определению параметров: $N\mathrm{c}_1, N\mathrm{c}_2, N\mathrm{c}_3, N\mathrm{c}_4, N\mathrm{c}_5$.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА НА ОСНОВЕ ТМИ СИЛЫ ТОКА

Источником исходных данных для решения задачи являются телеметрические измерения (ТМИ) силы тока, полученные в ходе орбитальной эксплуатации КА. В результате обработки данных формируется множество значений силы тока на выходе ЛИАБ $\{i_j | j = \overline{1, N}\}$, где N – количество измерений, соответствующих одному или нескольким циклам заряда-разряда либо всему сроку активного существования КА. При непрерывном функционировании ЛИАБ величина деградации зависит от всей истории ее эксплуатации, что обусловливает необходимость учета данных за весь период работы системы.

В основе разработанной методики лежит предположение о том, что динамика изменения силы тока на выходе ЛИАБ в последующих циклах работы считается идентичной динамике наблюдаемых значений в ТМИ, т. е. предполагается повторяемость характеристик циклов заряда-разряда ЛИАБ и исходных данных.

Пусть фиксированный промежуток времени между измерениями силы тока равен dt, тогда значение извлекаемой емкости q_j в момент времени t_j составит

$$q_j = q_{j-1} + i_j \cdot dt. \quad (25)$$

В начальный момент времени ($j = 0$, $t_j = 0$) $q_0 = 0$.

Уровень заряда ЛИАБ SOC_j вычисляется по формуле

$$SOC_j = \left(1 - \frac{q_j}{Q_j}\right) \cdot 100\%, \quad (26)$$

где Q_j – емкость ЛИАБ в момент времени t_j, определяется по формуле (3), при этом в начале функционирования принимается, что $Q_0 = Q_{\text{нач}} = Q_{\max}$.

Обозначим через $[t_s, t_k]$ временной интервал -го полупериода заряда-разряда ЛИАБ, тогда

$$DDO(n) = 1 - SOC_k, \quad (27)$$

$$i_d(n) = \begin{cases} \frac{1}{k-s+1}\sum_{l=s}^{k} i_l, \text{если } n \bmod 2 \neq 0, \\ i_d(n-1), \text{иначе}, \end{cases} \quad (28)$$

$$i_c(n) = \begin{cases} \frac{1}{k-s+1}\sum_{l=s}^{k} i_l, \text{если } n \bmod 2 = 0, \\ i_c(n-1), \text{иначе}. \end{cases} \quad (29)$$

Результатом расчетов является функциональная зависимость текущей емкости ЛИАБ от времени $Q = Q(t)$, определяемая по формулам (3), (5), (19) с учетом температуры (рис. 3).

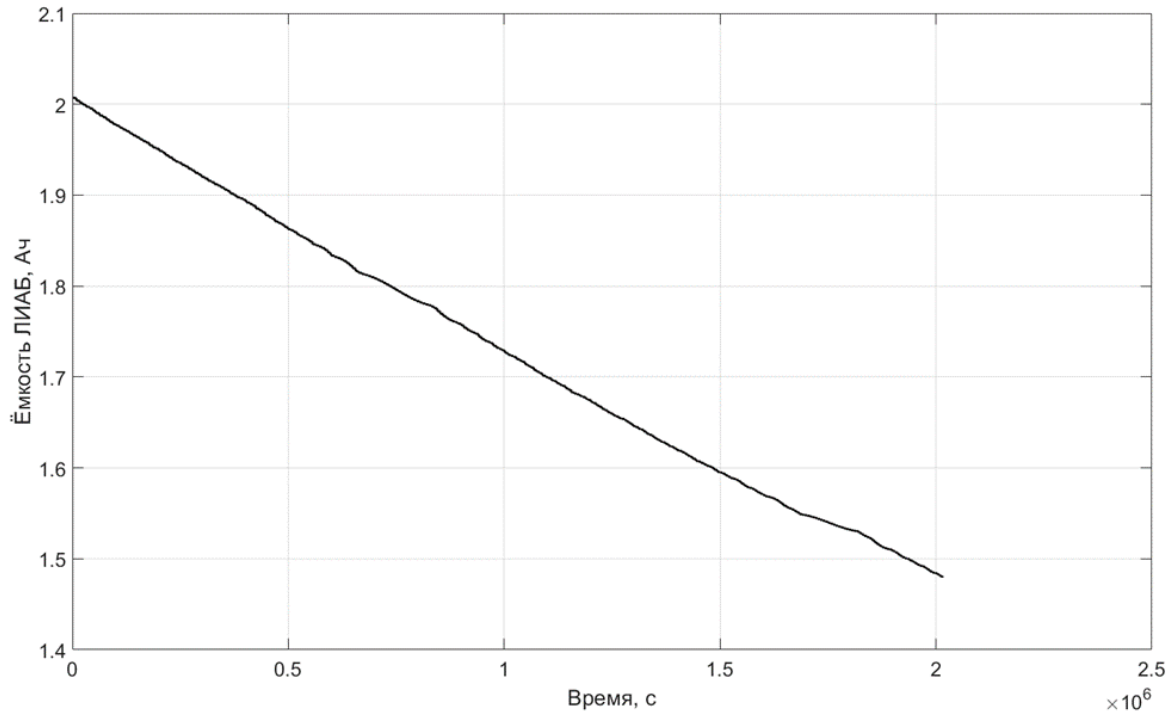


Рис. 3. Результаты моделирования функционирования ЛИАБ

Введем критерий достижения предельного состояния e как отношение текущей емкости к номинальной:

$$e = \frac{Q_j}{Q_{\max}}. \quad (30)$$

Предельное состояние ЛИАБ характеризуется достижением критического значения емкости $Q_{\text{кон}}$, при котором дальнейшая эксплуатация ЛИАБ нецелесообразна. Для большинства ЛИАБ, применяемых на КА, этот параметр равен 0,7–0,8.

Таким образом, алгоритм решения задачи заключается в моделировании процесса функционирования ЛИАБ с целью нахождения зависимости ее текущей емкости от времени и определения момента времени снижения емкости ЛИАБ до критического значения. Формула для определения остаточного ресурса ЛИАБ $t_{\text{ост}}$ имеет вид

$$t_{\text{ост}} = t_{\text{к}} - t_{\text{тек}}, \tag{31}$$

где $t_{\text{к}}$ – момент времени достижения предельного состояния ЛИАБ (достижения емкости $Q_{\text{кон}}$),

$t_{\text{тек}}$ – момент времени текущего измерения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная методика позволяет получить количественную оценку степени деградации ЛИАБ, что открывает возможность прогнозирования остаточного технического ресурса в условиях летной эксплуатации. Особенностями методики являются возможность получения результата без проведения полного разряда ЛИАБ, что обусловливает возможность ее применять в ходе орбитальной эксплуатации КА, и учет влияния факторов, ускоряющих деградационные процессы, таких как глубина разряда и температурное воздействие.

Полученные результаты могут быть использованы специалистами группы анализа ТМИ бортовых систем КА для прогнозирования остаточного технического ресурса ЛИАБ и СЭС в целом, формирования предложений по увеличению срока активного существования КА, а также для планирования режимов работы бортовых систем.

Список использованных источников

1. A review on lithium-ion battery ageing mechanisms and estimations for automotive applications / Anthony Barré [et al.] // Journal of Power Sources. – 2013. – Is. 241. – P. 680–689.

2. *Давидов А. О., Жмуров Б. В., Степанченко В. П.* Факторы, влияющие на скорость деградации литий-ионных аккумуляторов // Электропитание : научно-техн. журн. – 2018. – № 4. – С. 36–53.

3. *Брянцев А. А., Букреев В. Г.* Алгоритм определения параметров модели Шеферда // Доклады ТУСУР : журн. – 2019. – Т. 22, № 1 – С. 95–99.

4. *Возмилов А. Г., Панишев С. А., Лисов А. А.* Исследование и математическое моделирование литий-ионного аккумулятора // Вестник ЮУрГУ. Сер. Энергетика. – 2022. – Т. 22, № 2. – С. 30–36.

5. *Брянцев А .А., Букреев В. Г., Шилин А. А.* Методика определения параметров динамической модели литий-ионного аккумулятора // Доклады ТУСУР : журн. – 2019. – Т. 22, № 4 – С. 96–101.

6. *Добрего К. В., Козначеев И. А.* Универсальная имитационная модель деградации аккумуляторных батарей с оптимизацией параметров по генетическому алгоритму // Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ : науч. журн. – 2022. – Т. 65, № 6. – С. 481–498.

7. *Добрего К. В., Бладыко Ю. В.* Моделирование аккумуляторных батарей и их сборок с учетом деградации параметров // Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ : науч. журн. – 2021. – Т. 64, № 1. – С. 27–39.

8. Satellite Lithium-Ion Battery Remaining Cycle Life Prediction with Novel Indirect Health Indicator Extraction / Datong Liu [et al.] // Energies. – 2013. – Is. 6. – P. 3654–3668.

9. *Брянцев А. А.* Разработка и исследование микропроцессорного имитатора литий-ионной аккумуляторной батареи космического аппарата : дисс. …канд. техн. наук. – Томск, 2021. – 150 с.

10. *Дедов С. И.* Повышение энергоэффективности силовой гибридной установки автономного транспортного средства : дисс. …канд. техн. наук. – Новосибирск, 2022. – 121 с.

11. *Хандорин М. М., Букреев В. Г.* Методика оценки остаточной емкости литий-ионной аккумуляторной батареи при изменении температуры аккумулятора // Доклады ТУСУР. – 2017. – Т. 21, № 2. – С. 120–122.

В. И. Крыжановский,
кандидат технических наук, доцент;
С. В. Слатов,
кандидат технических наук;
И. А. Трофимов,
кандидат технических наук

АЛГОРИТМ РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Разработаны с использованием метода фазовых траекторий алгоритмы расчета траектории разворота космического аппарата дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) при наведении аппаратуры наблюдения на одиночный объект, расположенный на земной поверхности. Разработанные алгоритмы обеспечивают формирование изображения с минимальными искажениями, а также экономию рабочего тела по сравнению с разворотами, оптимальными по быстродействию. В статье обоснован выбор вариантов разворота, которые в зависимости от начальных условий обеспечивают съемку в подспутниковой точке либо в точке, наиболее близкой к подспутниковой. Получены конечные выражения для расчета времени разгона, торможения и движения по инерции при различных начальных условиях.

Ключевые слова: космический аппарат, наведение на цель, дистанционное зондирование Земли.

ВВЕДЕНИЕ

В работах [1–4] рассмотрены вопросы формирования алгоритмов, обеспечивающих оптимальные по быстродействию угловые развороты КА ДЗЗ при кадровой съемке для повышения оперативности получения информации. При этом предполагается, что поворот линии визирования аппаратуры наблюдения осуществляется путем разворота корпуса КА. Рассмотренный в работе [1] алгоритм требует большого количества вычислений и подготовки специальных таблиц, при хранении которых необходим большой объем памяти на борту КА. В работах [2, 3] рассматривается оптимальные по быстродействию итерационные алгоритмы разворота, требующие обеспечения их сходимости и рационального выбора начального приближения.

Оптимальное по быстродействию управление обладает рядом недостатков. Во-первых, формирование изображения производится под углом, что приводит к искажению изображения. Во-вторых, при быстрых разворотах возрастает расход ресурса, который используется для создания управляющих моментов. Если оперативность получения информации не является первоочередной задачей, то более целесообразно проводить управление угловым движением КА таким образом, чтобы формирование изображения происходило в момент, когда центр цели находится в минимальной близости от проекции КА на поверхность Земли, в идеальном случае эти точки должны совпадать. При таком управлении формирование изображения будет происходить с минимальными искажениями, а вследствие того, что объект наблюдения из-за движения КА по орбите «наплывает» на точку формирования изображения, следует ожидать, что потребуется переориентация космического аппарата на меньшие углы и, соответственно, меньший расход ресурса на формирование управляющих моментов.

Вместе с тем существующие алгоритмы управления не могут быть использованы, поскольку на момент формирования алгоритма неизвестна конечная точка. Поэтому разработка алгоритмов для решения такой задачи является актуальной и практически важной.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Необходимо определить траекторию разворота по углу тангажа КА ДЗЗ на интервале времени $t \in [0, t_k]$, если объект наблюдения находится на трассе полета. Известны угол $\vartheta_0 = \vartheta(0)$ и угловая скорость $\dot{\vartheta}_0 = \dot{\vartheta}(0)$ линии визирования в момент начала разворота, а также в общем случае известны закон изменения угла $\vartheta_{\text{ц}}(t)$ и угловой скорости $\dot{\vartheta}_{\text{ц}}(t)$ направления на цель и их значения в момент начала разворота.

Наибольший интерес представляет частный случай, изображенный на рис. 1, который и будет рассматриваться в дальнейшем. КА движется по орбите на постоянной высоте от поверхности Земли h с постоянной линейной скоростью V. Известно расстояние l от проекции КА на поверхность Земли в момент времени $t = 0$ до центра цели, кривизна поверхности Земли и орбиты не учитывается.

Необходимо осуществить разворот КА таким образом, чтобы в момент времени t_k обеспечить выполнение граничных условий:

$$\vartheta(t_k) = \vartheta_{\text{ц}}(t_k);\ \dot{\vartheta}(t_k) = \dot{\vartheta}_{\text{ц}}(t_k), \tag{1}$$

а также минимизировать отклонение $\vartheta(t_k)$ от нулевого значения.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ КА ДЗЗ И ЦЕЛИ

Дифференциальное уравнение углового движения КА ДЗЗ по углу тангажа имеет вид

$$J\ddot{\vartheta} = M, \tag{2}$$

где J – момент инерции КА;

M – управляющий момент.

Предполагаем, что для разворотов КА будет использоваться либо максимальное значение момента M_m, в этом случае дифференциальное уравнение (2) может быть записано в виде

$$\ddot{\vartheta} = \pm\varepsilon_0, \text{ где } \varepsilon_0 = \frac{M_m}{J}, \tag{3}$$

либо нулевое значение.

Для дифференциального уравнения (3) динамика углового движения КА ДЗЗ описывается уравнениями:

– во временной области

$$\vartheta(t) = \vartheta(t_0) + \dot{\vartheta}(t_0)(t - t_0) \pm 0{,}5\varepsilon_0 (t - t_0)^2, \tag{4}$$

$$\dot{\vartheta}(t) = \dot{\vartheta}(t_0) \pm \varepsilon_0 (t - t_0); \tag{5}$$

– на фазовой плоскости

$$0{,}5\dot{\vartheta}^2 \mp \varepsilon_0 \vartheta = C_1, \tag{6}$$

где C_1 – постоянная величина, зависящая от начальных условий. Фазовая траектория в этом случае – парабола, симметричная относительно оси абсцисс.

Фазовая траектория при нулевом управляющем моменте представляет собой прямую линию, параллельную оси абсцисс, ее уравнение имеет вид

$$\dot{\vartheta} = C_2. \tag{7}$$

Геометрическая схема для получения уравнений движения направления на цель при развороте по углу тангажа представлена на рис. 1.

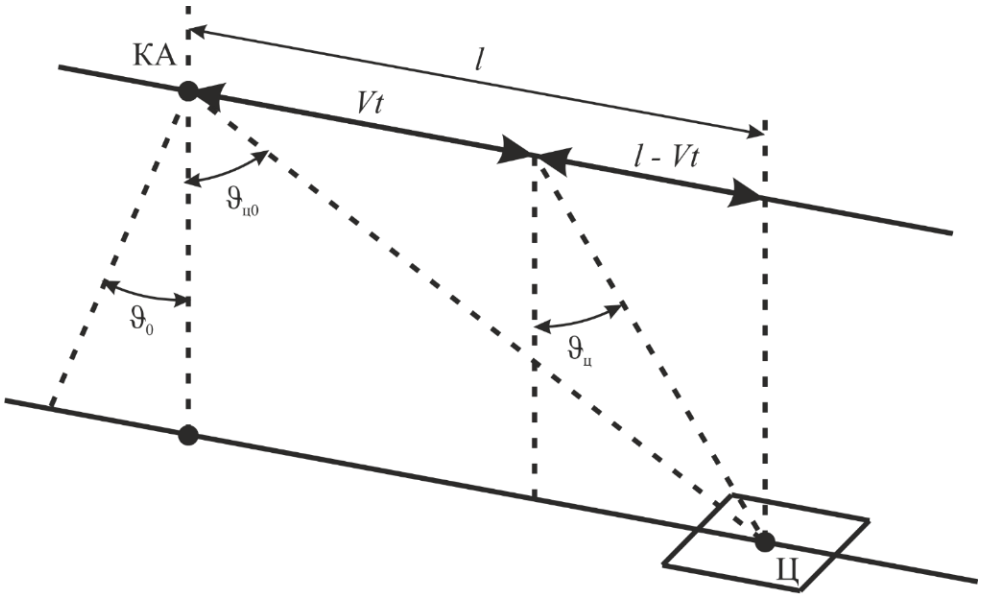


Рис. 1. Геометрическая схема при развороте по углу тангажа

На рис. 1 аббревиатурами КА и Ц отмечены положения КА ДЗЗ на орбите и центра объекта съемки на поверхности Земли.

Уравнения движения линии направления на цель получаем путем тригонометрических преобразований:

$$\vartheta_{\text{ц}}(t) = \operatorname{arctg}\frac{l - Vt}{h};\quad \dot{\vartheta}_{\text{ц}}(t) = \frac{-Vh}{h^2 + (l - Vt)^2}. \tag{8}$$

По соотношениям (8) находим граничные условия для цели:

$$\begin{aligned} &\vartheta_{\text{Ц0}} = \operatorname{arctg}\frac{l}{h},\ \dot{\vartheta}_{\text{Ц0}} = -\frac{Vh}{h^2 + l^2}, \\ &\vartheta_{\text{ЦК}} = \operatorname{arctg}\frac{l - Vt_{\text{К}}}{h},\ \dot{\vartheta}_{\text{ЦК}} = -\frac{Vh}{h^2 + (l - Vt_{\text{К}})^2}. \end{aligned} \tag{9}$$

Скорость V движения КА по орбите находится по известной формуле

$$V = \sqrt{\frac{gR_3^2}{R_3 + h}}, \tag{10}$$

где g – ускорение свободного падения,
R_3 – радиус Земли.

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИЙ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

На рис. 2 показаны графики изменения угла направления линии визирования на цель и угловой скорости при изменении l от -200 км до 200 км при высоте орбиты h = 600 км.

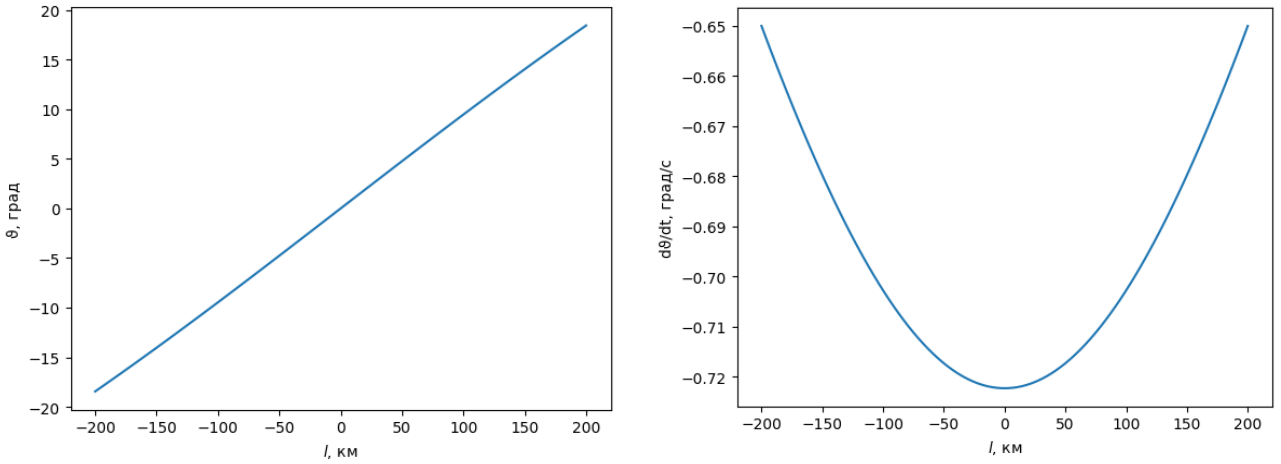


Рис. 2. Изменение угла и угловой скорости линии визирования

Как видно, угол линии визирования меняется практически по линейному закону. Расчеты показали, что в диапазоне изменения l от -50 до +50 км угловая скорость линии визирования меняется не более чем на 1% от минимальной величины, которая достигается при нулевом значении угла. Здесь и далее расчет всех иллюстрационных материалов производился для h = = 600 км и ε_0 = 0,8 град/с^2.

Возможны несколько вариантов движения КА. Первый вариант представлен на рис. 3, где изображены фазовые траектории углового движения КА и цели, а также соответствующее управление.

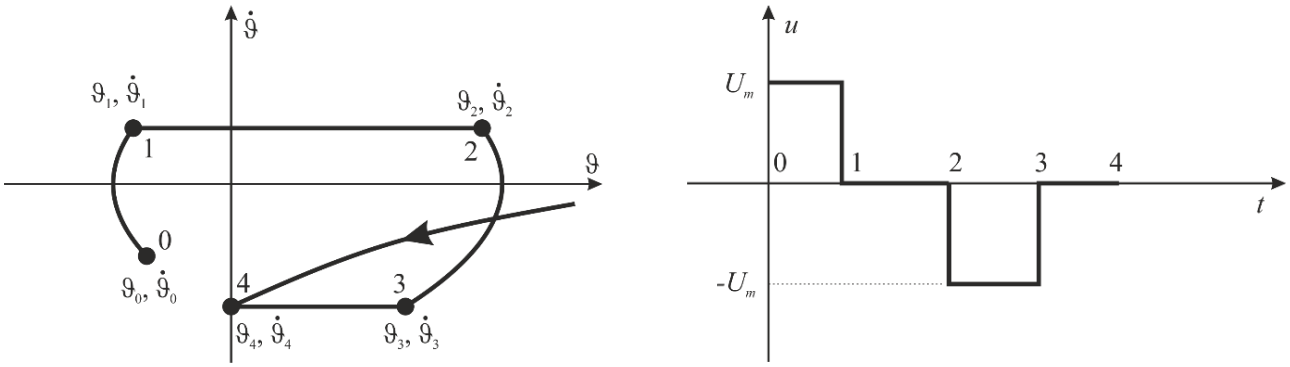


Рис. 3. Первый вариант движения КА

Разворот происходит в четыре этапа. На первом этапе выполняется разгон КА в нужном направлении в течение времени t_{01}, на втором этапе – движение по инерции в течение времени t_{12}, на третьем этапе – торможение в течение времени t_{23}. На четвертом этапе в течение времени t_{34} с помощью специального алгоритма стабилизации происходит устранение ошибок по углу и угловой скорости для достижения в точке 4 в момент времени $t_к$ заданных краевых условий. Четвертый этап необходим потому, что разворот на первых трех этапах происходит по разомкнутой схеме управления, причем влияние неучтенных возмущающих воздействий, отклонение фактических параметров КА и управляющих органов от их расчетных значений, а также влияние других факторов приведет к возникновению ошибок по углу и угловой скорости в точке 3. Разработка алгоритма стабилизации выходит за рамки данной работы, предполагается, что он имеется и что известен временной интервал t_{34}, необходимый для его работы.

Время разворота определяется скоростью движения КА по орбите:

$$t_{\text{К}} = \frac{V}{l}, \tag{11}$$

и представляет собой сумму времен для каждого этапа

$$t_{\text{К}} = t_{01} + t_{12} + t_{23} + t_{34}. \tag{12}$$

Для определения времени движения на первых трех этапах используем выражение (5) и получаем:

$$t_{01} = \frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_0}{\varepsilon_0};\ t_{12} = \frac{\vartheta_2 - \vartheta_1}{\dot{\vartheta}_1};\ t_{23} = \frac{\dot{\vartheta}_2 - \dot{\vartheta}_3}{\varepsilon_0} \tag{13}$$

Для определения разности углов $\vartheta_2 - \vartheta_1$ с учетом очевидных условий

$$\dot{\vartheta}_2 = \dot{\vartheta}_1;\ \ \dot{\vartheta}_4 = -\frac{V}{h};\ \dot{\vartheta}_3 = \dot{\vartheta}_4;\ \ \vartheta_3 = -\dot{\vartheta}_4 t_{34}, \tag{14}$$

получаем уравнения фазовых траекторий для первого и третьего этапов:

$$\begin{aligned} 0,5\dot{\vartheta}_0^2 - \varepsilon_0\vartheta_0 &= 0,5\dot{\vartheta}_1^2 - \varepsilon_0\vartheta_1, \\ 0,5\dot{\vartheta}_3^2 + \varepsilon_0\vartheta_3 &= 0,5\dot{\vartheta}_1^2 + \varepsilon_0\vartheta_2. \end{aligned} \tag{15}$$

Путем сложения уравнений (15) находим

$$\dot{\vartheta}_1^2 + \varepsilon_0\left(\vartheta_2 - \vartheta_1\right) = 0,5\dot{\vartheta}_0^2 + 0,5\dot{\vartheta}_3^2 + \varepsilon_0\left(\vartheta_3 - \vartheta_0\right). \tag{16}$$

Путем математических преобразований выражений (11)–(16) находим квадратное уравнение

$$\dot{\vartheta}_1^2 + b\dot{\vartheta}_1 + c = 0, \tag{17}$$

где

$$\begin{aligned} b &= -\dot{\vartheta}_0 - \dot{\vartheta}_3 + \varepsilon_0\left(t_{34} - t_{\text{К}}\right), \\ c &= 0,5\left(\dot{\vartheta}_0^2 + \dot{\vartheta}_3^2\right) + \varepsilon_0\left(\vartheta_3 - \vartheta_0\right). \end{aligned} \tag{18}$$

Расчеты показали, что при решении квадратного уравнения для определения верного значения угловой скорости в первой точке из двух возможных значений следует выбирать формулу

$$\dot{\vartheta}_1 = -\frac{b}{2} - \sqrt{\frac{b^2}{4} - c}.$$

По известному значению угловой скорости с помощью формул (13) определяем время разгона t_{01} и время торможения t_{23}. Время движения по инерции определяем по формуле

$$t_{12} = t_{\text{к}} - t_{01} - t_{23} - t_{34}. \tag{19}$$

Фазовые траектории КА и цели, полученные при l = 150 км, показаны на рис. 4.

Когда цель находится достаточно близко к подспутниковой точке, то КА не успевает закончить стабилизацию в точке $\vartheta = 0$, но при малых углах съемка возможна. В этом случае разворот происходит в три этапа. На первом этапе выполняется разгон КА в нужном направлении в течение времени t_{01}, на втором этапе – торможение в течение времени t_{12}. На третьем

этапе в течение времени t_{23} происходит устранение ошибок по углу и угловой скорости (рис. 5).

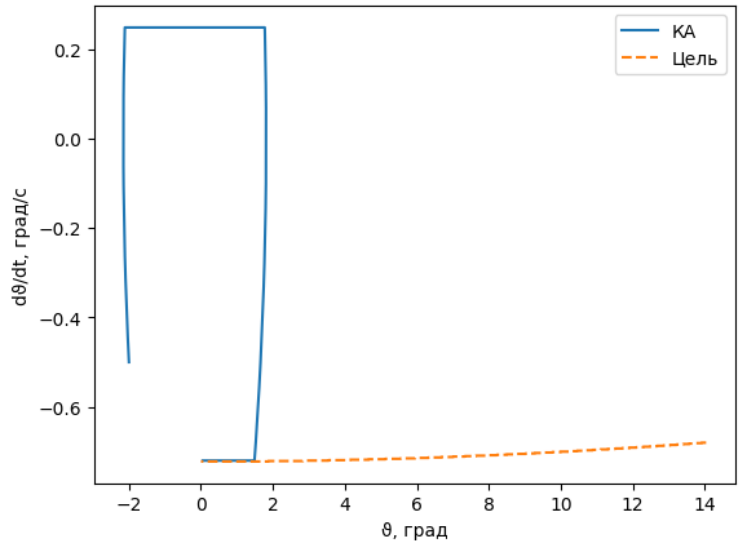


Рис. 4. Фазовые траектории КА и цели, l = 150 км

Время разворота определяется по формуле

$$t_{\text{К}} = t_{01} + t_{12} + t_{23}. \tag{20}$$

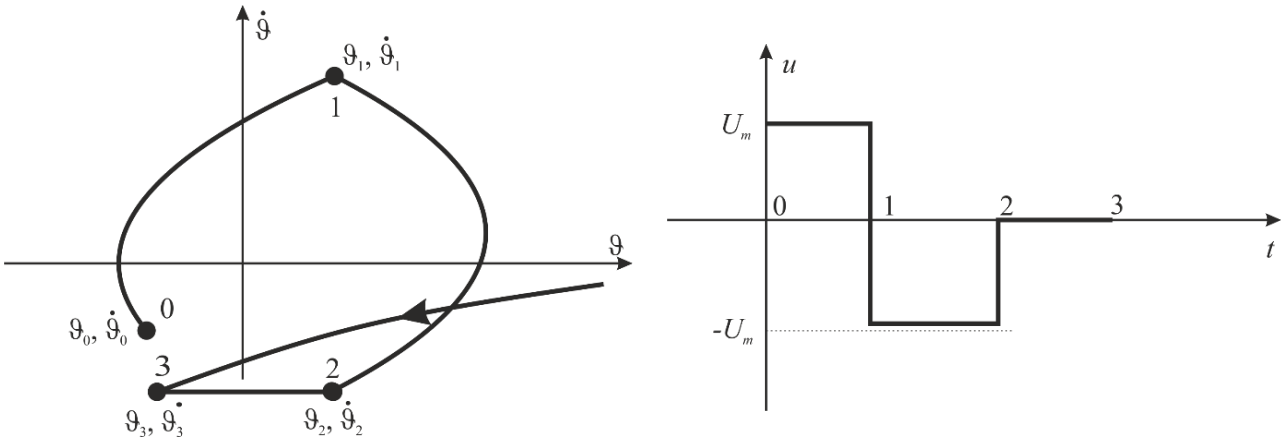


Рис. 5. Второй вариант движения КА

Запишем уравнения фазовых траекторий для участков 01 и 02:

$$\begin{aligned} 0,5\dot{\vartheta}_0^2 - \varepsilon_0\vartheta_0 &= 0,5\vartheta_1^2 - \varepsilon_0\vartheta_1, \\ 0,5\dot{\vartheta}_2^2 + \varepsilon_0\vartheta_2 &= 0,5\vartheta_1^2 + \varepsilon_0\vartheta_1. \end{aligned} \tag{21}$$

Суммируем уравнения, в результате получаем

$$0,5\dot{\vartheta}_0^2 - \varepsilon_0\vartheta_0 + 0,5\dot{\vartheta}_2^2 + \varepsilon_0\vartheta_2 = \dot{\vartheta}_1^2. \tag{22}$$

Введем обозначение

$$A_1 = 0,5\dot{\vartheta}_0^2 - \varepsilon_0\vartheta_0 + 0,5\dot{\vartheta}_2^2.$$

Тогда

$$\varepsilon_0 \vartheta_2 = \dot{\vartheta}_1^2 - A_1,$$
$$\vartheta_2 = \frac{\dot{\vartheta}_1^2}{\varepsilon_0} - \frac{A_1}{\varepsilon_0},$$
$$\vartheta_3 = \vartheta_2 + \dot{\vartheta}_2 t_{23}. \quad (23)$$

Учитывая, что

$$\vartheta_3 = \vartheta_{\text{Ц3}},$$
$$\vartheta_{\text{Ц3}} = \frac{l - Vt_{\text{К}}}{h},$$

получим:

$$\vartheta_3 = \frac{l - V\left(t_{01} + t_{12} + t_{23}\right)}{h},$$
$$\vartheta_3 = \frac{l}{h} - \frac{Vt_{01}}{h} - \frac{Vt_{12}}{h} - \frac{Vt_{23}}{h},$$
$$\vartheta_3 = \frac{l}{h} - \frac{V}{h}\frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_0}{\varepsilon_0} - \frac{V}{h}\frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_2}{\varepsilon_0} - \frac{Vt_{23}}{h}. \quad (24)$$

Приравниваем (23) и (24), проводим математические преобразования и получаем уравнение

$$\dot{\vartheta}_1^2 + b\dot{\vartheta}_1 + c = 0, \quad (24)$$

где

$$b = \frac{2V}{h}, c = -A_1 + \dot{\vartheta}_2 \varepsilon_0 t_{23} - \frac{\varepsilon_0 l}{h} - \frac{V\dot{\vartheta}_0}{h} - \frac{V\dot{\vartheta}_2}{h} + \frac{V\varepsilon_0 t_{23}}{h}.$$

Решаем уравнение:

$$\dot{\vartheta}_1 = -\frac{b}{2} + \sqrt{\frac{b^2}{4} - c}. \quad (25)$$

Подставим полученные значения в формулы

$$t_{01} = \frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_0}{\varepsilon_0};\ t_{12} = \frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_2}{\varepsilon_0}$$

и получим интервалы переключения.

Фазовые траектории КА и цели, полученные при l = 60 км, показаны на рис. 6.

Если цель прошла подспутниковую точку и удалилась достаточно далеко, то разворот по второму варианту не возможен. Тогда возможен следующий вариант разворота КА: на первом этапе выполняется разгон КА в направлении движения линии направления на цель в течение времени t_{01}, на втором этапе – торможение в течение времени t_{12} до необходимой угловой скорости. На третьем этапе в течение времени t_{23} происходит устранение ошибок по углу и угловой скорости (рис. 7).

Для определения моментов переключения сделаем допущение, что $\dot{\vartheta}_2 = \dot{\vartheta}_{\text{Ц}}(0)$, тогда

$$0,5\dot{\vartheta}_0^2+\varepsilon_0\vartheta_0=0,5\dot{\vartheta}_1^2+\varepsilon_0\vartheta_1,$$
$$0,5\dot{\vartheta}_2^2-\varepsilon_0\vartheta_2=0,5\dot{\vartheta}_1^2-\varepsilon_0\vartheta_1. \quad (26)$$

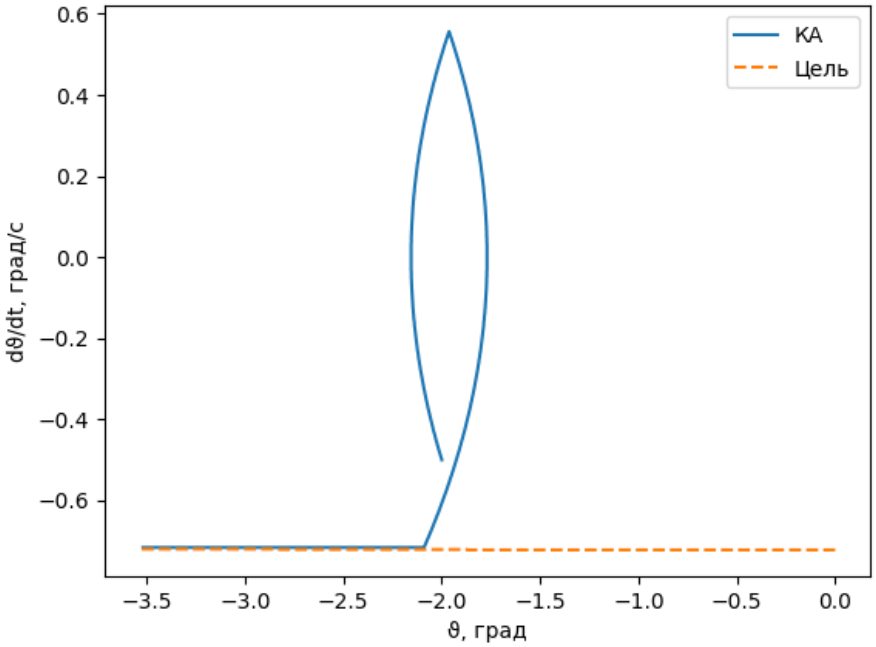


Рис. 6. Фазовые траектории КА и цели, l = 60 км

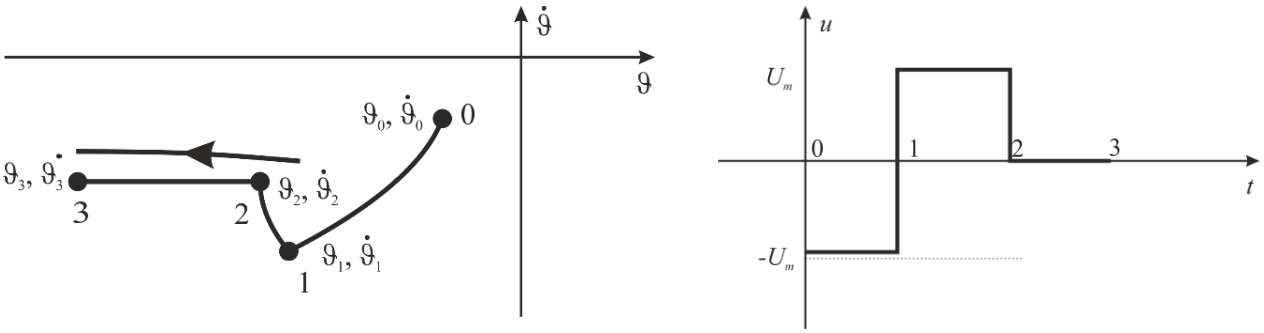


Рис. 7. Третий вариант движения КА

Суммируем (27) и получаем:

$$0,5\dot{\vartheta}_0^2+\varepsilon_0\vartheta_0+0,5\dot{\vartheta}_2^2-\varepsilon_0\vartheta_2=\dot{\vartheta}_1^2,$$
$$A_1=0,5\dot{\vartheta}_0^2+\varepsilon_0\vartheta_0+0,5\dot{\vartheta}_2^2,$$
$$A_1-\varepsilon_0\vartheta_2=\dot{\vartheta}_1^2,$$
$$\vartheta_2=\frac{A_1}{\varepsilon_0}-\frac{\dot{\vartheta}_1^2}{\varepsilon_0},$$
$$\vartheta_3=\vartheta_2+\dot{\vartheta}_2 t_{23},$$

$$t_{01} = \frac{\dot{\vartheta}_0 - \dot{\vartheta}_1}{\varepsilon_0},\ t_{12} = \frac{\dot{\vartheta}_2 - \dot{\vartheta}_1}{\varepsilon_0}. \quad (27)$$

Так как

$$\vartheta_3 = \frac{l - V\left(t_{01} + t_{12} + t_{23}\right)}{h},$$

$$\vartheta_3 = \frac{l}{h} - \frac{Vt_{01}}{h} - \frac{Vt_{12}}{h} - \frac{Vt_{23}}{h},$$

$$\vartheta_3 = \frac{l}{h} - \frac{V}{h}\frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_0}{\varepsilon_0} - \frac{V}{h}\frac{\dot{\vartheta}_1 - \dot{\vartheta}_2}{\varepsilon_0} - \frac{Vt_{23}}{h}. \quad (28)$$

то получим

$$\dot{\vartheta}_1^2 + b\dot{\vartheta}_1 + c = 0, \quad (29)$$

где

$$b = \frac{2V}{h}, c = -A_1 - \dot{\vartheta}_2\varepsilon_0 t_{23} + \frac{\varepsilon_0 l}{h} - \frac{V\dot{\vartheta}_0}{h} - \frac{V\dot{\vartheta}_2}{h} + \frac{V\varepsilon_0 t_{23}}{h}.$$

Решая уравнение (30) и подставляя результат в выражение (28), получим моменты переключения.

Фазовые траектории КА и цели, полученные при l = -100 км, показаны на рис. 8.

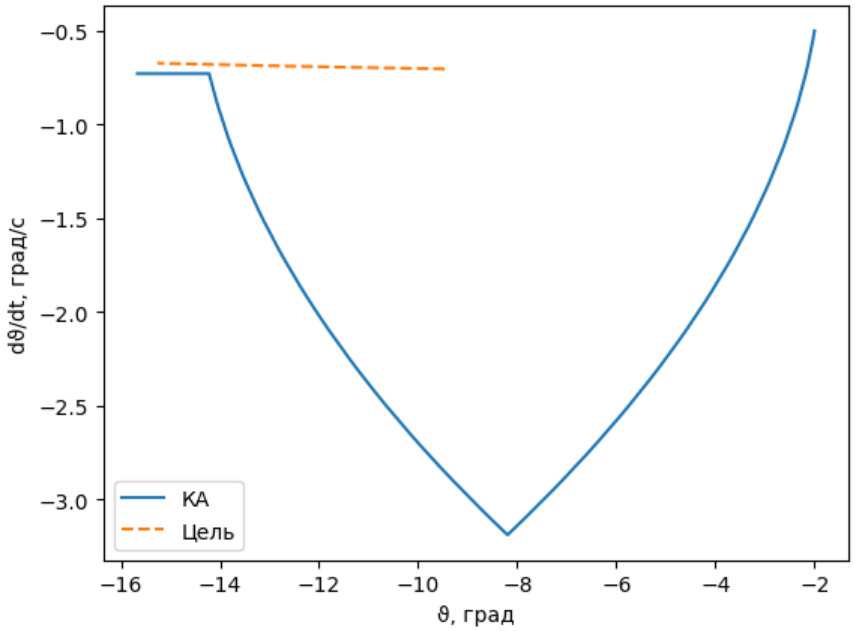


Рис. 8. Фазовые траектории КА и цели, l = -100 км

Как видно из рис. 8, ошибка по скорости не равна нулю, что объясняется допущением $\dot{\vartheta}_2 = \dot{\vartheta}_{\text{Ц}}(0)$, которое при больших углах наблюдения цели не выполняется. Для устранения ошибки рассмотрим итерационный метод, заключающийся в том, что сначала определим $t_{\text{К}}$ предыдущим методом, далее, изменяя $t_{\text{К}}$ в пределах 0,95–1,05 $t_{\text{К}}$, рассчитаем моменты переключения по следующим формулам:

$$t_К = t_{01} + t_{12} + t_{23},$$

$$t_К = \frac{\dot{\vartheta}_0 - \dot{\vartheta}_1}{\varepsilon_0} + \frac{\dot{\vartheta}_2 - \dot{\vartheta}_1}{\varepsilon_0} + t_{23},$$

$$t_К\varepsilon_0 = \dot{\vartheta}_0 - \dot{\vartheta}_1 + \dot{\vartheta}_2 - \dot{\vartheta}_1 + t_{23}\varepsilon_0,$$

$$2\dot{\vartheta}_1 = \dot{\vartheta}_0 + \dot{\vartheta}_2 + t_{23}\varepsilon_0 - t_К\varepsilon_0,$$

$$\dot{\vartheta}_1 = \frac{\dot{\vartheta}_0 + \dot{\vartheta}_2 + t_{23}\varepsilon_0 - t_К\varepsilon_0}{2},$$

$$\dot{\vartheta}_2 = \dot{\vartheta}_3,$$

$$\dot{\vartheta}_3 = \dot{\vartheta}_Ц(t_К) = \frac{-Vh}{h^2 + (l - Vt_К)^2},$$

$$\vartheta_3 = \operatorname{arctg}\frac{l - Vt_К}{h}.$$

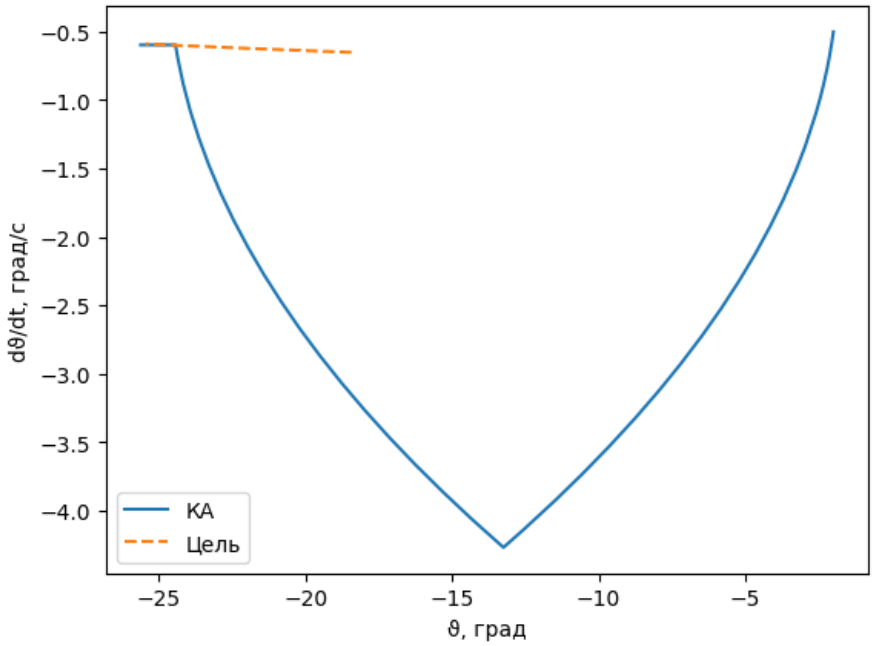


Рис. 9. Фазовые траектории КА и цели, l = -200 км

В качестве решения возьмем то значение $t_К$, при котором минимизируется ошибка по скорости. Фазовые траектории КА и цели, полученные в результате использования итерационного алгоритма, при l = -200 км показаны на рис. 9.

Ошибка по скорости в этом случае равна нулю.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанные алгоритмы позволяют решить задачу определения разворота КА, обеспечивающего формирование изображения с минимальными искажениями. В зависимости от

начальных условий возможен либо первый вариант разворота, при котором съемка проводится в подспутниковой точке, либо второй вариант разворота, при котором съемка проводится в точке, наиболее близкой к подспутниковой, либо третий вариант или его итерационный вариант в случае, когда цель удалилась достаточно далеко. Во всех случаях эти способы имеют интервал стабилизации для устранения ошибок по углу и угловой скорости.

Разработанные алгоритмы можно модифицировать и для расчета оптимальных траекторий разворота одновременно по двум углам. Результаты расчетов с помощью предложенных алгоритмов могут быть использованы для расчета оптимального плана наблюдения в процессе полета КА.

Список использованных источников

1. *Власов В. А., Горбулин В. И., Зозуля Л. П.* Расчет оптимального по быстродействию перенацеливания оптико-электронной аппаратуры космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Информация и космос. – 2009. – № 1. – С.71–81.

2. *Крыжановский В. И., Горбулин В. И., Трофимов И. А.* Алгоритм оптимального по быстродействию перенацеливания космического аппарата при наблюдении объектов различного типа // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 668. – С. 237–249.

3. *Крыжановский В. И., Трофимов И. А., Слатов С. В.* Алгоритм оптимального по быстродействию пространственного разворота космического аппарата при наблюдении объектов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 676. – С. 228–238.

4. *Крыжановский В. И., Трофимов И. А., Слатов С. В*. Итерационный алгоритм оптимального по быстродействию разворота космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 682. – С. 226–237.

И. А. Соколов;
А. С. Степанов,
кандидат технических наук

АЛГОРИТМ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ КВАЗИОПТИМАЛЬНОГО ДВУХИМПУЛЬСНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ

В статье предложен алгоритм энергетически квазиоптимального двухимпульсного управления пространственной ориентацией космического аппарата с двигателями-маховиками. Такое управление подразумевает формирование управляющих моментов в начале и в конце программного поворота, а между активными участками – наличие свободного вращения космического аппарата по инерции. Продолжительность программного поворота при этом фиксирована. Расчет параметров управления базируется на предложенном ранее методе приближенного корректирующего оператора. Одним из достоинств такого управления является возможность минимизации времени работы управляющих органов за счет наличия участка свободного углового движения, что положительно влияет на расход рабочего тела или электроэнергии.

Основное отличие данной работы от упомянутой ранее заключается в использовании двигателей-маховиков в качестве управляющих органов. Появление гироскопических моментов, связанных с их функционированием, вносит возмущающий фактор в угловую динамику космического аппарата, который необходимо учитывать и компенсировать, что приведет к дополнительным энергозатратам. Предложенный в данной работе алгоритм управления ориентацией космического аппарата с двигателями-маховиками позволяет не учитывать влияние гироскопических моментов на качество программного поворота.

Ключевые слова: космический аппарат, двигатель-маховик, терминальное управление, программный поворот, пространственная ориентация.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время с увеличением количества групповых запусков космических аппаратов (КА) в околоземное пространство наблюдается тенденция к миниатюризации их массогабаритных характеристик. Использование малогабаритных КА в орбитальных группировках по сравнению с большими КА дает ряд преимуществ, таких как возможность оперативного восполнения состава группировки и возможность выведения одним носителем сразу группы КА. Для увеличения сроков активного существования малых КА и снижения объема, занимаемого элементами системы ориентации в их корпусе, в качестве управляющих органов целесообразно использовать двигатели-маховики (ДМ) [1]. Они работают на восполняемых источниках энергии и обладают линейной характеристикой управляющего момента. Однако по сравнению с управляющими реактивными двигателями (УРД) двигатели-маховики имеют относительно меньшее значение управляющего момента, поэтому использовать их для совершения программных поворотов (ПП) целесообразно на КА, к угловым маневрам которых не предъявляются жесткие требования по оперативности.

Для решения задачи пространственной ориентации известны три группы методов. Наиболее простым в реализации и надежным по техническому исполнению является совершение трех последовательных поворотов на заданные углы. Экстенсивное управление относится ко второй группе методов. Сущность этих методов заключается в нахождении положения мгновенной оси и совершении одного плоского конечного поворота вокруг нее на заданный угол при условии равенства нулю начальной и требуемой конечной угловых скоростей КА. Данные методы позволяют обеспечить кратчайший плоский поворот КА вокруг этой оси за оптимальное время. Однако динамическая асимметричность КА, а также гироскопические моменты от двигателей-маховиков (при ненулевых значениях их угловых скоростей) вызывают нескомпенсированные возмущающие моменты, оказывающие влияние на точность ориентации КА. На их компенсацию требуются дополнительные энергозатраты [2–4].

Терминальное управление относится к третьей группе методов. Основными достоинствами управления являются высокая точность и, как правило, низкие энергозатраты на совер-

шение ПП. В работе [5] получены аналитические соотношения для определения параметров траекторий свободного сферического движения КА, обеспечивающих переориентацию оси динамической симметрии в требуемое положение за заданное время. При этом к вектору абсолютной угловой скорости вращения КА в конце ПП требований не предъявляется.

В работах [6–8] рассмотрена реализация управления пространственной ориентацией КА, относящаяся к терминальным методам управления. Методы основываются на использовании приближенного корректирующего оператора (ПКО). Сущность управления заключается в одновременном формировании на определенные временные интервалы управляющего момента по трем осям связанной системы координат (ССК) на этапе разгона КА и создании управляющих моментов на этапе торможения с одновременным выключением управляющих органов в конце программного поворота. Между этапами управления угловым движением присутствует участок невозмущенного движения, наличие которого позволяет минимизировать расходы рабочего тела.

На рис. 1 представлена циклограмма работы УРД при таком управлении, на рис. 2 – график изменения проекций вектора абсолютной угловой скорости на оси ССК КА, на рис. 3 – изменение углового положения ССК относительно опорной системы координат (ОСК).

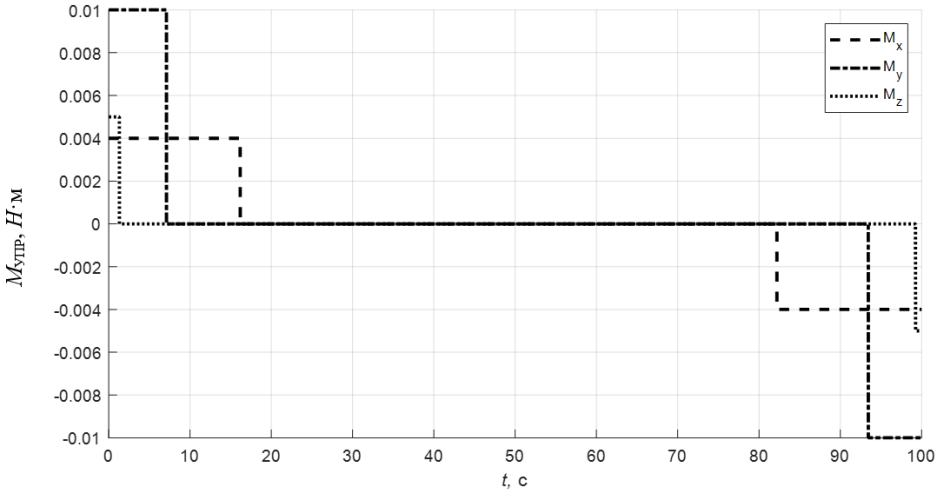


Рис. 1. Циклограмма работы управляющих реактивных двигателей при реализации терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата с управляющими реактивными двигателями

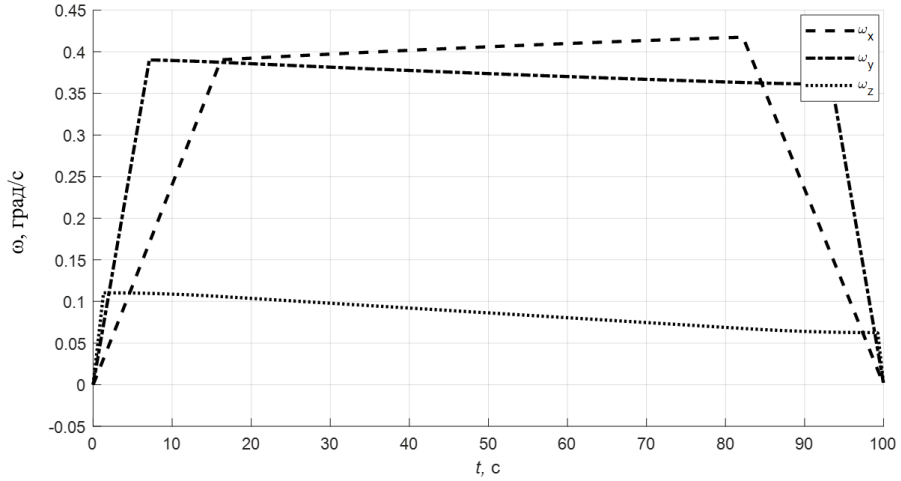


Рис. 2. Зависимость проекций вектора абсолютной угловой скорости космического аппарата от времени при реализации терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата с управляющими реактивными двигателями

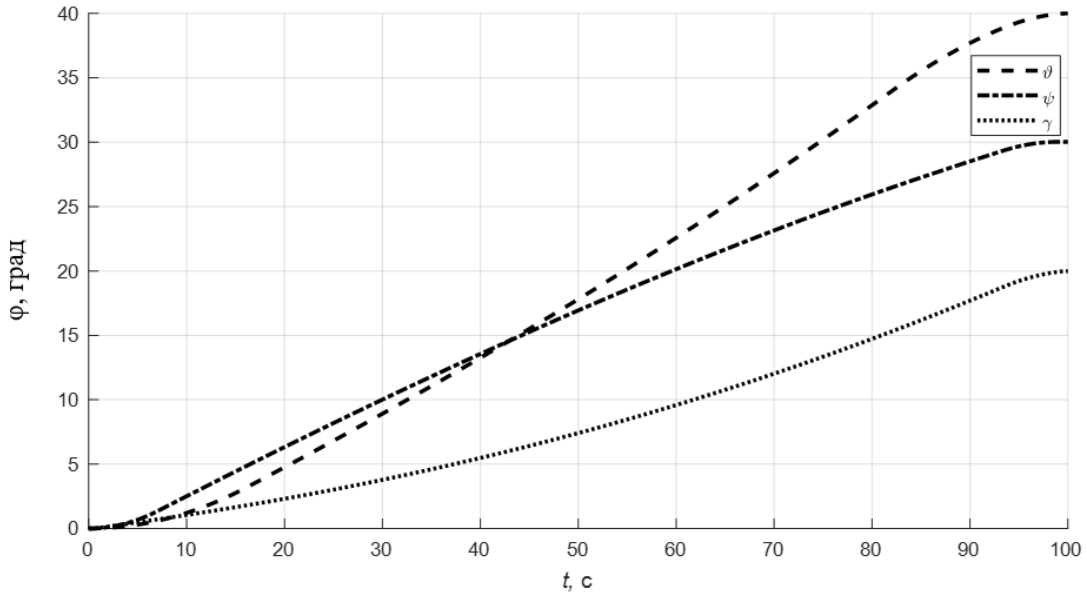


Рис. 3. Зависимость углового положения космического аппарата от времени при реализации терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата с управляющими реактивными двигателями

В специальной литературе [6–7, 9] рассматриваются вопросы синтеза терминального управления пространственной ориентацией КА с УРД. В то же время вопросы терминального управления ориентацией с использованием ДМ на сегодняшний день не освещены.

Такой метод управления позволяет решить краевую задачу, т. е. реализовать перевод КА из текущего в заданное угловое положение за определенное время [10]. При этом годограф вектора мгновенной угловой скорости, как правило, описывает сложную траекторию, не лежащую в одной плоскости.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Представим модель сферического управляемого движения КА с ДМ в виде [11] (далее в работе полужирным начертанием будут обозначены векторы и матрицы):

$$\boldsymbol{I}_{\text{КА}}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{\omega}\times\left(\boldsymbol{I}_{\text{КА}}\boldsymbol{\omega}\right)=\boldsymbol{M}_{\text{УПР}}+\boldsymbol{M}_{\text{В}}+\left(\boldsymbol{I}_{\text{ДМ}}\boldsymbol{\Omega}\right)\times\boldsymbol{\omega}, \qquad (1)$$

где $\boldsymbol{I}_{\text{КА}}$ – тензор инерции КА, $\boldsymbol{I}_{\text{КА}}=\begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$;

$\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения КА, $\boldsymbol{\omega}=\left[\omega_x,\omega_y,\omega_z\right]^{\text{T}}$;

$\boldsymbol{M}_{\text{УПР}}$ – вектор управляющего момента, спроецированного на оси ССК, $\boldsymbol{M}_{\text{УПР}}=\left[M_{\text{УПР}x},M_{\text{УПР}y},M_{\text{УПР}z}\right]^{\text{T}}$;

$\boldsymbol{M}_{\text{В}}$ – вектор возмущающего момента, $\boldsymbol{M}_{\text{В}}=\left[M_{\text{В}x},M_{\text{В}y},M_{\text{В}z}\right]^{\text{T}}$;

$\boldsymbol{I}_{\text{ДМ}}$ – моменты инерции ДМ, $\boldsymbol{I}_{\text{ДМ}}=\left[I_{\text{ДМ}x},I_{\text{ДМ}y},I_{\text{ДМ}z}\right]^{\text{T}}$;

$\boldsymbol{\Omega}$ – угловые скорости вращения маховиков, $\boldsymbol{\Omega}=\left[\Omega_{\text{x}},\Omega_{\text{y}},\Omega_{\text{z}}\right]^{\text{T}}$.

При условии равенства нулю центробежных моментов инерции КА модель (1) в проекциях на оси ССК примет вид:

$$\begin{aligned} I_{xx}\dot{\omega}_x &= M_{Bx} - I_{ДМx}\dot{\Omega}_x + \omega_y\omega_z\left(I_{yy} - I_{zz}\right) + I_{ДМy}\omega_z\Omega_y - I_{ДМz}\omega_y\Omega_z, \\ I_{yy}\dot{\omega}_y &= M_{By} - I_{ДМy}\dot{\Omega}_y - \omega_x\omega_z\left(I_{xx} - I_{zz}\right) - I_{ДМx}\omega_z\Omega_x + I_{ДМz}\omega_x\Omega_z, \\ I_{zz}\dot{\omega}_z &= M_{Bz} - I_{ДМz}\dot{\Omega}_z + \omega_x\omega_y\left(I_{xx} - I_{yy}\right) + I_{ДМx}\omega_y\Omega_x - I_{ДМy}\omega_x\Omega_y. \end{aligned} \quad (2)$$

Исходя из анализа выражений (1) и (2), становится очевидным, что суммарный момент, действующий на КА, складывается не только из проекций на оси ССК КА управляющего и возмущающего моментов, но и из гироскопических моментов, обусловленных функционированием двигателей-маховиков

$$\boldsymbol{M}_{\Gamma}^{\text{ДМ}} = \left(\boldsymbol{I}_{\text{ДМ}}\boldsymbol{\Omega}\right)\times\boldsymbol{\omega}$$

и неравенством осевых моментов инерции КА

$$\boldsymbol{M}_{\Gamma}^{\text{КА}} = \boldsymbol{\omega}\times\left(\boldsymbol{I}_{\text{КА}}\boldsymbol{\omega}\right).$$

Используемый в работах [6–7, 9] метод управления подразумевает приближенный первичный расчет параметров управления с последующими их перерасчетами. Каждая следующая итерация расчетов параметров программы управления выполняется с учетом ошибок конечной ориентации на предыдущей итерации. Коррекции подлежит конечное требуемое угловое положение КА. Это позволяет учесть гироскопические моменты, обусловленные динамической несимметричностью КА и работой двигателей-маховиков.

Ниже приведены исходные данные для расчета программы терминального управления в случае использования ДМ.

1. Тензор инерции КА $\boldsymbol{I}_{\text{КА}}$.
2. Характеристики ДМ:

$$W_i = \left\{T_{\text{М}i}, I_{ДМi}, k_{Дi}, U_{\max i}\right\},$$

где $T_{\text{М}i}$ – механическая постоянная времени ДМ, $i = \{x, y, z\}$;

$I_{ДМi}$ – момент инерции ротора ДМ;

$k_{Дi}$ – коэффициент передачи электродвигателя;

$U_{\max i}$ – максимальное напряжение, подаваемое на электродвигатель.

Векторы кинетических моментов ДМ направлены параллельно осям ССК КА.

3. Краевые условия:

– вектор абсолютной угловой скорости КА и угловое положение осей ССК относительно ОСК в форме кватерниона на начальный момент времени t_0:

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{0}}\left(t_0\right) = \left[\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}\right]^{\text{T}};\ \boldsymbol{\Lambda}\left(t_0\right) = \left[\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\right]^{\text{T}};$$

– требуемые вектор угловой скорости и угловое положение КА на конечный момент времени $t_{\text{К}}$:

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{К}}\left(t_{\text{К}}\right) = \left[\omega_{x\text{К}}, \omega_{y\text{К}}, \omega_{z\text{К}}\right]^{\text{T}};\ \boldsymbol{\Theta}\left(t_{\text{К}}\right) = \left[\theta_0, \theta_1, \theta_2, \theta_3\right]^{\text{T}};$$

– время переориентации КА $T_{\text{ПП}}$, $T_{\text{ПП}} \in \left[t_0, t_{\text{К}}\right]$.

4. Требования к точности ориентации:

$$\Delta\varphi_i^{\text{ПП}} \le \Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}}, \quad \varphi_i = f_{\boldsymbol{\Theta}\to\varphi}(\boldsymbol{\Theta}), \tag{3}$$

где $\Delta\varphi_i^{\text{ПП}}$ – ошибка ориентации на момент времени $t_{\text{К}}$, $\Delta\varphi_i^{\text{ПП}} = \left\{\Delta\vartheta^{\text{ПП}}, \Delta\psi^{\text{ПП}}, \Delta\gamma^{\text{ПП}}\right\}$;

$\Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}}$ – допустимая ошибка ориентации, $\Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}} = \left\{\Delta\vartheta_{\text{ДОП}}^{\text{ПП}}, \Delta\psi_{\text{ДОП}}^{\text{ПП}}, \Delta\gamma_{\text{ДОП}}^{\text{ПП}}\right\}$;

$f_{\boldsymbol{\Theta}\to\varphi}(\boldsymbol{\Theta})$ – функция перевода кватерниона в углы Эйлера;

ϑ, ψ, γ – углы тангажа, рыскания и крена соответственно.

Требуется: найти параметры программы управления U, позволяющие реализовать предложенный в работах [5–7, 9] метод терминального управления ориентацией, для перевода КА из состояния $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{0}}(t_0)$, $\boldsymbol{\Lambda}(t_0)$ в состояние $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{К}}(t_{\text{К}})$, $\boldsymbol{\Theta}(t_{\text{К}})$ за время $T_{\text{ПП}}$ с заданной точностью $\Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}}$ при использовании двигателей-маховиков. Следовательно,

$$T_U = \arg\min_{U\in U_{\text{ДОП}}} \int_{t_0}^{t_{\text{К}}} P\left(\boldsymbol{I}_{\mathbf{КА}}, \varphi, \boldsymbol{\omega}, W, t_{1i}, t_{2i}, t\right) dt,$$

где T_U – программа управления, $T_U = \left\{t_{1i}, t_{2i}\right\}$;

t_{1i}, t_{2i}, – продолжительности формирования управляющих моментов;

P – энергопотребление.

Принятые допущения:

– возмущающие моменты, действующие на КА в процессе ПП малы и ими можно пренебречь;

– КА является осесимметричным телом с равномерно распределенной по объему массой, т. е. оси геометрической симметрии являются главными центральными осями инерции КА и центробежные моменты инерции равны нулю.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ПРИБЛИЖЕННОГО КОРРЕКТИРУЮЩЕГО ОПЕРАТОРА

На рис. 2 представлен алгоритм расчета параметров программы управления с использованием метода ПКО [9].

Ниже представлено описание выражений, содержащихся в основных блоках алгоритма.

В блоке 3 определяется положение мгновенной оси поворота, угловое движение вокруг которой позволит перевести КА из начального положения $\boldsymbol{\Lambda}$ в требуемое $\boldsymbol{\Theta}$ [12]:

$$\mathbf{X} = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}} \circ \boldsymbol{\Theta}_n, \quad \mathbf{X} = \left[\chi_0; \chi_1; \chi_2; \chi_3\right]^{\text{T}},$$

где n – номер итерации.

В блоке 4 рассчитывается вектор переходной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{П}}$, при которой КА за заданное время программного поворота переориентируется из положения $\boldsymbol{\Lambda}$ в требуемое $\boldsymbol{\Theta}$, причем поворот будет осуществляться вокруг мгновенной оси, положение которой определяется кватернионом $\mathbf{X}$ (блок 3).

Из теории конечных поворотов известно, что

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{П}} = \boldsymbol{C}^{-1} \frac{\left(\boldsymbol{a}_{\boldsymbol{\Theta}} - \boldsymbol{a}_{\boldsymbol{\Lambda}} \cos\dfrac{\omega_{\text{П}} T_{\text{ПП}}}{2}\right)\omega_{\text{П}}}{\sin\dfrac{\omega_{\text{П}} T_{\text{ПП}}}{2}}.$$

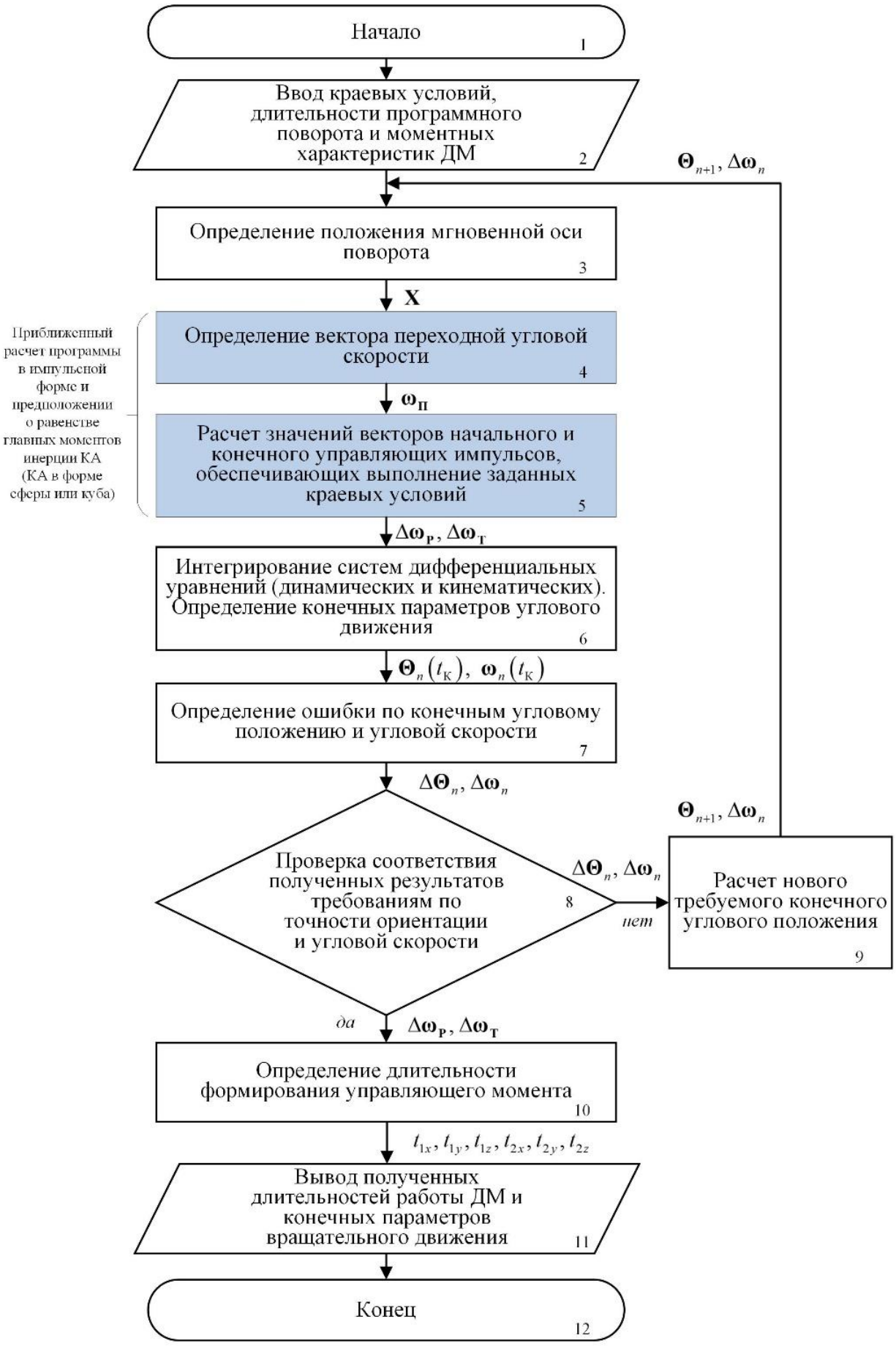


Рис. 2. Алгоритм расчета параметров программы терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата

Здесь $\omega_{\text{П}} = \dfrac{2}{T_{\text{ПП}}} \arccos\left(\lambda_0\theta_0 + \lambda_1\theta_1 + \lambda_2\theta_2 + \lambda_3\theta_3\right)$, $\boldsymbol{a}_{\boldsymbol{\Lambda}} = \left[\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\right]^{\text{T}}$, $\boldsymbol{a}_{\boldsymbol{\Theta}} = \left[\theta_1, \theta_2, \theta_3\right]^{\text{T}}$,

$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} \lambda_0 & -\lambda_3 & \lambda_2 \\ \lambda_3 & \lambda_0 & -\lambda_1 \\ -\lambda_2 & \lambda_1 & \lambda_0 \end{bmatrix}.$$

При вычисленном в блоке 4 векторе переходной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_{\text{П}}$, при учете начальной и требуемой конечной угловых скоростей ($\boldsymbol{\omega}_0$ и $\boldsymbol{\omega}_{\text{К}}$) **в блоке 5** рассчитываются значения управляющих импульсов для участков разгона и торможения, которые обеспечат выполнение заданных краевых условий:

$$\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Р}} = \boldsymbol{\omega}_{\text{П}} - \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{0}}, \quad \Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Т}} = \boldsymbol{\omega}_{\text{К}} - \boldsymbol{\omega}_{\text{П}} - \Delta\boldsymbol{\omega}_{n-1}.$$

При расчете тормозного импульса $\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Т}}$ вводится коррекция в виде ошибки по конечной угловой скорости $\Delta\boldsymbol{\omega}_n$, где n – номер итерации. Ошибка определяется на предыдущей итерации в **блоке 7**. Для первого расчета $\Delta\boldsymbol{\omega}_0 = 0$.

Важно отметить, что в блоках 4 и 5 рассчитывается программа в импульсной постановке и в предположении о равенстве главных моментов инерции КА. При этом центробежные моменты инерции равны нулю. Этот расчет является «приближенным».

По имеющимся исходным данным $\boldsymbol{\Lambda}$, $\boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{0}}$, $\boldsymbol{I}_{\text{КА}}$, W_i и полученным выше $\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Р}}$, $\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Т}}$ **в блоке 6** проводится интегрирование систем динамических (2) и кинематических дифференциальных уравнений в форме параметров Родрига – Гамильтона на временном интервале $\left[t_0, t_{\text{К}}\right]$ методом Рунге – Кутты 4-го порядка.

В блоке 7 определяется ошибка ориентации по конечному угловому положению и угловой скорости на n-й итерации:

$$\boldsymbol{\Delta\Theta}_n = \boldsymbol{\Theta} - \boldsymbol{\Theta}_n\left(t_{\text{К}}\right),$$
$$\Delta\boldsymbol{\omega}_n = \boldsymbol{\omega}_{\text{К}} - \boldsymbol{\omega}_n\left(t_{\text{К}}\right).$$

При невыполнении требований $\Delta\varphi_{in}^{\text{ПП}} \le \Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}}$ и $\Delta\omega_{in} \le \Delta\omega_{\text{ДОП}i}$ **в блоке 9** рассчитывается новая «точка прицеливания» $\boldsymbol{\Theta}_{n+1}$:

$$\boldsymbol{\Theta}_{n+1} = \boldsymbol{\Theta}_n - \boldsymbol{\Delta\Theta}_n.$$

В блоках 3–7 действия повторяются с новыми требуемыми конечными значениями углового положения КА $\boldsymbol{\Theta}_{n+1}$ до выполнения условий:

$$\Delta\varphi_{i\,n+1}^{\text{ПП}} \le \Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}},$$
$$\Delta\omega_{i\,n+1} \le \Delta\omega_{\text{ДОП}i}.$$

При выполнении условия (**блок 8**) вычисляются длительности формирования ДМ управляющих моментов на участках разгона и торможения (**блок 10**):

$$t_{1i} = \frac{\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Р}} I_{ii}}{M_i^{\max}}; \; t_{2i} = \frac{\Delta\boldsymbol{\omega}_{\text{Т}} I_{ii}}{M_i^{\max}},$$

где $M_i^{\max}$ – максимальный управляющий момент по *i*-му каналу управления,

$$M_i^{\max} = \frac{I_{\text{ДМ}i} k_{\text{Д}i} U_{\max i}}{T_{\text{М}i}}.$$

При расчете программы управления может быть использована величина управляющего момента, отличающаяся от максимальной $M_i^{\max}$. В этом случае значения t_{1i} и t_{2i} увеличатся. То есть двигатели-маховики будут работать на этапах разгона и торможения КА дольше, но с меньшими управляющими моментами. Это позволит снизить энергопотребление. Однако при чрезмерно малых значениях управляющих моментов и определенном наборе краевых условий существует вероятность возникновения ситуации, когда суммарная продолжительность работы ДМ по *i*-му каналу на этапах разгона и торможения будет превышать заданное время ПП, т. е. $t_{1i} + t_{1i} > T_{\text{ПП}}$.

Расчет оптимальных значений M_i^{opt}, позволяющих минимизировать энергозатраты для данного способа управления, в настоящей статье не приводится. Такой расчет является предметом дальнейших исследований.

С целью сохранения возможности использования предложенного способа управления ориентацией КА с ДМ для различных значений краевых условий и при наличии неопределенности значений M_i^{opt}, величины управляющих моментов при расчете параметров программы должны быть максимальными.

Полученные **в блоке 10** длительности являются параметрами программы терминального управления пространственной ориентацией КА,

$$T_U = \left\{t_{1x}; t_{1y}; t_{1z}; t_{2x}; t_{2y}; t_{2z}\right\}.$$

Такие параметры позволяют переориентировать КА с тензором инерции $\boldsymbol{I}_{\mathbf{КА}}$, посредством применения двигателей-маховиков, из углового положения $\boldsymbol{\Lambda}$ с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{0}}$ в положение $\boldsymbol{\Theta}$ с конечной угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{К}}$ за время $T_{\text{ПП}}$ с требуемой точностью $\Delta\varphi_{\text{ДОП}i}^{\text{ПП}}$ $\left(\boldsymbol{\Delta}_{\text{ДОП}}\right)$. При этом моменты формируются сразу по трем каналам управления в начале ПП на продолжительности t_{1x}, t_{1y}, t_{1z} и в конце – на t_{2x}, t_{2y}, t_{2z} с одновременным завершением управления в момент времени $t_{\text{К}}$.

Свободное угловое движение между активными участками позволяет минимизировать затраты электроэнергии на совершение ПП.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА КВАЗИОПТИМАЛЬНОГО ДВУХИМПУЛЬСНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ

Для моделирования программного поворота КА с ДМ, описанным выше способом, приняты следующие исходные данные:

– тензор инерции КА $\boldsymbol{I}_{\mathbf{КА}} = \begin{bmatrix} 7{,}08\ \text{кг}\cdot\text{м}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 10{,}83\ \text{кг}\cdot\text{м}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 9{,}75\ \text{кг}\cdot\text{м}^2 \end{bmatrix}$;

– характеристики ДМ: $T_{\text{М}i} = 50$ с, $I_{\text{ДМ}i} = 0{,}00029$ кг·м^2, $k_{\text{Д}i} = 340{,}3$ рад/(В·с), $U_{\max i} = 10$ В;

– начальные угловые скорости вращения ДМ

$$\boldsymbol{\Omega}(0) = \left[2000\ \text{об/мин}; 1000\ \text{об/мин}; 3000\ \text{об/мин}\right]^{\text{T}};$$

– продолжительность ПП $T_{\text{ПП}} = 40$ с;

– начальные параметры углового движения $\mathbf{\Lambda}(0)=[1;\,0;\,0;\,0]^{\mathrm{T}}$, ($\{0°;\,0°;\,0°\}$ для последовательности поворотов ϑ,ψ,γ), $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{0}}(0)=[0{,}3°/\mathrm{c};\;\;0{,}1°/\mathrm{c};\;\;0°/\mathrm{c}]^{\mathrm{T}}$;

– конечные параметры углового движения на $t_{\mathrm{K}}=40$ с $\mathbf{\Theta}(40)=[0{,}87;\;0{,}36;\;0{,}07;\;0{,}29]^{\mathrm{T}}$ ($\{40°;\,20°;\,30°\}$ для ϑ,ψ,γ), $\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{к}}(40)=[0°/\mathrm{c};\;0{,}2°/\mathrm{c};\;0{,}4°/\mathrm{c}]^{\mathrm{T}}$;

– допустимая ошибка ориентации $\Delta\varphi^{\mathrm{ПП}}_{\mathrm{ДОП}i}=\{0{,}01°;\;0{,}01°;\;0{,}01°\}$;

– допустимая ошибка угловой скорости $\Delta\omega^{\mathrm{ПП}}_{\mathrm{ДОП}i}=[0{,}01°/\mathrm{c};\;0{,}01°/\mathrm{c};\;0{,}01°/\mathrm{c}]^{\mathrm{T}}$.

В результате расчета программы управления (рис. 2) получены следующие параметры:

$$T_U=\{6{,}84\,\mathrm{c};\;\;1{,}17\,\mathrm{c};\;\;11{,}24\,\mathrm{c};\;\;8{,}49\,\mathrm{c};\;\;0{,}15\,\mathrm{c};\;\;3{,}79\,\mathrm{c}\}.$$

На рис. 4 показано изменение ориентации осей ССК КА относительно осей ОСК на интервале времени $T_{\mathrm{ПП}}\in[0,\,40]$.

Изменение составляющих вектора абсолютной угловой скорости представлено на рис. 5.

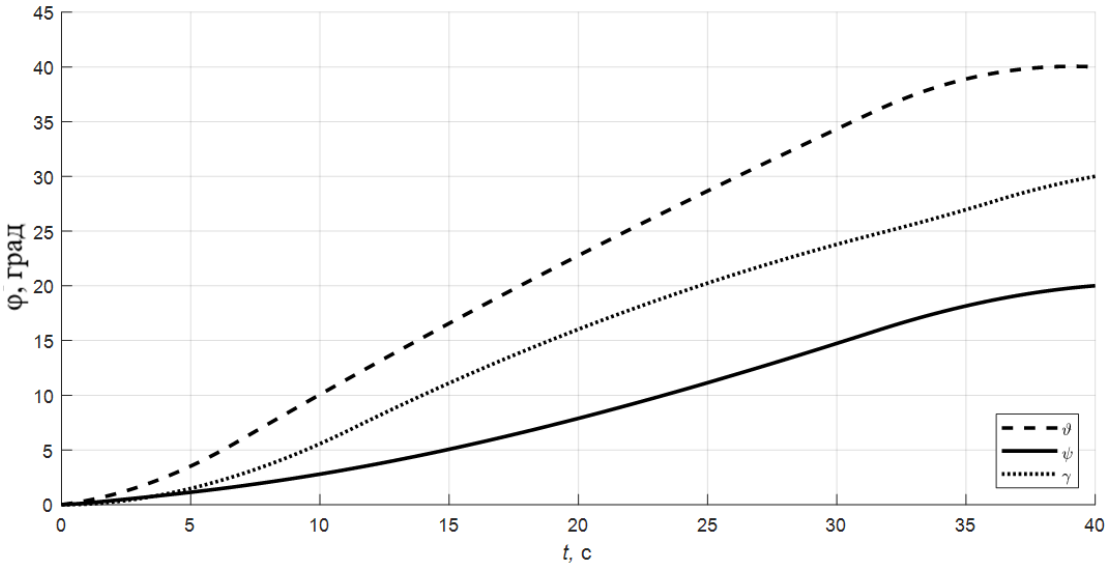


Рис. 4. Изменение ориентации КА относительно опорной системы координат во времени

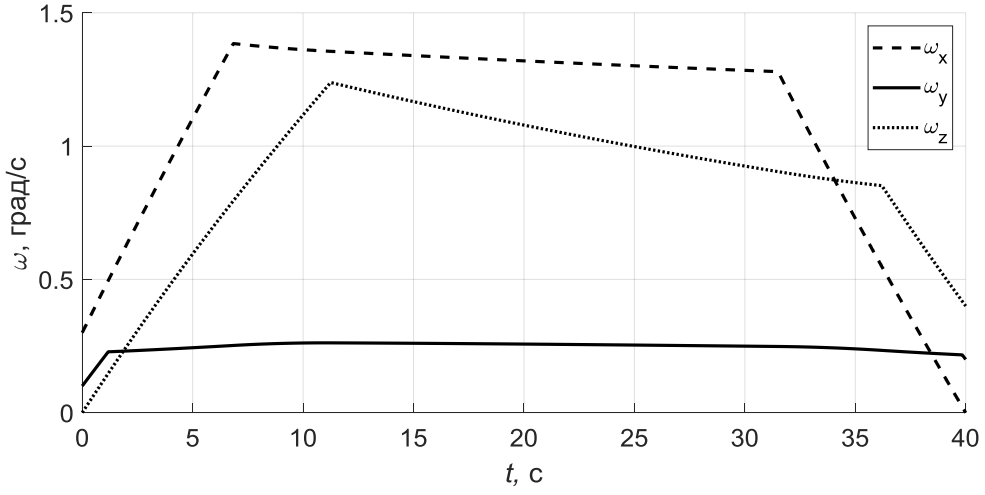


Рис. 5. Изменение составляющих вектора абсолютной угловой скорости во времени

Графики, показывающие изменения напряжения питания электродвигателей маховиков, а также формирование управляющих моментов на участках разгона и торможения во времени, представлены на рис. 6 и 7 соответственно. Угловая скорость вращения ДМ на протяжении ПП изменялась так, как показано на рис. 8.

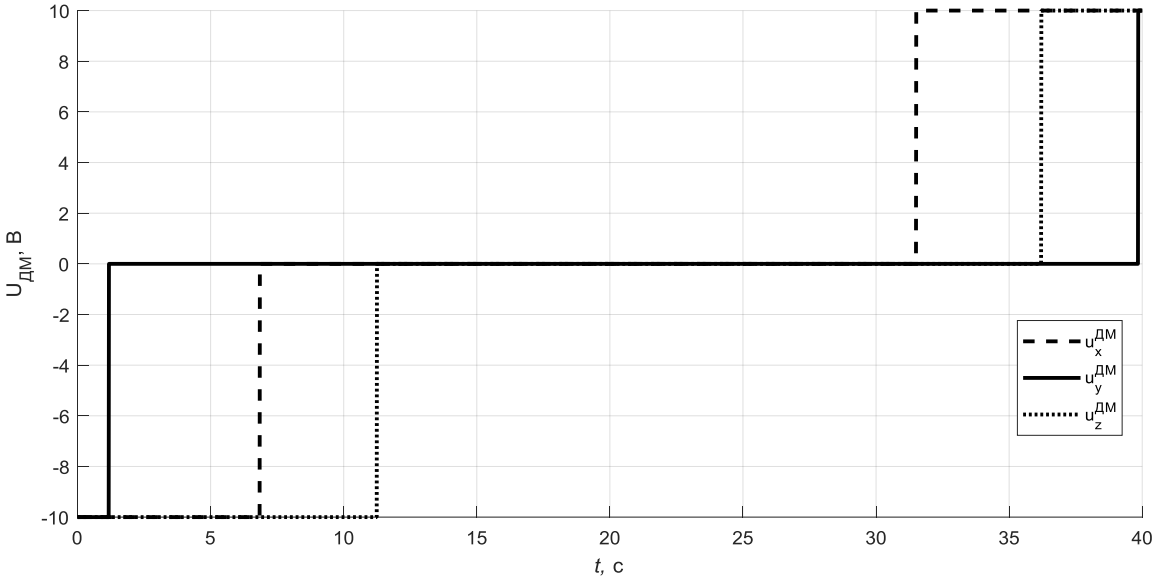


Рис. 6. Графики изменения напряжения питания электродвигателей маховиков во времени

При переориентации КА предложенным способом ошибки по угловому положению и угловым скоростям на конечный момент времени составили:

$$\Delta\varphi_{\vartheta}^{\text{ПП}} = -0,003^\circ,\ \Delta\varphi_{\psi}^{\text{ПП}} = 0,004^\circ,\ \Delta\varphi_{\gamma}^{\text{ПП}} = -0,005^\circ$$

и

$$\Delta\omega^{\text{ПП}} = \left[-0,00001^\circ/\text{с};\ 0,0001^\circ/\text{с};\ 0,00001^\circ/\text{с}\right]^{\text{T}},$$

что соответствует принятым требованиям по точности.

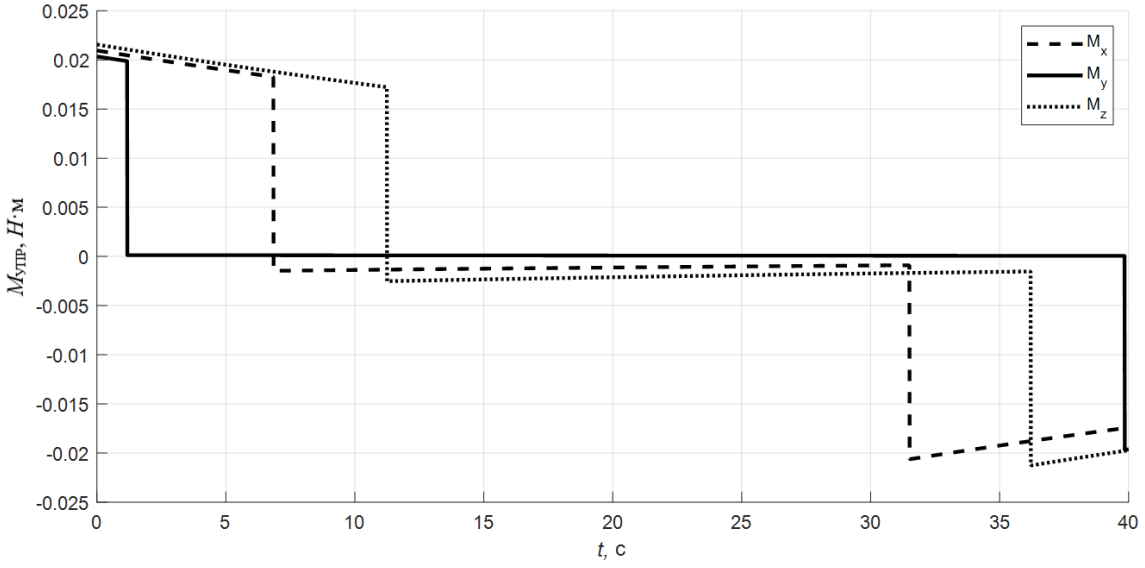


Рис. 7. Графики изменения управляющих моментов на участках разгона и торможения во времени

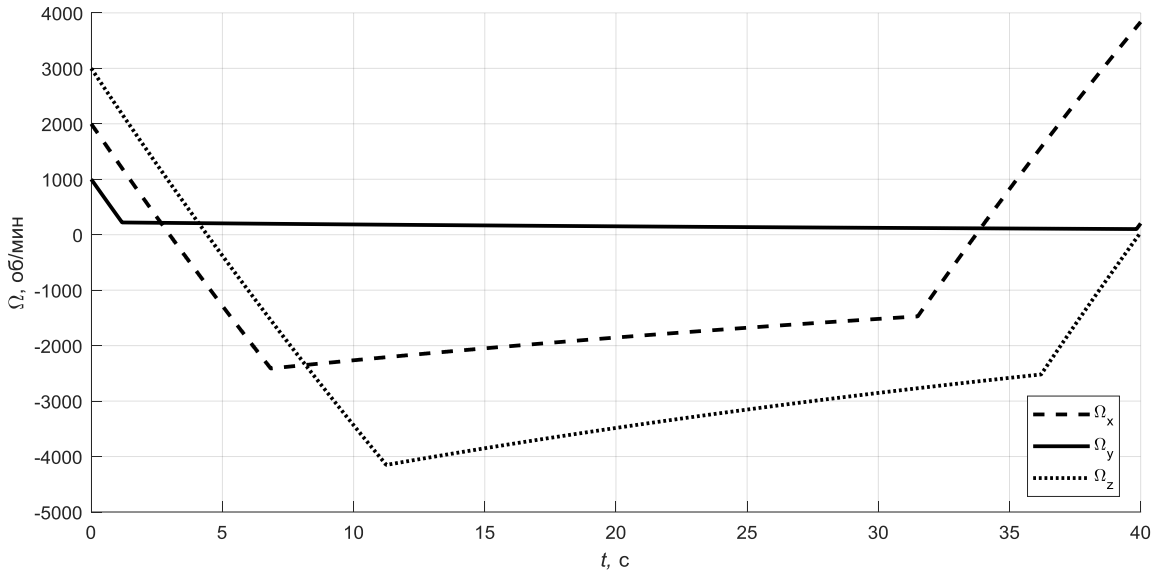


Рис. 8. График зависимости угловой скорости вращения двигателей-маховиков от времени

РЕЗУЛЬТАТЫ СРАВНЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ НА СОВЕРШЕНИЕ ПРОГРАММНЫХ ПОВОРОТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ РАЗЛИЧНЫМИ СПОСОБАМИ

Для сравнения энергетических затрат на совершение ПП были выбраны описанный в работе способ двухимпульсного управления и способ экстенсивного управления пространственной ориентацией КА.

Основным показателем качества, подлежащим сравнению, были выбраны энергетические затраты на вращение электродвигателями ДМ

$$P_{\text{ПП}}(t) = \int_{t_0}^{t_\text{к}} U_x^2 + \int_{t_0}^{t_\text{к}} U_y^2 + \int_{t_0}^{t_\text{к}} U_z^2 .$$

Ниже в качестве исходных данных приводятся только те параметры, значения которых отличаются от принятых в предыдущем разделе:

– начальная абсолютная угловая скорость КА

$$\boldsymbol{\omega}_\mathbf{0}\left(t_0\right) = \left[0°/\text{с},\ \ 0°/\text{с},\ \ 0°/\text{с}\right]^\text{T};$$

– требуемая конечная абсолютная угловая скорость КА

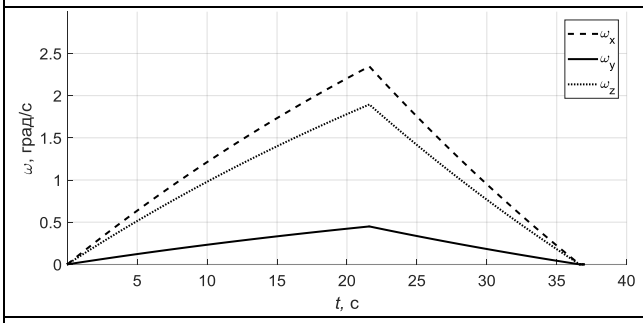
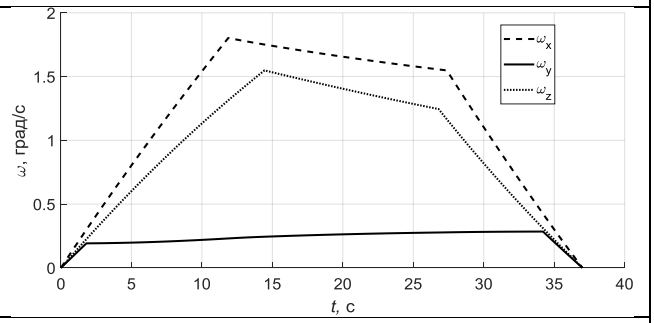
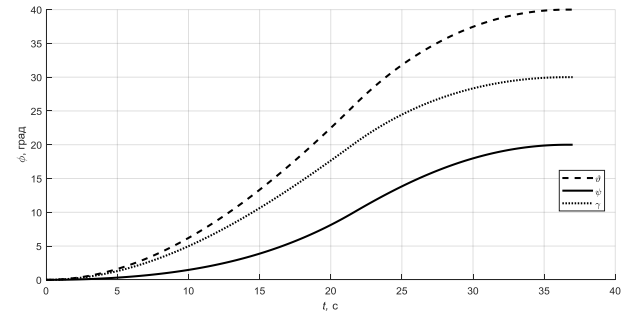
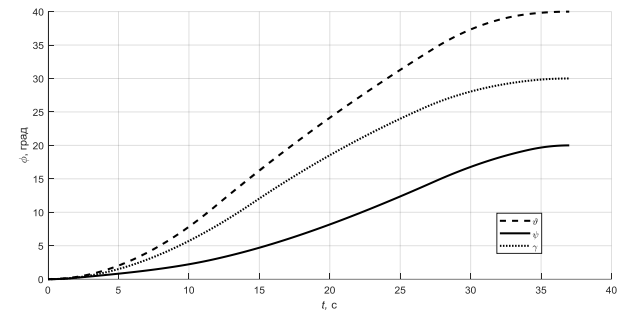
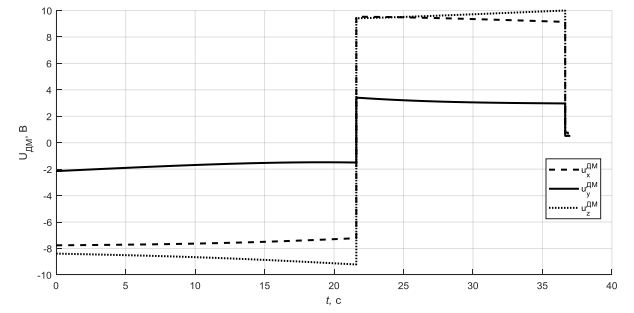
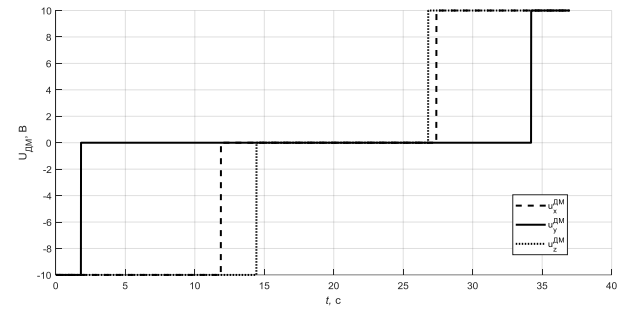
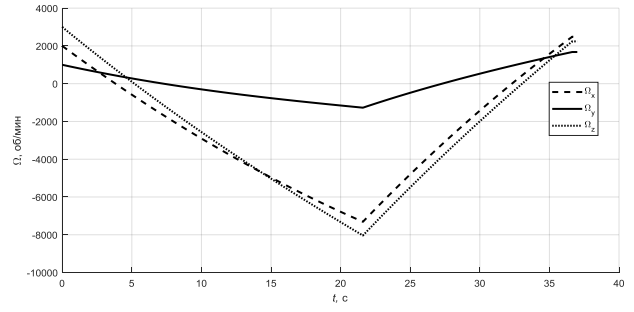
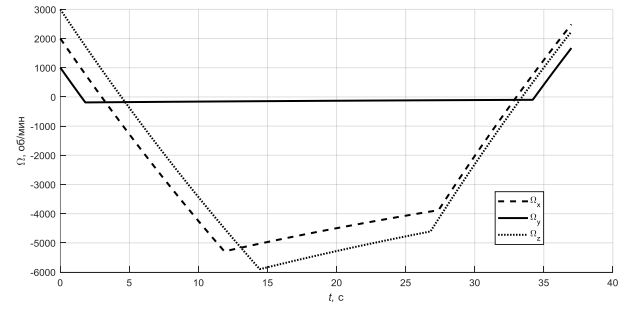
$$\boldsymbol{\omega}_\mathbf{к}\left(t_\text{к}\right) = \left[0°/\text{с},\ \ 0°/\text{с},\ \ 0°/\text{с}\right]^\text{T};$$

– продолжительность совершения ПП $t_{\text{ПП}}$ предложенным в работе способом определяется длительностью переориентации КА экстенсивным способом управления из начального углового положения в требуемое конечное.

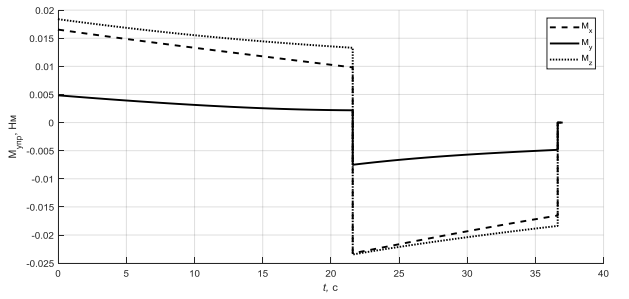
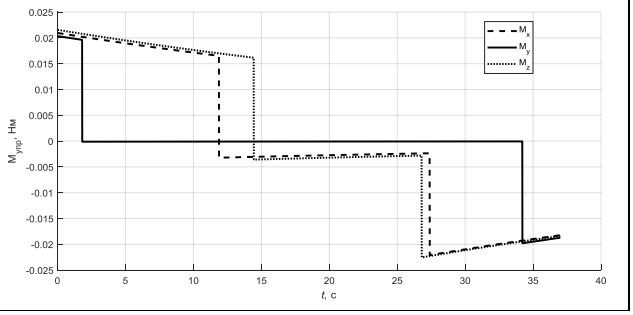
– В табл. 1 представлены графики изменения параметров углового движения КА, а также работы ДМ при совершении ПП различными способами управления.

Таблица 1

Графики изменения параметров углового движения КА и работы ДМ

Экстенсивное управление	Двухимпульсное управление
Изменение составляющих вектора абсолютной угловой скорости во времени	
	
Изменение ориентации КА относительно опорной системы координат во времени	
	
Изменение напряжений питания электродвигателей двигателей-маховиков во времени	
	
График зависимости угловой скорости вращения двигателей-маховиков от времени	
	

Окончание табл. 1

Экстенсивное управление	Двухимпульсное управление
Формирование управляющих моментов двигателей-маховиков в процессе программного поворота	
	

Энергетические затраты на реализацию программных поворотов КА алгоритмом экстенсивного управления и описанным в работе составили:

$$P_{\text{ЭКС}}(t_{\text{К}}) = 5829\,\text{Дж};\; P_{\text{ПКО}}(t_{\text{К}}) = 2045\,\text{Дж}$$

соответственно.

Результаты моделирования ПП подтвердили обеспечение требуемой точности ориентации КА в обоих случаях. Алгоритм управления, предложенный в работе, при заданных краевых условиях не уступает по оперативности поворота экстенсивному, а по экономичности энергозатрат значительно его превосходит.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные результаты подтвердили возможность реализации алгоритма энергетически квазиоптимального двухимпульсного управления пространственной ориентацией КА с двигателями-маховиками. Такое управление, рассчитанное с применением ПКО, как и в случае использования УРД, позволяет опустить учет перекрестных гироскопических связей. Их компенсация потребовала бы дополнительных включений управляющих органов, что негативно повлияет на расход электроэнергии.

Вследствие простоты расчета параметров программы и низкой требовательности к вычислительным мощностям, способ управления может быть реализован на борту КА.

Список использованных источников

1. *Васильев В. Н.* Системы ориентации космических аппаратов. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.

2. *Сапунков Я. Г., Молоденков А. В.* Алгоритм оптимального по энергии разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2015. – Т. 16, № 8. – С. 536–544.

3. *Бранец В. Н., Черток М. Б., Казначеев Ю. В.* Оптимальный разворот твердого тела с одной осью симметрии // Космические исследования. – 1984. – Т. 22, вып. 3. – С. 352–360.

4. *Велищанский М. А., Крищенко А. П., Ткачев С. Б.* Квазиоптимальная переориентация космического аппарата // Механика твердого тела. – 2002. – Вып. 32. – С. 144–153.

5. *Алимов Н. И., Горбулин В. И., Сударь Ю. М.* Формирование семейства траекторий свободного сферического движения космического аппарата как твердого тела, обеспечивающих

переориентацию его оси динамической симметрии в заданное положение // Труды МАИ. – 2021. – Вып. 121. – С. 1–32.

6. *Зоткин М. Ю., Миронов В. И.* Применение метода приближенного корректирующего оператора для расчета программы управления угловым разворотом космического аппарата с конечным вектором управляющих моментов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 655. – С. 114–121.

7. *Бурмистров В. В., Зоткин М. Ю., Миронов В. И.* Расчет терминальной программы управления угловым разворотом космического робота по критерию минимума расхода топлива // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 666. – С. 184–191.

8. *Миронов В. И., Миронов Ю. В., Юсупов Р. М.* Метод приближенного корректирующего оператора в задачах вариационного оценивания параметров движения космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2011. – Вып. 54(3). – С. 11–17.

9. *Сасункевич А. А., Степанов А. С., Фоминов И. В.* Метод распределенного двухимпульсного терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата в условиях нештатного раскрытия панелей солнечных батарей // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 686. – С. 78–91.

10. Теория управления. Терминология. – М. : Наука, 1988. – Вып. 107. – 56 с.

11. *Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г.* Управление космическими летательными аппаратам. – М. : Машиностроение, 1974. – 340 с.

12. *Бранец В. Н., Шмыглевский И. П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. – М. : Наука, 1973. – 320 с.

И. В. Хомич;
М. А. Шишков

СПОСОБ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА С УЧЕТОМ НАСЫЩЕНИЯ РЕГУЛИРУЮЩЕГО ОРГАНА

Представлен способ аналитической настройки параметров ПИ-регулятора возбуждения синхронного генератора, позволяющий обеспечить требования к длительности переходного процесса в системе автономного электроснабжения в различных режимах работы агрегата. Проведен сравнительный анализ разработанного способа настройки с существующими методами, наиболее часто применяемыми в промышленности.

Ключевые слова: синхронный генератор, регулятор возбуждения, настройка параметров, время переходного процесса.

ВВЕДЕНИЕ

Постоянная модернизация объектов военной инфраструктуры, внедрение нового технического и технологического оборудования требуют решения серьезной задачи обеспечения требуемого качества электрической энергии при питании объекта от системы автономного электроснабжения. Основным элементом систем автономного электроснабжения, от которого зависит качество вырабатываемой электрической энергии, является синхронный генератор, оборудованный автоматическим регулятором возбуждения. В настоящее время широкое распространение получили цифровые регуляторы возбуждения, параметры которых определяются в результате процедуры настройки.

На текущий момент практически не существует аналитических методов настройки многорежимных регуляторов, что связано с необходимостью многомодельного описания объекта управления [1, 2]. В статье [1] был предложен метод автоматической настройки многорежимного регулятора возбуждения синхронного генератора, однако его применение сопряжено с рядом трудностей, среди которых можно выделить необходимость настройки так называемых «гиперпараметров» метода и отсутствие методики обоснованного выбора начальных приближений к требуемым значениям параметров регулятора в различных режимах работы. Поэтому вопросы построения аналитических методов настройки параметров многорежимного регулятора возбуждения синхронного генератора остаются актуальными.

На сегодняшний день в качестве законов регулирования наибольшее применение нашли пропорционально-интегрально-дифференциальные (ПИД) и пропорционально-интегральные (ПИ) законы регулирования [3]. Практически все существующие методы настройки параметров ПИД- и ПИ-регуляторов [3] основаны на линейном представлении системы автоматического управления. Если часть допущений, принимаемых при упрощении и линеаризации математической модели системы, качественно не влияет на процесс управления, то пренебрежение физическими ограничениями на значения управляющих воздействий и фазовых координат обычно приводит к существенному отличию траектории системы от желаемой. Другой проблемный вопрос заключается в недостаточном развитии методов настройки, позволяющих напрямую задать ограничения на динамику системы. Большинство аналитических методов настройки параметров регуляторов в той или иной мере основаны на рассмотрении системы в частотной области с точки зрения обеспечения устойчивости [3]. В этой связи в статье поставлена задача разработки способа настройки ПИ-регулятора возбуждения с учетом ограничения на величину управляющих воздействий (т. е. насыщения регулирующего органа), позволяющего удовлетворить заданные требования к длительности переходного процесса.

НАСТРОЙКА ПАРАМЕТРОВ ПИ-РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ С УЧЕТОМ НАСЫЩЕНИЯ РЕГУЛИРУЮЩЕГО ОРГАНА

С целью получения аналитических зависимостей между требованиями к системе и параметрами регулятора в качестве закона регулирования возбуждения рассмотрен ПИ-закон регулирования. Для определения параметров ПИ-регулятора в первую очередь необходимо определиться с математической моделью объекта управления. В качестве простейшей модели процесса функционирования объекта управления выбран объект, динамика которого описывается линейным дифференциальным уравнением первого порядка вида

$$\dot{x} = -\frac{1}{T}x + \frac{k}{T}u, \qquad (1)$$

где x – переменная состояния объекта управления;
k, T – параметры математической модели объекта управления;
u – управляющее воздействие, вырабатываемое регулятором.

Выбор именно такой модели объясняется тем, что упрощенная модель синхронного генератора также может быть представлена в виде апериодического звена первого порядка [1]. Структурная схема системы автоматического управления объектом (1) с ПИ-регулятором и насыщением регулирующего органа показана на рис. 1.

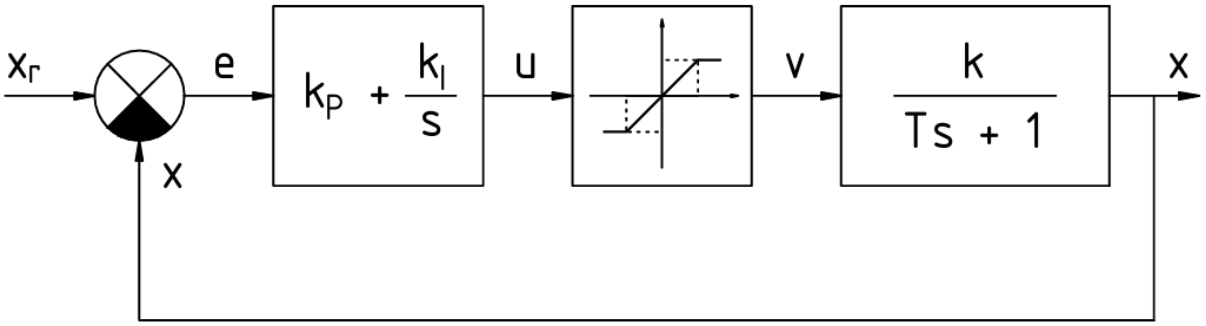


Рис. 1. Структурная схема системы автоматического управления, где v – управляющие воздействия, подаваемые на объект управления; u – управляющие воздействия, вырабатываемые регулятором; e – ошибка управления; $x_г$ – задающее воздействие

Нелинейность в системе, вызванная наличием физических ограничений на значения управляющих воздействий, может быть записана в виде

$$v(u) = \begin{cases} v_{\max}, u \geq v_{\max} \\ u, v_{\min} < u < v_{\max} \\ v_{\min}, u \leq v_{\min} \end{cases},$$

где $v_{\max}$, $v_{\min}$ – верхняя и нижняя границы значений управляющего воздействия.

Из-за наличия нелинейности типа «насыщение» существуют области значений параметров ПИ-регулятора, для которых верно, что во время части переходного процесса $v \neq u$, и при этом $v = \text{const}$ (рис. 2). Вследствие того, что $v = \text{const}$, на этапе насыщения система становится «как бы» неуправляемой и ее движение не соответствует вырабатываемым регулятором управляющим воздействиям.

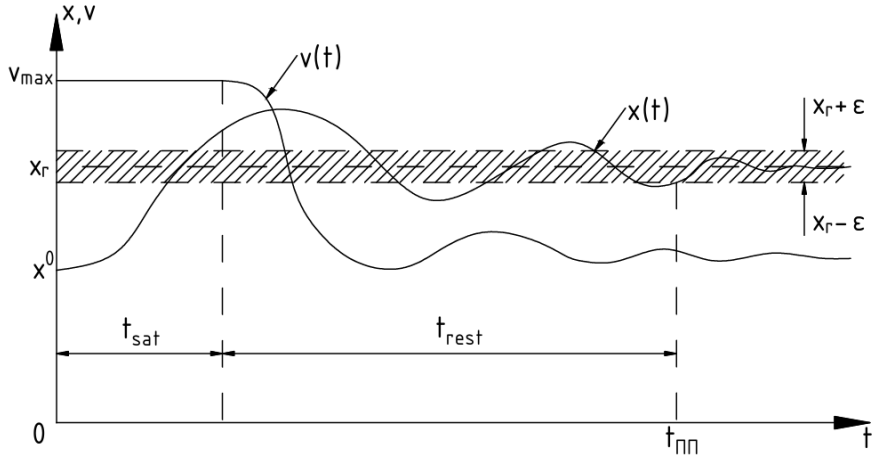


Рис. 2. Переходный процесс с насыщением управляющей величины, где t_{sat} – время насыщения регулирующего органа, t_{rest} – оставшееся время переходного процесса после окончания насыщения, x^0 – начальное значение координаты объекта, ε – требуемая точность поддержания выходной величины объекта управления, $t_{\text{ПП}}$ – время переходного процесса

Определим длительность интервала насыщения t_{sat}. На интервале насыщения регулирующего органа система автоматического управления будет описываться уравнением вида

$$\dot{x} = -\frac{1}{T}x + \frac{k}{T}v_b, \tag{2}$$

где $v_b = \begin{bmatrix} v_{\max}, x^0 < x_r \\ v_{\min}, x^0 > x_r \end{bmatrix}$ – граничное значение управляющего воздействия, вырабатываемого регулирующим органом.

Решением уравнения (2) будет являться выражение

$$x(t) = (x^0 - kv_b)e^{-\frac{t}{T}} + kv_b. \tag{3}$$

С другой стороны, для ПИ-регулятора выражение для определения управляющего воздействия имеет вид

$$u(t) = k_P e(t) + k_I \int_0^t e(t)dt. \tag{4}$$

Учитывая, что $e(t) = x_r - x(t)$, подставим формулу (3) в (4) и, произведя ряд преобразований, получим

$$u(t) = (k_P + k_I t)(x_r - kv_b) + (k_I T(e^{-\frac{t}{T}} - 1) - k_P e^{-\frac{t}{T}})(x^0 - kv_b).$$

Так как решение производится на интервале насыщения регулирующего органа, то момент выхода из режима насыщения t_{sat} может быть определен как первое положительное решение уравнения

$$v_b = (k_P + k_I t_{sat})(x_r - kv_b) + (k_I T(e^{-\frac{t_{sat}}{T}} - 1) - k_P e^{-\frac{t_{sat}}{T}})(x^0 - kv_b). \tag{5}$$

В случае, если уравнение (5) не имеет положительных корней, то регулирующий орган не входит в режим насыщения и можно положить, что $t_{sat} = 0$.

Для моментов времени $t > t_{sat}$ верно, что $u \in [v_{\min}; v_{\max}]$, поэтому система является линейной и можно определить передаточную функцию разомкнутой системы управления:

$$W(s) = \frac{kk_I(\frac{k_P}{k_I}s + 1)}{s(Ts + 1)}. \quad (6)$$

Для того чтобы передаточная функция замкнутой системы по ошибке представляла собой апериодическое звено первого порядка и, соответственно, была устойчивой, применим метод сокращения полюса передаточной функции (6) с нулем [3]. Для этого положим, что $k_P = k_I T$. Учитывая принятое соотношение между параметрами регулятора, а также непрерывность фазовой траектории $x(t)$ и управления $u(t)$, система уравнений, описывающих движение системы управления на интервале времени после насыщения, будет иметь вид

$$\begin{cases} \dot{x} = -\frac{1}{T}x + \frac{k}{T}u, x(0) = x(t_{sat}) \\ \dot{u} = k_I T\dot{e} + k_I e, u(0) = u(t_{sat}) \end{cases}, \quad (7)$$

где $x(t_{sat})$ – значение выходной координаты объекта управления в момент окончания насыщения;

$u(t_{sat})$ – значение управляющего воздействия в момент окончания насыщения,

$$u(t_{sat}) = \begin{bmatrix} u^0, t_{sat} = 0 \\ v_b, t_{sat} \neq 0 \end{bmatrix}.$$

Учитывая, что $e(t) = x_r - x(t)$, решением системы (7) будет являться выражение

$$x(t) = \begin{bmatrix} [x(t_{sat}) - \frac{ku(t_{sat}) - x_r}{1 - kk_I T} - x_r]e^{-\frac{t}{T}} + \frac{ku(t_{sat}) - x_r}{1 - kk_I T}e^{-kk_I t} + x_r, kk_I T \neq 1 \\ [x(t_{sat}) - x_r]e^{-\frac{t}{T}} + \frac{1}{T}\left(ku(t_{sat}) - x_r\right)t \cdot e^{-\frac{t}{T}} + x_r, kk_I T = 1 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

В качестве критерия окончания переходного процесса обычно принимают выполнение условия $|e(t)| < \varepsilon$.

Очевидно, что из выражения (8) следует: $\lim_{t \to \infty} e(t) = 0$, отсюда по определению $\forall \varepsilon > 0 \, \exists t(\varepsilon) : \forall t > t(\varepsilon) \Rightarrow |e(t)| < \varepsilon$. Исследуем более подробно поведение функции ошибки на интервале времени после насыщения, для этого найдем производную ошибки:

$$\frac{de(t)}{dt} = \begin{bmatrix} \frac{1}{T}[x(t_{sat}) - \frac{ku(t_{sat}) - x_r}{1 - kk_I T} - x_r]e^{-\frac{t}{T}} + kk_I \frac{ku(t_{sat}) - x_r}{1 - kk_I T}e^{-kk_I t}, kk_I T \neq 1 \\ \frac{1}{T}\left([x(t_{sat}) - x_r] - \left(ku(t_{sat}) - x_r\right) + \frac{1}{T}\left(ku(t_{sat}) - x_r\right)t\right)e^{-\frac{t}{T}}, kk_I T = 1 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Приравняем теперь выражение (4) к нулю и выразим критические точки функции ошибки:

$$t^* = \begin{bmatrix} \frac{T}{1 - kk_I T}\ln\left(-\frac{1 - kk_I T}{kk_I T}\frac{[x(t_{sat}) - \frac{ku(t_{sat}) - x_r}{1 - kk_I T} - x_r]}{ku(t_{sat}) - x_r}\right), kk_I T \neq 1 \\ T\frac{ku(t_{sat}) - x(t_{sat})}{ku(t_{sat}) - x_r}, kk_I T = 1 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Таким образом, функция ошибки может иметь не более одного экстремума (в зависимости от соотношения параметров системы и регулятора, решения (10) может не существовать, оно может быть отрицательным и может не иметь физического смысла или быть положительным и единственным). Следовательно, ошибка либо всюду монотонно стремится к нулю, либо монотонно стремится к нулю после прохождения точки экстремума. Зная характер поведения ошибки, можно упростить процесс решения неравенства $|e(t)|<\varepsilon$ и представить поиск оставшегося времени переходного процесса t_{rest} в виде следующего алгоритма.

Шаг 1. Задаемся значениями $\varepsilon, t_{\max}$ – максимальное ожидаемое время переходного процесса, $t^0_{\max}=t_{\max}$;

Шаг 2. Находим t^* по выражение (5). Если $\nexists t^*$ или $t^*\le 0$, то полагаем: $t_{\min}=0$. Если $t^*>0$ и $|e(t^*)|>\varepsilon$, то полагаем: $t_{\min}=t^*$, иначе $t_{\min}=0$;

Шаг 3. Проверяем условие $|e(t_{\max})|<\varepsilon$. Если условие выполнено, то время переходного процесса необходимо искать слева от $t_{\max}$ и можно положить: $t^0_{\max}=t_{\max}$, $t_{\max}=\dfrac{t_{\max}+t_{\min}}{2}$ и перейти на шаг. 4. Если условие не выполнено, то время окончания переходного процесса находится справа от $t_{\max}$ и можно положить: $t_{\min}=t_{\max}$, $t_{\max}=\dfrac{t_{\max}+t^0_{\max}}{2}$ и перейти на шаг 4.

Шаг 4. Проверяется условие останова $t_{\max}-t_{\min}\le-\max\left(T,\dfrac{1}{kk_I}\right)\log\left|1-\varepsilon e^{\frac{t_{\max}}{\max\left(T,\frac{1}{kk_I}\right)}}\right|$. Если условие выполнено, то процесс завершается с решением $t_{rest}=\dfrac{t_{\max}+t_{\min}}{2}$, иначе происходит возвращение на шаг 3.

Окончательно время переходного процесса можно определить как сумму двух составляющих $t_{\text{ПП}}(k_I)=t_{sat}(k_I)+t_{rest}(k_I)$, при этом, учитывая принятое ранее соотношение между параметрами регулятора $k_P=k_IT$, решение уравнения (5) можно выписать в явном виде

$$t_{sat}=\max\left(\frac{v_b+k_IT(x^0-x_r)}{k_I(x_r-kv_b)},0\right). \qquad (11)$$

Задаваясь требованием к времени переходного процесса $t^{\text{треб}}_{\text{ПП}}$, задачу настройки параметров можно представить в виде решения следующего неравенства:

$$t_{\text{ПП}}(k_I)<t^{\text{треб}}_{\text{ПП}}. \qquad (12)$$

Решить неравенство (12) можно, применяя любой одномерный метод оптимизации, не использующий сведений о производной функции (так как функция $t_{\text{ПП}}(k_I)$ не является дифференцируемой), к зависимости $t_{\text{ПП}}(k_I)$ до того момента, когда неравенство (12) окажется верным.

Порядок применения разработанного способа настройки параметров ПИ-регулятора можно представить в виде алгоритма, показанного на рис. 3.

В качестве метода поиска экстремума функции одной переменной для решения задачи настройки на рис. 3 представлен метод золотого сечения [4], однако выбор того или иного метода одномерной оптимизации по сути не является существенным.

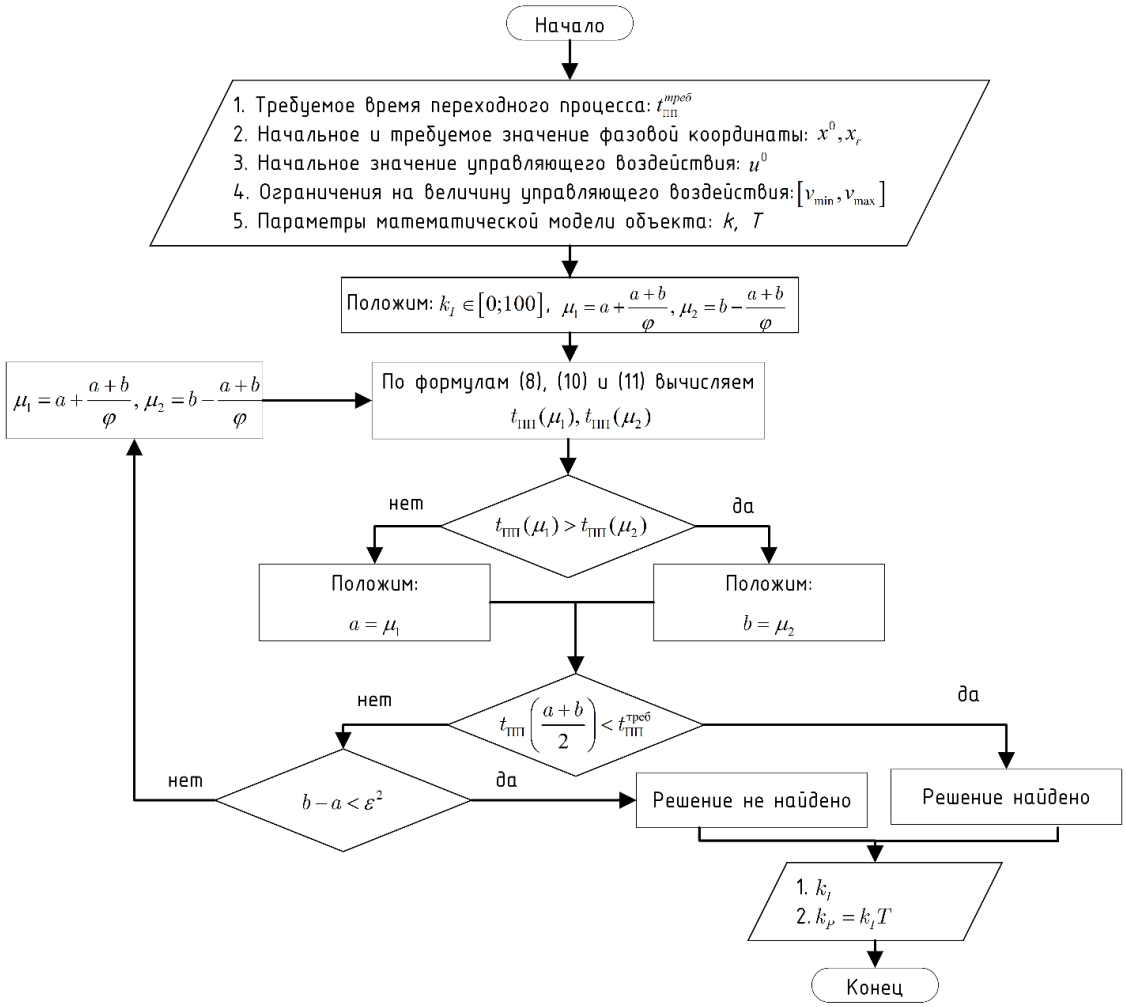


Рис. 3. Блок-схема способа настройки параметров регулятора с учетом насыщения регулирующего органа на основе метода золотого сечения

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ РЕГУЛЯТОРА ВОЗБУЖДЕНИЯ

Для того чтобы оценить качество получаемого в результате применения разработанного способа настройки параметров регулятора, был проведен сравнительный анализ применяемых в настоящее время методов настройки ПИД-регуляторов возбуждения.

В качестве наиболее распространенных методов настройки рассмотрим метод Циглера – Никольса (ZN) [3] и способ, основанный на сокращении нулей и полюсов передаточной функции (ZPC) [3, 5].

Как было показано в статье [1], упрощенно математическая модель синхронного генератора может быть представлена в виде дифференциального уравнения первого порядка с параметрами, зависящими от нагрузки,

$$\begin{cases} pe_f = -\dfrac{1}{T(e_f)} e_f + \dfrac{1}{T(e_f)} v_f \\ v_g = k_{\text{н}} g(e_f) \end{cases},$$

где v_g, v_f, e_f – напряжение синхронного генератора, напряжение и э.д.с. возбуждения соответственно, о. е.;

$T(e_f)$ – постоянная времени синхронного генератора, с,

$$T(e_f) = T_{d\text{э}}\left[\frac{x_{fs}}{x_f} + k_{\text{н}2}\frac{x_d - x'_{d\text{э}}}{x_{ad}}\frac{dg}{du_{|u=e_f}}\right];$$

$k_{\text{н}}g(e_f)$ – внешняя характеристика синхронного генератора,

$$k_{\text{н}}g(e_f) = k_{\text{н}}a_1\left(a_2 + a_3 e_f - \sqrt{a_3^2 e_f^2 + a_4 e_f + a_2^2}\right).$$

Здесь коэффициенты внешней характеристики определяются соотношениями:

$$a_1 = \frac{1}{2k_{\text{н}1}k_{\text{н}2}},\ a_2 = \mu k_{\text{н}2} + (1+\mu)k_{\text{н}1},\ a_3 = k_{\text{н}2},\ a_4 = 2\mu k_{\text{н}2}^2 - 2(1+\mu)k_{\text{н}1}k_{\text{н}2}.$$

а коэффициенты, зависящие от нагрузки, – соотношениями:

$$k_{\text{н}2} = 1 + s_{\text{н}}v_{\text{н}}^{-2}\left(r\cos\varphi + x_s\sin\varphi + \left(x_s\cos\varphi - r\sin\varphi\right)k_{\text{н}0}\right),$$

$$k_{\text{н}1} = x_{ad}s_{\text{н}}v_{\text{н}}^{-2}\left(\sin\varphi + \cos\varphi\cdot k_{\text{н}0}\right),$$

$$k_{\text{н}0} = \frac{s_{\text{н}}v_{\text{н}}^{-2}\left(x_q\cos\varphi - r\sin\varphi\right)}{1 + s_{\text{н}}v_{\text{н}}^{-2}\left(x_q\sin\varphi + r\cos\varphi\right)},\ k_{\text{н}} = \sqrt{1 + k_{\text{н}0}^2},$$

где $s_{\text{н}}$, $\cos\varphi$ – параметры нагрузки.

Паспортные параметры синхронного генератора приняты следующими: $x_d = 1{,}353$ о. е., $x'_d = 0{,}193$ о. е., $x''_d = 0{,}119$ о. е., $x_q = 0{,}648$ о. е., $x''_q = 0{,}151$ о. е., $x_s = 0{,}073$ о. е., $T_{d0} = 2{,}25$ с, $T'_d = 0{,}376$ с, $T''_{d0} = 0{,}01$ с, $r = 0{,}0012$ о. е., $r_f = 0{,}198$ о. е., $\mu = 0{,}45$. Недостающие для модели синхронного генератора (11) параметры определялись на основании соотношений, полученных в работе [6].

Для оценивания качества предложенного способа были рассмотрены три режима работы синхронного генератора: возбуждение, наброс 100%-ной активно-индуктивной нагрузки с $\cos\phi = 0{,}8$ и сброс данной нагрузки. Требуемое время переходного процесса примем следующим: $t_{\text{ПП}}^{\text{треб}} = 3$ с.

Результаты определения параметров модели синхронного генератора для каждого режима приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры упрощенной математической модели синхронного генератора в различных режимах работы

Режим работы	Параметры				
	k	T	x^0	x_r	u^0
Режим возбуждения	1	2,25	0	1	0
Режим наброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}8$	1	0,4564	1,9653	2,0745	0,985
Режим сброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0{,}8$	1	1,2206	1,8078	1	1,82

Результаты расчета параметров регулятора возбуждения для различных режимов работы синхронного генератора при использовании предложенного способа и метода Циглера – Никольса, а также при применении сокращения нулей и полюсов передаточной функции приведены в табл. 2.

Результаты моделирования представлены на рис. 4, 5 и 6, кроме того, в табл. 3.

Таблица 2

Результат расчета параметров ПИД-регулятора возбуждения $(k_P\ k_I\ k_D)$ синхронного генератора в различных режимах работы

Режим работы	Метод настройки			
	Способ настройки с учетом насыщения	Метод ZN (ПИ-регулятор)	Метод ZN (ПИД-регулятор)	ZPC
Режим возбуждения	$(4,74; 2,106; 0)$	$(2,024; 3,374; 0)$	$(2,7; 6,75; 0,27)$	$(2,44; 1,51; 0,56)$
Режим наброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0,8$	$(13,85; 6,321; 0)$			
Режим сброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0,8$	$(24,41; 20; 0)$			

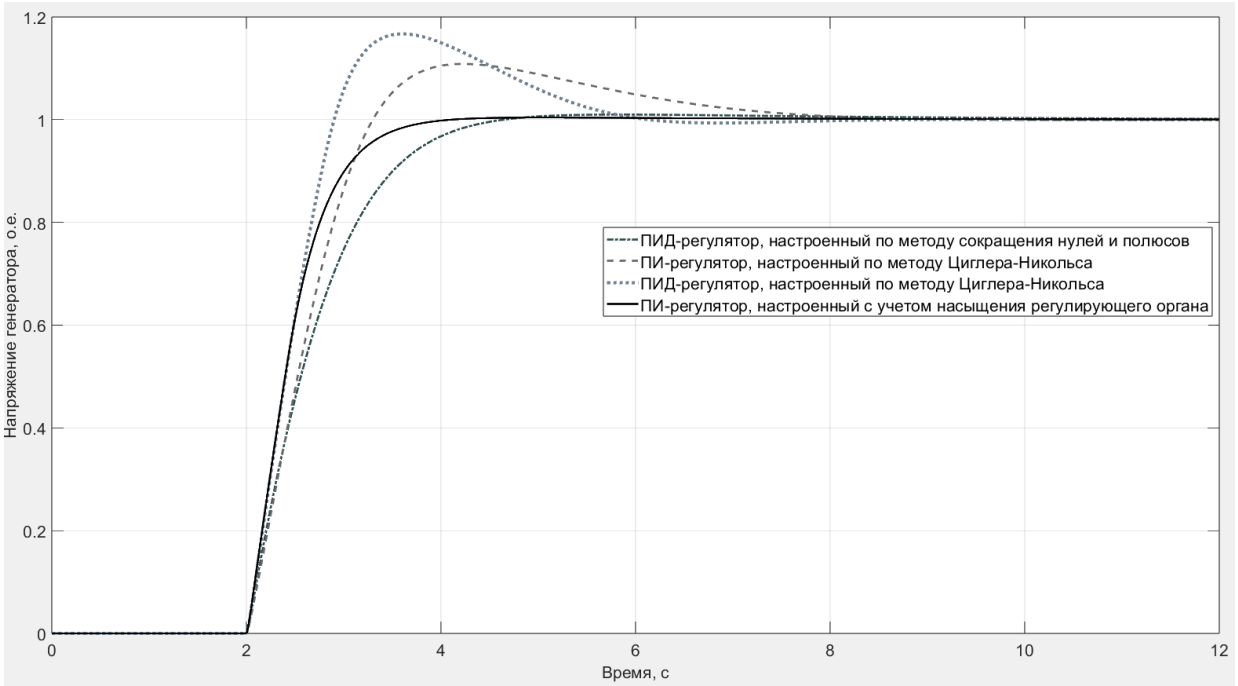


Рис. 4. График изменения напряжения синхронного генератора в режиме возбуждения при использовании регуляторов с различными настройками

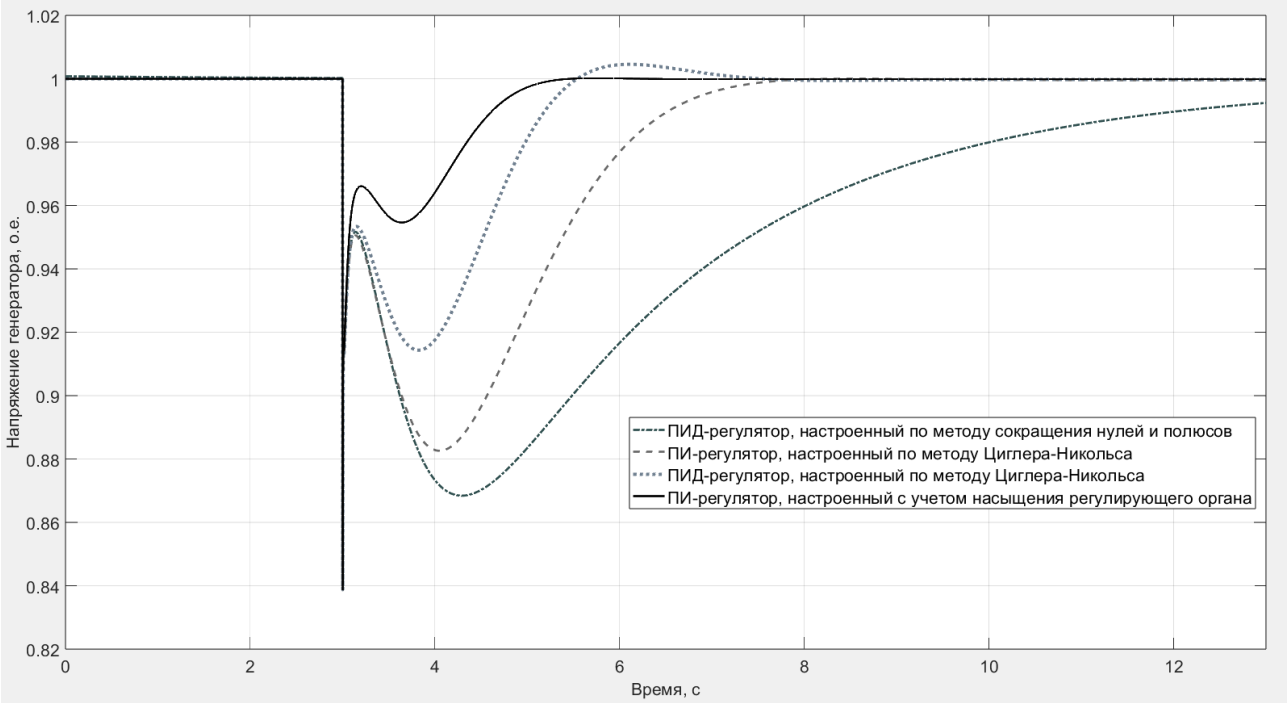


Рис. 5. График изменения напряжения синхронного генератора в режиме наброса 100%-ной нагрузки с при использовании регуляторов с различными настройками

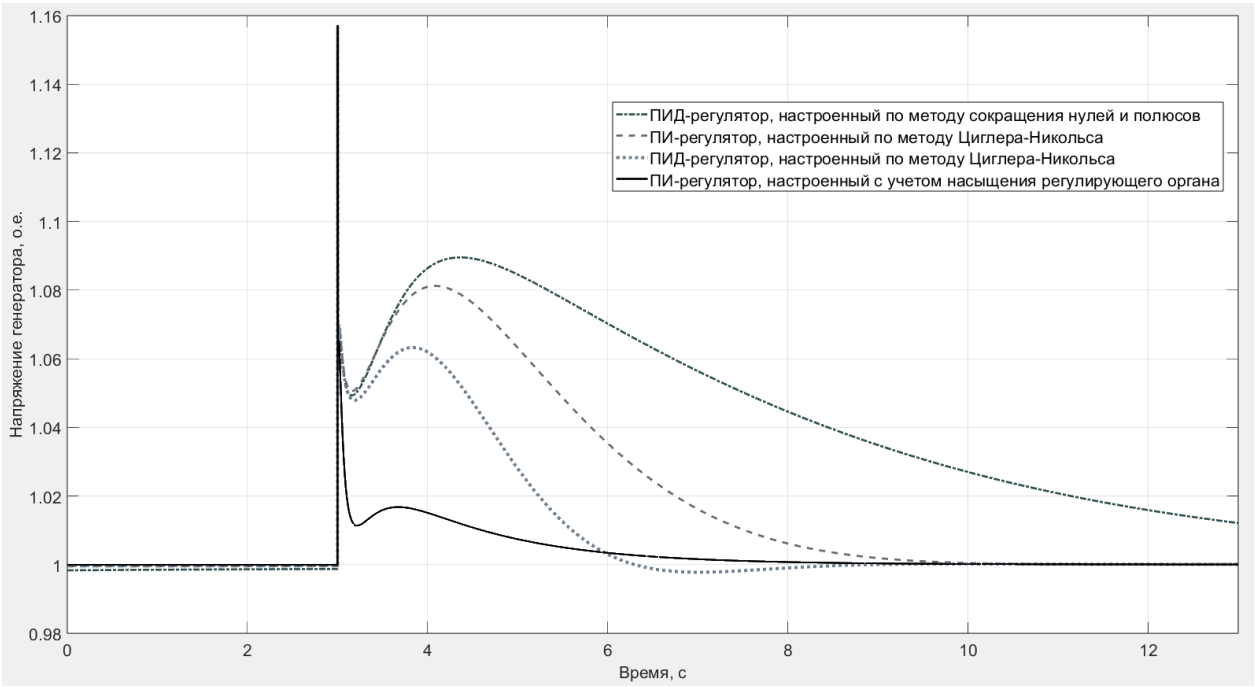


Рис. 6. График изменения напряжения синхронного генератора в режиме сброса 100%-ной нагрузки с при использовании регуляторов с различными настройками

Таблица 3

Время переходного процесса в различных режимах работы синхронного генератора при использовании различных методов настройки параметров регулятора $t_{ПП}$

Режим работы	Метод настройки			
	Способ настройки с учетом насыщения	Метод ZN (ПИ-регулятор)	Метод ZN (ПИД-регулятор)	ZPC
Режим возбуждения	**1,72**	5,67	3,8	2,35
Режим наброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0,8$	**1,625**	3,54	2,19	9,12
Режим сброса 100%-ной нагрузки с $\cos\varphi = 0,8$	**1,61**	4,515	2,6	10,67

Из анализа результатов можно заключить, что неучет изменяющейся динамики объекта управления в различных режимах работы приводит к неудовлетворительным параметрам настройки ПИД-регулятора. Так, например, метод ZPC позволил найти достаточно приемлемые параметры ПИД-регулятора для режима возбуждения (см. рис. 4), однако применение тех же параметров для режимов сброса и наброса нагрузки (см. рис. 5 и 6) привело к тому, что время переходного процесса больше чем в 3 раза превосходит требуемое – $t_{ПП}^{треб}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Благодаря учету насыщения регулирующего органа и изменяющихся параметров математической модели синхронного генератора, предложенный способ позволяет производить качественную настройку параметров ПИ-регулятора возбуждения в различных режимах работы синхронного генератора. Так, сравнительный анализ методов настройки параметров регуляторов, применяемых в промышленности, показал, что при использовании разработанного способа во всех режимах работы удается обеспечить выполнение требования $t_{ПП} < t_{ПП}^{треб}$. Существующие же методы однорежимной настройки (табл. 3) не позволяют обеспечить требуемые показатели качества системы автоматического регулирования возбуждения в различных режимах работы и обязательно требуют ручной подстройки, что сопряжено с определенными сложностями, а также высокой квалификации специалиста по настройке.

Данный способ может применяться в качестве самостоятельного для объектов управления, чья динамика достаточно хорошо описывается дифференциальным уравнением первого порядка. Для объектов старшего порядка, например бесщеточного синхронного генератора, данный метод может применяться как способ получения начального приближения к требуемым параметрам с дальнейшим использованием методов автоматической настройки [1].

Список использованных источников

1. *Карагодин В. В., Хомич И. В.* Метод автоматической настройки параметров регулятора возбуждения синхронного генератора на основе цифровой модели с использованием критерия псевдооптимальных решений // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2025. – Вып. 695. – С. 220–238.

2. *Карагодин В. В., Хомич И. В.* Обоснование необходимости совершенствования методов настройки параметров ПИД-регулятора возбуждения синхронного генератора системы автономного электроснабжения комплексов космических войск // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 228–239.

3. *Astrom K.J., Hagglund T.* Advanced PID-control : Textbook. – The Instrumentations, Systems and Automation Society, 2006. – 460 p.

4. *Kochenderfer M.J., Wheeler T.A.* Algorithms of Optimization. – London : The MIT Press, 2019. – 520 p.

5. Pat. № 2009/015224 A1, H02P 9/00 US. Digital excitation control system utilizing self-tuning PID gains and an associated method of use / Kiyong Kim, Basler Electric Company. – № 12/023,145; Filed : 31.01.2008; Pub. Date : 06.08.2009.

6. *Токарев Л. Н.* Математическое описание, расчет и моделирование физических процессов в судовых электростанциях – Л. : Судостроение, 1980. – 119 с.

И. Г. Кириллов;
А. В. Северенко,
кандидат технических наук;
Ю. Л. Чирич

МЕТОДИЧЕСКИЙ ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ИНТЕРАКТИВНОГО ТРЕНИРОВОЧНОГО КОМПЛЕКСА НА ЗАНЯТИЯХ ПО ОГНЕВОЙ ПОДГОТОВКЕ ИЗ СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ

В статье рассмотрена возможность использования современных технологий в системе подготовки военнослужащих, новые методические приемы преподавания дисциплины «Огневая подготовка из стрелкового оружия». Представлены технология и методический опыт применения интерактивного тренировочного комплекса виртуальной реальности в учебном процессе на занятиях по огневой подготовке из стрелкового оружия.

Ключевые слова: интерактивный тренировочный комплекс, технологии, техническая тренировка, обучающиеся, визуализация, оружие.

Современные информационные технологии и инновации, в том числе и виртуальной реальности, уверенно формируют новую парадигму современного образования. Уже несколько лет в России действуют федеральные программы, направленные на модернизацию и цифровизацию образования, это проекты «Цифровая школа», «Образование 2024» и многие другие. В рамках указанных проектов для обучающихся создается благоприятная среда в целях получения качественного современного образования, в том числе создаются проекты для школ и вузов, направленные на преподавание различных дисциплин (предметов) в режиме виртуальной реальности (ВР).

Технологии виртуальной реальности постепенно проникают и в образовательный процесс высших военно-учебных заведений, что позволяет рассматривать их как дополнительный элемент информационно-методического обеспечения занятий. Применение технологий ВР неизбежно приведет к появлению новых методических приемов преподавания военных дисциплин и, как следствие, повысит уровень усвоения учебного материала [1, 2].

Виртуальная реальность есть ни что иное, как взаимодействие человека и визуализированных компьютерных программ. Это технология, которая дает возможность пользователю полностью погрузиться в трехмерную интерактивную информационную среду и взаимодействовать с ней. Средства программирования позволяют создавать трехмерные изображения объектов в виртуальной среде, причем все объекты, включая технику, элементы учебно-материальной базы, растительность и т. д., максимально приближены к реальным. С объектами ВР возможно взаимодействовать, они обладают свойствами настоящих реальных объектов. Средства программирования имеют практически безграничные возможности по созданию в виртуальной среде любых трехмерных изображений, включая вооружение и военную технику, свойства которых могут проявляться при взаимодействии с ними [3].

Стремительное развитие компьютерных технологий неизбежно приводит к тому, что современные обучающиеся обладают уверенными компьютерными навыками и ожидают от образовательной системы применения самых передовых технологий в учебном процессе. Этот фактор необходимо учитывать при создании образовательных программ, активно применять ВР как элемент информационно-методического обеспечения занятий, востребованный и привлекательный для обучающихся.

Вооруженные силы постоянно совершенствуются и динамично развиваются, активно применяют различные новые технологии, в том числе и технологии виртуальной реальности в военном образовании.

Возможность детальной визуализации различных элементов учебно-материальной базы, вооружения, военной и специальной техники в виртуальной среде и методические приемы обучения с применением технологии ВР повышают качество и уровень знаний, позволяют приобрести первичные навыки владения вооружением, взаимодействия с военной техникой и способствуют формированию требуемых профессиональных компетенций [4].

Следует отметить, что занятия с применением ВР открывают широкие возможности по созданию новых и по совершенствованию существующих методик преподавания учебных дисциплин и требуют от педагогов повышения компьютерной грамотности. В военном образовании технологии ВР могут применяться в самых различных областях, таких как изучение устройства вооружения и военной техники, проведение регламентных работ по ее обслуживанию и подготовке к боевому применению, тактическая медицина, технические тренировки по выполнению упражнений армейской тактической стрельбы и т. д. (рис. 1).



Рис. 1. Применение технологии виртуальной реальности в обучении

На сегодняшний день в Вооруженных силах Российской Федерации активно применяются различные технические средства обучения – оптико-электронные тренажеры, интерактивные тиры, тренировочные комплексы ВР, представляющие собой стационарные стрелковые тренажеры, предназначенные для отработки первичных навыков стрельбы из различных видов стрелкового оружия [5, 6].

В связи с возрастающими требованиями к огневой подготовленности выпускников вузов и в интересах повышения эффективности процесса освоения огневой подготовки ведется активная работа по созданию новых тренировочных комплексов виртуальной реальности. Возможности современных технологий позволяют при разработке учитывать специфику и особенности подготовки различных подразделений в зависимости от их предназначения. Занятия с применением ВР возможно проводить как индивидуально, так и в составе группы обучающихся. Использование такого подхода в системе обучения и позволяет достичь требуемого уровня огневой подготовленности обучающихся [7, 8].

Проводимый анализ отзывов на выпускников вузов из войск свидетельствует о том, что одним из проблемных вопросов подготовки выпускников является недостаточная тактическая и огневая подготовленность, которая не в полной мере соответствует особенностям и реалиям современного боя. Следовательно, подготовка военнослужащих в современных условиях должна содержать такие методики огневой и тактической подготовки, которые позволят повысить уровень огневой выучки в сочетании с выработкой у личного состава необходимых морально-волевых качеств и психологической готовности в целях успешного выполнения задач по предназначению.

Решение рассматриваемой задачи возможно за счет внедрения в курс огневой подготовки упражнений армейской тактической стрельбы (АТС) и применения методических технологий,

основанных на использовании современных средств (комплексов) обучения, таких как, например, виртуальная реальность.

В целях дальнейшего совершенствования практических навыков у личного состава подразделений видов и родов войск, курсантов высших военно-учебных заведений применения штатного оружия и ручных гранат издано дополнение к Курсу стрельб из стрелкового оружия, боевых машин и танков Сухопутных войск (КС СО, БМ и Т СВ-2019), введенное в действие приказом главнокомандующего Сухопутными войсками от 26 мая 2020 г. № 125. Им определены требования к организации подготовки и проведения практических занятий по выполнению упражнений АТС, позволяющие более эффективно развивать и совершенствовать необходимые практические навыки у военнослужащих учебных подразделений, воинских частей и соединений при стрельбе по неподвижным, появляющимся и движущимся целям в любых условиях обстановки.

Упражнения армейской тактической стрельбы – упражнения, предназначенные для обучения военнослужащих быстрой и прицельной стрельбе на малые и средние дальности, с места и в движении, из «неудобных положений», по движущимся и появляющимся в зоне видимости на короткое время целям, а также по целям, поражение которых сильно ограничено из-за применения современных средств бронезащиты. По видам упражнения армейской тактической стрельбы подразделяются на следующие:

– упражнения технических тренировок;

– основные упражнения;

– специальные упражнения.

Техническая тренировка – форма обучения (без использования боеприпасов), при которой путем многократного, целенаправленного и сознательного повторения выполнения упражнений у обучаемых вырабатываются и совершенствуются необходимые умения и навыки.

Техническая тренировка и выполнение упражнений армейской тактической стрельбы развивают у обучающихся самостоятельность, инициативу и тактическое мышление, умение быстро оценивать обстановку и принимать правильные решения для успешного выполнения не только огневых, но и тактических задач [9].

Технические тренировки проводятся на войсковом стрельбище непосредственно в день проведения занятий перед выполнением основных упражнений стрельб и учитываются в бюджете учебного времени практического занятия. При этом следует отметить, что значительная удаленность стрельбища от мест постоянной дислокации курсантов, необходимость соблюдения распорядка дня сокращают время на выполнение стрелковых упражнений и значительно усложняют возможности преподавателей в проведении практических занятий с надлежащим качеством. В этой связи командованием кафедры было принято решение по поиску новых методических подходов для организации и проведения практических занятий по огневой подготовке.

Кафедра управления войсками и организации повседневной деятельности в составе академии ведет системную работу по совершенствованию методического обеспечения занятий по огневой и тактической подготовке, подбирает наиболее эффективные педагогические приемы и методические подходы, проводит непрерывную работу по совершенствованию учебно-материальной базы.

Одним из примеров такой работы стал проект тренировочного комплекса виртуальной реальности (ТКВР) по формированию первичных навыков и умений при обращении с оружием, предложенный к применению в учебном процессе высших военно-учебных заведений на тактико-специальных учениях, групповых, практических занятиях на основе интерактивных моделей реальных тренировочных полигонов и стрельбищ [10].

В рамках проводимой работы с привлечением курсантов – членов военно-научного общества (ВНО) сотрудниками кафедры проект был создан и реализован в учебном процессе. Разработанная ВНО кафедры программа для электронной вычислительной машины (ЭВМ) была представлена на государственную регистрацию и получила свидетельство о регистрации

программы на ЭВМ. Результаты ее использования внедрены в рабочую программу учебной дисциплины «Общевоенная подготовка», раздел «Огневая подготовка из стрелкового оружия» для всех специальностей подготовки курсантов, обучающихся по программам специалитета.

Тренировочный комплекс виртуальной реальности состоит из аппаратной части – ЭВМ, программной части и блока ВР, включающего в себя очки виртуальной реальности и электронные контроллеры управления. В зависимости от возможностей элементы комплекса могут применяться с использованием как проводного, так и беспроводного соединения. Значимой особенностью ВР тренировочного комплекса является максимальная детализация и точное соответствие участку местности, где в день проведения практического занятия предстоит выполнять стрелковые упражнения (рис. 2).



Рис. 2. Визуализация элементов войскового стрельбища

Программа применяется на практических занятиях по теме «Обучение стрельбе с места по неподвижной цели из автомата» и «Обучение стрельбе с места по появляющейся цели из различных положений днем».

В задание на практические занятия включена тренировка на интерактивном тренировочном комплексе по выполнению упражнений АТС и интерактивном тренировочном комплексе виртуальной реальности по формированию навыков обнаружения и поражения беспилотных летательных аппаратов. Таким образом, преподаватели применяют инновационный подход к повышению качества проведения технических тренировок перед проведением боевых стрельб.

Созданный и применяемый ТКВР дает возможность проводить технические тренировки по выполнению упражнений АТС в день, предшествующий занятиям, во время проведения самостоятельной подготовки или во время проведения консультации в местах постоянной дислокации курсантов. Это стало возможным благодаря тому, что в ТКВР используются не только трехмерные математические модели, в точности повторяющие рельеф и другие особенности местности, но и модели, имитирующие боевое оружие. Использование очков ВР во время проведения технической тренировки может обеспечивать не только выполнение задачи полного погружения обучающихся в ВР среду, но и позволяет проецировать их действия на монитор, что дает возможность преподавателю оценивать правильность действий каждого обучающегося и подразделения в целом.

Наблюдая за действиями обучающихся в среде ВР, преподаватель может выявлять их ошибки, давать указания, корректировать действия индивидуально одного обучающегося или целого подразделения. Программа в автоматическом режиме выводит на экран время выполнения стрелкового упражнения или огневой задачи, количество израсходованных боеприпасов, итоговую оценку (рис. 3).





Рис. 3. Визуализация оценивания действий обучающегося

Таким образом, обучающимся предоставляется возможность действовать с моделями боевого оружия в среде ВР, полностью повторяющей стрельбище, со всеми особенностями рельефа местности, растительности, мишенной обстановки, а преподаватель получает возможность организовывать и проводить полноценную техническую тренировку.

Кроме того, встроенные в очки ВР наушники позволяют, в отличие от обычной тренировки, слышать не только различные природные, естественные звуки, звуки двигателей техники, но и звуки самих выстрелов при ведении огня, что создает эффект полного погружения в учебную среду. В результате, проводя технические тренировки с использованием ТКВР, преподаватель имеет возможность максимально эффективно использовать весь бюджет учебного времени практического занятия, сосредотачивая все внимание на формировании необходимых навыков и умений обучающихся при обращении с оружием.

В целях оценивания результатов применения ТКВР в ходе технических тренировок была сформирована экспериментальная группа курсантов. После технических тренировок с использованием ТКВР, 70% курсантов из экспериментальной группы показали стабильные результаты стрельбы выше на 10–15% по всем оцениваемым показателям – точность, кучность, время выполнения стрелкового упражнения, чем курсанты, выполняющие технические тренировки традиционно в день проведения практического занятия без применения комплекса. При этом преподаватели отмечали значительно возросшую уверенность в действиях с оружием. Кроме того, курсанты экспериментальной группы выработали психологическую устойчивость к стрессовым условиям, практически не реагировали на внешние раздражители, оставались спокойными и невозмутимыми во время стрельбы.

Тренировочный комплекс постоянно совершенствуется. Например, гладкоствольные ружья приобрели особую актуальность в современных условиях как оружие противодействия «БПЛА-камикадзе» противника (рис. 4).



Рис. 4. Обучение использованию МР-155

В рамках работы военно-научного общества кафедры авторский коллектив в кратчайшие сроки разработал и внедрил в программное обеспечение тренировочного комплекса применение гладкоствольного ружья МР-155 и создал виртуальный сценарий противодействия беспилотным малоразмерным воздушным целям. Виртуальные беспилотные летательные аппараты были смоделированы с учетом их обобщенных характеристик (скорость и маневренность), а также с учетом способов уклонения от обнаружения и огневого поражения.

В продолжение развития и совершенствования ТКВР спроектирован и создан массогабаритный макет ружья МР-155 с учетом особенностей, технических характеристик и боевых свойств реального оружия. Проведены расчеты, и выполнены работы по переносу кнопок управления цифровых контроллеров на массогабаритный макет ружья (рис. 5).

В перспективе рассматривается возможность использования различных датчиков, снимающих показания о состоянии обучающегося в процессе выполнения стрелковых упражнений для мониторинга его физического состояния.



Рис. 5. Массогабаритный макет ружья МР-155 и его применение в виртуальной среде

Тренировочный комплекс позволяет повысить эффективность процесса освоения огневой подготовки за счет возможности проведения обязательных технических тренировок в выполнении упражнений АТС практически в любой учебной аудитории без необходимости выезда на войсковое стрельбище. Это, в свою очередь, позволяет максимально эффективно использовать учебное время непосредственно в день проведения занятия с боевой стрельбой.

Таким образом, необходимо отметить, что занятия по огневой подготовке с применением ТКВР направлены на повышение огневой выучки отдельных военнослужащих и огневой слаженности подразделений, на развитие у личного состава необходимых навыков и умений для уверенного владения стрелковым оружием при решении огневых задач.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Целесообразно выделить основные преимущества применения тренировочного комплекса виртуальной реальности в учебном процессе с педагогической точки зрения:

– занятия с применением ТКВР привлекательны и интересны для курсантов, они позволяют обучающимся вырабатывать умения работы с современными цифровыми симуляторами виртуальной реальности и прививать навыки такой работы;

– виртуальная реальность способна увеличить вовлеченность и мотивацию обучающихся, что является очень важным аспектом успешного обучения;

– занятия с применением ТКВР развивают критическое мышление обучающихся, способность быстрого принятия решений в стрессовых ситуациях, повышают психологическую устойчивость;

– применение ТКВР позволяет симулировать реалистичные боевые условия, развивать не только технические навыки, рефлекторные действия с оружием, но и тактическое мышление, способность действовать быстро и эффективно в сложных сценариях;

– виртуальная реальность позволяет моделировать практически любой участок местности или объект учебно-материальной базы;

– тренировки с применением ТКВР могут проводиться практически в любой учебной аудитории с привлечением большого числа обучающихся;

– в ходе организации и проведения занятий с применением ТКВР преподаватели разрабатывают и апробируют новые методические приемы, совершенствуют свое методическое мастерство, обмениваются опытом.

– полученный методический опыт применения виртуальной реальности на занятиях по огневой подготовке может быть использован как в системе подготовки военнослужащих, так и для дальнейших исследований и разработок в этой области.

Список использованных источников

1. Системы виртуальной, дополненной и смешанной реальности : учеб. пособие / А. А. Смолин [и др.]. – СПб. : Ун-т ИТМО, 2018. – 59 с.

2. *Грачикова Ю. В.* Применение технологии «виртуальная реальность» в процессе обучения будущих военнослужащих : [сайт]. – URL: https://almanah.su/tpost/9ieugl6v81-grachikova-yu-v-primenenie-tehnologii-vi (дата обращения: 21.05.25).

3. *Ерилов Н. А., Пепеляев А. В.* Применение виртуальной реальности в военных учебных центрах: педагогический аспект и практическое значение. – URL: https://elar.urfu.ru/bitstream/10995/128238/1/978-5-8295-0887-6_2023_018.pdf / (дата обращения: 21.05.25).

4. Виртуальная реальность и ее потенциальное использование в вооруженных силах : [сайт]. – URL: https://vr-app.ru/blog/virtualnaia-realnost-i-ee-potencialnoeispolzovanie-v-vooruzennyx-silax / (дата обращения: 20.10.2023).

5. Применение VR технологий в армии и военной подготовке : [сайт]. – URL: https://vr-app.ru/blog/primenenie-vr-texnologii-v-armii-i-voennoi-podgotovke/ (дата обращения: 20.06.24).

6. Об использовании виртуальной и дополненной реальности в подготовке военных специалистов. – URL: https://rostec.ru/media/news/nastoyashchaya-virtualnaya-realnost/#end / (дата обращения: 21.05.25).

7. *Леванов А. О., Агафонов А. В.* Методика организации занятий по огневой подготовке с использованием упражнений армейской тактической стрельбы. – М., 2019. – 11 с.

8. *Богук Ю. М., Прищепа В. Н., Слюсарев М. Н.* Организация и методика проведения занятий по огневой подготовке с упражнениями армейской тактической стрельбы : учебно-метод. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2021. – 59 с.

9. *Николенко С. Н., Чирич Ю. Л., Кириллов И. Г.* Подготовка обучающихся к проведению занятий по огневой подготовке с элементами армейской тактической стрельбы // Сборник материалов межвузовской военно-научной конференции «Проблемы управления повседневной деятельностью войск на современном этапе». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2021. – С. 165–167.

10. *Северенко А. В., Кириллов И. Г., Прищепа В. Н.* Интерактивный тренировочный комплекс по формированию первичных навыков выполнения упражнений армейской тактической стрельбы // Военная мысль. – 2024. – № 10. – С. 54–59.

Н. С. Кужекин,
кандидат философских наук, профессор;
В. В. Мышко,
кандидат технических наук, доцент;
В. А. Чикуров,
кандидат технических наук, доцент

МОНИТОРИНГ ОСВОЕНИЯ УЧЕБНОЙ ПРОГРАММЫ ДИСЦИПЛИНЫ КАК СОСТАВНАЯ ЧАСТЬ МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ ОБРАЗОВАНИЯ

В статье с системных позиций рассматривается процедура мониторинга освоения учебной программы дисциплины в качестве инструмента, предоставляющего возможность оказывать воздействие на образовательный процесс и таким образом влиять на управление качеством образования.

Ключевые слова: качество образования, учебная программа дисциплины, мониторинг.

ВВЕДЕНИЕ

В связи с учетом динамики внедрения в эксплуатацию новых образцов вооружения и военной техники (ВВТ), которые необходимо в кратчайший срок изучить и правильно применять, происходят значительные изменения квалификационных требований (КТ) к военно-профессиональной подготовке выпускников в отношении компетенций, формируемых в ходе освоения профессиональных образовательных программ [1, 2].

Совершенствование российской системы образования предусматривает применение высокопродуктивных информационных технологий для управления образовательным процессом [3]. Так как востребованный набор компетенций выпускников подвержен высокой динамике изменений, то все чаще возникает проблема поиска «инструмента», который позволит управлять качеством образования [4].

Для достижения гарантированных результатов обучения, установленных федеральными государственными образовательными стандартами высшего образования (ФГОС ВО) и квалификационными требованиями, коренным образом должны изменяться методики обучения при подготовке специалистов. Для выявления проблемных вопросов необходимо своевременно проводить мониторинг освоения каждой учебной дисциплины.

Раньше требовалось все новейшие образцы прежде всего изучать в учебных образовательных организациях [5]. Сейчас передовые элементы ВВТ могут практически непосредственно поступать потребителю, а изучение приходится проводить «с колес», т. е. в ходе проведения различных видов испытаний и последующего ввода в эксплуатацию.

Итоговая оценка подготовки специалистов, степень освоения учебных программ и приобретения ими компетенций, соответствующих требованиям ФГОС и КТ, определяется в процессе государственной итоговой аттестации (ГИА) [7, 8]. В качестве рекомендаций по внесению изменений в методику изучения дисциплин как после проведения ГИА, так и при анализе отзывов на выпускников отмечается необходимость изучения информационных материалов и последующего внедрения в учебный процесс опыта применения современного ВВТ в войсках. Готовность эффективно применять новые образцы вооружения и военной техники, с которыми профильный специалист может столкнуться на этапе разработки или в ходе непосредственной эксплуатации, выполняя свои должностные обязанности, во многом зависит от способности выпускника в кратчайшие сроки овладевать новыми компетенциями.

Мониторинг освоения программ учебных дисциплин может повысить эффективность выбора форм управляющих воздействий для управления качеством образования (рис. 1).

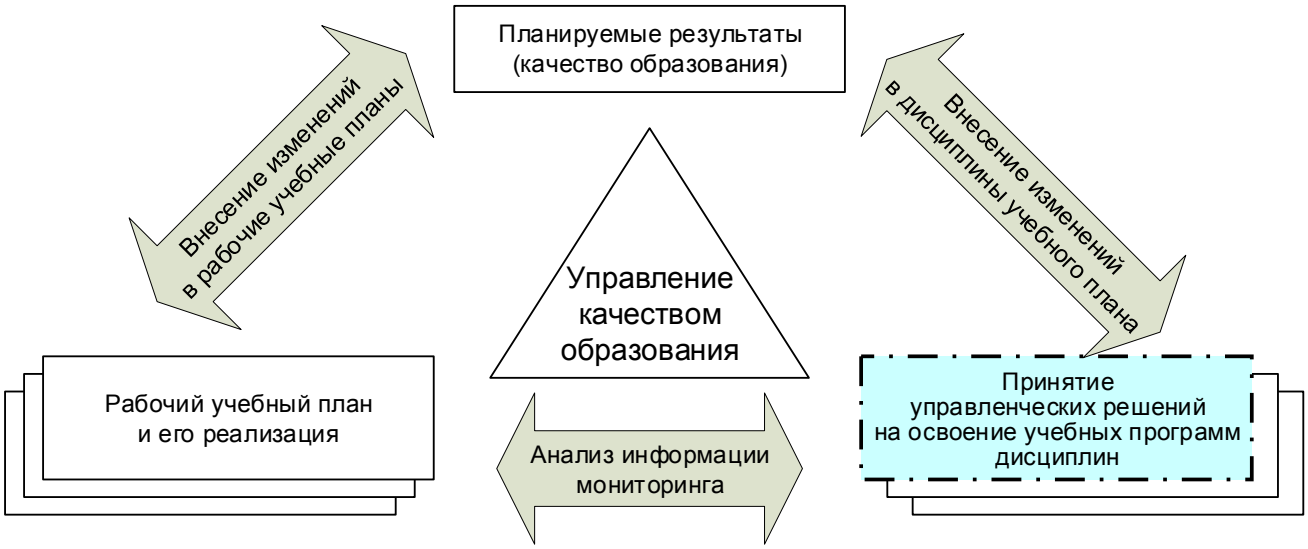


Рис. 1. Использование результатов мониторинга освоения рабочих программ учебных дисциплин при выборе форм воздействия для управления качеством образования

УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ ОБРАЗОВАНИЯ

В статье 2 закона «Об образовании в Российской Федерации» [2] понятие образовательной программы рассматривается как комплекс основных характеристик образования (объем, содержание, планируемые результаты) и организационно-педагогических условий, а также рабочей программы воспитания, календарного плана воспитательной работы, форм аттестации.

В общем виде модель основной профессиональной образовательной программы (ОПОП) высшего образования для укрупненной группы специальностей и направлений подготовки военных специалистов подробно рассмотрена в работе [6]. В представленной модели четко прослеживается замкнутая цепочка: задача профессиональной деятельности – компетенция – индикатор компетенции – дисциплина (практика) – уровень обученности (готовность к решению задачи профессиональной деятельности).

Образовательной организации высшего образования, осуществляющей обучение, предоставлены права самостоятельно устанавливать индикаторы достижения универсальных, общепрофессиональных и, при наличии, обязательных профессиональных компетенций – в соответствии с индикаторами достижения компетенций, зафиксированных в примерных основных образовательных программах (ПООП), а также (при наличии) для рекомендуемых профессиональных компетенций (рис. 2). Таким образом, все дисциплины и результаты обучения, которые оцениваются соответствующим фондом оценочных средств, представляют собой объект мониторинга качества образования.

Образовательный процесс будет эффективен, если выбор форм управляющих воздействий для повышения качества образования проводится по результатам мониторинга освоения учебных программ дисциплины.

Мониторинг освоения учебных программ дисциплин непосредственно в организации, осуществляющей образовательную деятельность, позволяет не ждать указаний, а выступает как составная часть метода управления качеством образования, благодаря возможности проведения упреждающих управляющих воздействий по результатам такого мониторинга.

В статье 95 закона «Об образовании в Российской Федерации» [2] отмечается несколько важных моментов, которые поясняют, что включает в себя оценка качества образования. При этом отмечается, что «оценка качества образования направлена на получение сведений об

образовательной деятельности, установление качества подготовки обучающихся и реализации образовательных программ».

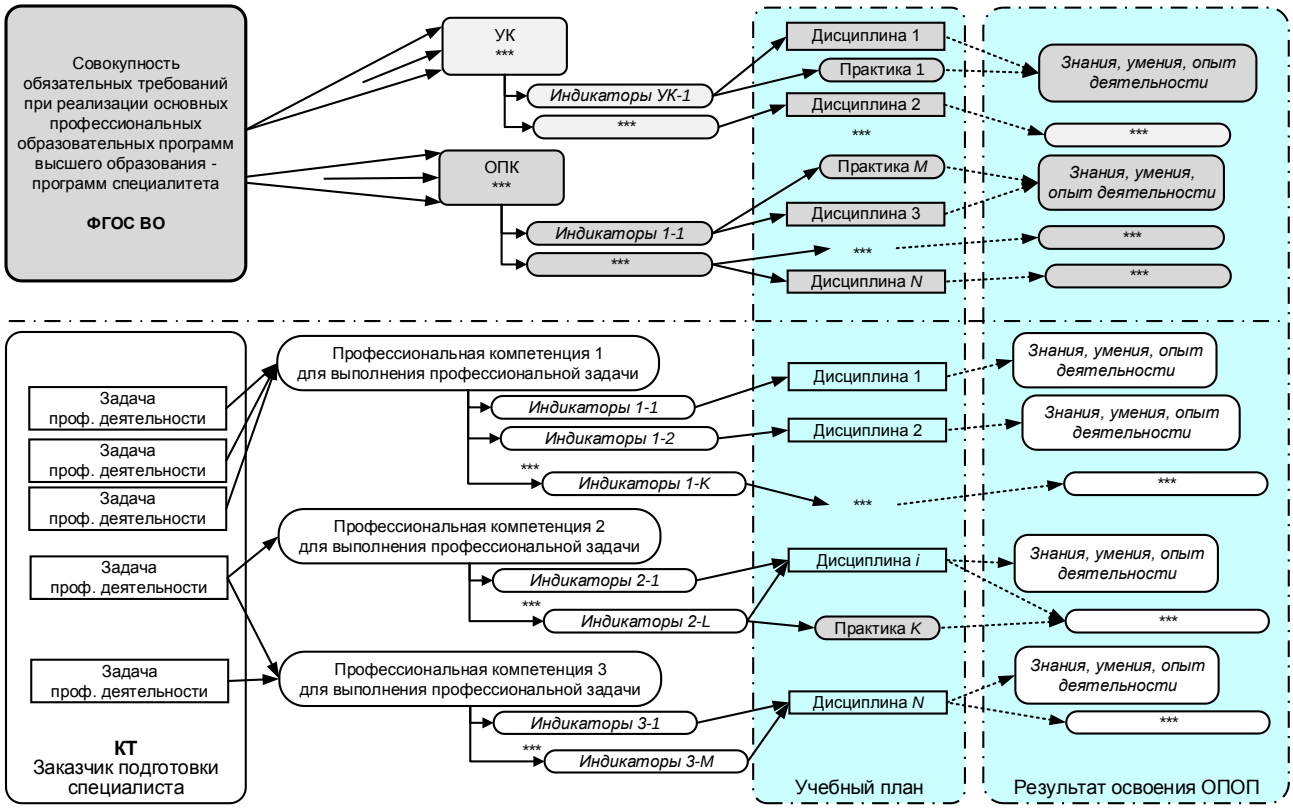


Рис. 2. Модель мониторинга ОПОП подготовки военных специалистов в вузе МО РФ

Если рассматривать процесс обучения как функцию, которую можно представить в виде некоторого алгебраического полинома, то в качестве переменных условно можно представить абсолютное и относительное понятия качества образования. При этом в повседневной жизни качество используется как абсолютное понятие, которое служит для описания объекта, наилучшего по сравнению с объектами другого класса. Вместе с тем как относительное понятие – оно характеризует соответствие «образовательной услуги» (довольно часто называют – «образование») требованиям эталона и собственно запросам «заказчика подготовки».

Таким образом, понятие качества может иметь два аспекта: первый – соответствие ФГОС ВО; второй – соответствие запросам потребителя (заказчика подготовки). И наоборот, качество обучения определяет состояние и результативность процесса образования, его соответствие потребностям и ожиданиям заказчика подготовки в развитии и формировании набора компетенций специалиста.

Авторы считают, что мониторинг освоения программ учебных дисциплин (рис. 3) позволяет влиять на качество образования, так как существует реальная возможность:

1) внесения изменений в содержание дисциплин (отдельные темы или виды занятий), которые в целом позволяют достигнуть гарантированный результат обучения, подтверждаемый результатами промежуточной аттестации, в ходе которой обучающиеся показывают то, чему они научились;

2) совершенствования методики обучения при подготовке специалистов благодаря обмену передовым опытом в ходе проведения открытых и показных занятий и как высшая степень оценки качества – конкурсов на лучшего преподавателя учебного заведения, где преподаватели показывают свое мастерство.

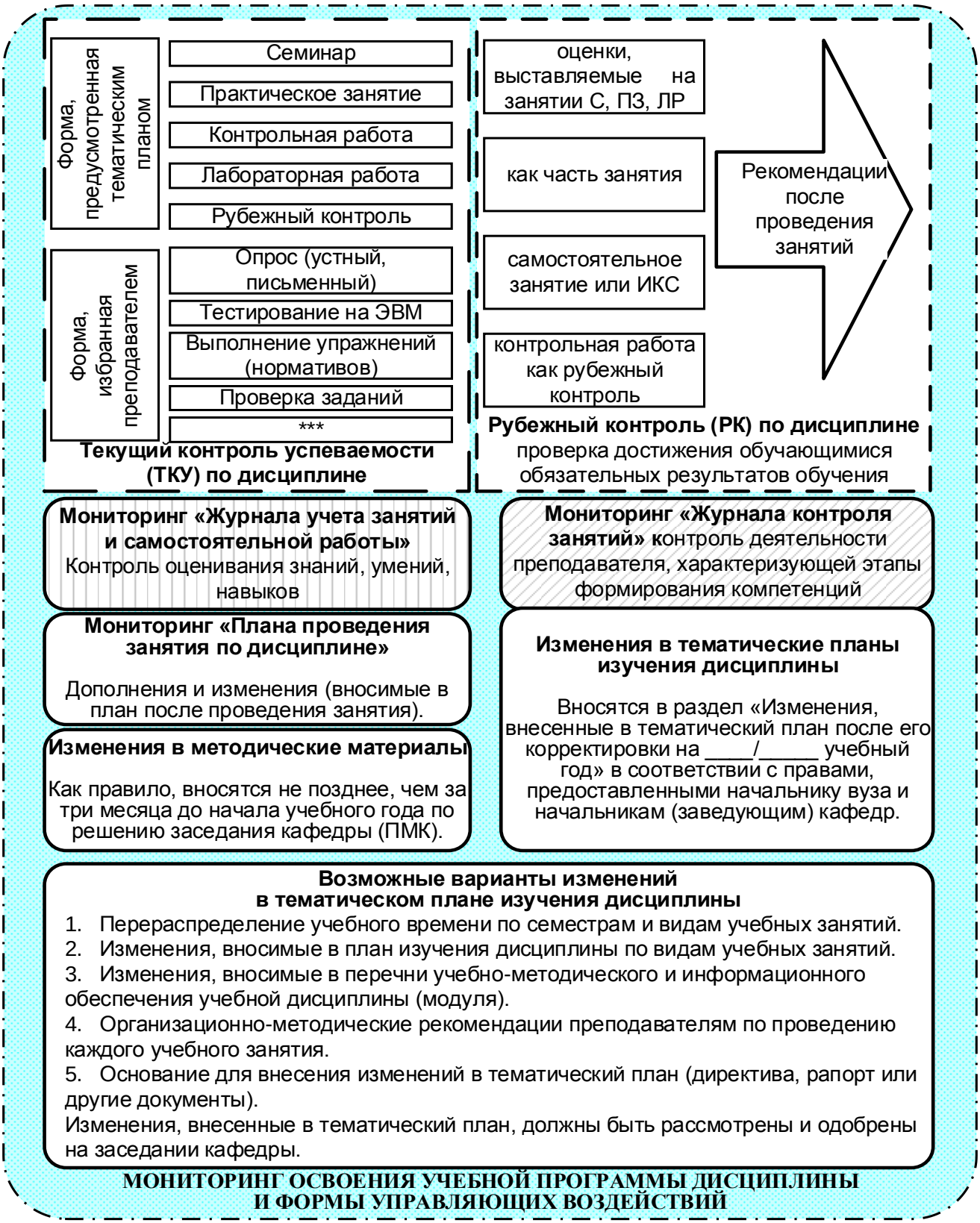


Рис. 3. Мониторинг освоения учебной программы дисциплины и последующие управляющие воздействия как метод управления качеством образования

Проведение мониторинга позволяет также учесть личностные характеристики обеих сторон обучения (курсантов и преподавателей).

Программы учебных дисциплин ОПОП являются одним из основных ключевых элементов мониторинга качества образовательного процесса в вузе, в частности и метода управления качеством образования в целом, так как от формирования структуры бюджета времени, видов учебных занятий, форм текущего контроля и промежуточной аттестации во многом зависит уровень обученности и, как следствие, степень освоения набора компетенций выпускника вуза.

Высокая динамика изменений востребованного набора компетенций молодых специалистов приводит к тому, что в дисциплинах, которые направлены на их формирование, меняются соответствующие индикаторы. Кроме этого, в макете федерального государственного образовательного стандарта высшего образования нового поколения [9], скорректированном с учетом Послания Президента Российской Федерации Федеральному собранию, изменились требования к результатам освоения образовательной программы.

Актуальной задачей является поиск оптимального сочетания теоретической подготовки и практической деятельности обучающихся.

Как правило, в ходе проведения мониторинга тематического плана учебных дисциплин нужно исходить из следующих критериев выполнения требований к уровням обученности обучающихся, которые станут результатом освоения ОПОП.

Для того чтобы обучающийся «имел представление» [т. е. был способен идентифицировать объект (явление), дать его качественное описание, сформулировать характерные свойства, мог указать отношение к объектам (явлениям) подобного рода], достаточно 2 часов лекции без выделения времени на практическое обучение.

Если требуется, чтобы обучающий «знал», т. е. был способен воспроизвести учебный материал с требуемой степенью точности: сформулировать и записать закон, дать определение, с достаточной полнотой, описать события, процесс, то в тематическом плане в бюджете времени должно быть выделено от 4 до 8 часов на проведение занятий лекционного и семинарского типа. При этом выделяемое время делится примерно поровну между теоретическим и практическим обучением.

Чтобы обучающийся «умел использовать», т. е. имел определенный опыт деятельности и был способен применять полученные знания для решения стандартных задач соответствующей сферы военно-профессиональной деятельности с возможным использованием справочной литературы, предполагается проведение 8 часов занятий практической направленности.

Вместе с тем ОПОП может обновляться (изменяться) с учетом развития науки, техники, технологий, экономики, культуры и военно-социальной сферы. При формировании и реализации ОПОП вуз с целью достижения результатов обучения, установленных ФГОС и квалификационными требованиями, имеет право:

– самостоятельно устанавливать продолжительность учебных семестров (периодов обучения);

– разрабатывать предложения органам военного управления, в интересах которых осуществляется подготовка кадров, по структуре ОПОП в части, не регулируемой квалификационными требованиями, по трудоемкости и результатам освоения вводимых учебных дисциплин (модулей) и практик;

– определять содержание учебных дисциплин (модулей) и практик, требований к минимуму содержания учебных дисциплин (раздела учебной дисциплины), а также учесть требования к военно-профессиональной ориентации и подготовке обучающихся;

– самостоятельно разрабатывать новые формы и виды контроля качества освоения обучающимися ОПОП;

– ежегодно в целях поддержания в актуальном состоянии учебного плана и РП самостоятельно вносить в них изменения и дополнения, связанные с оперативным отражением достижений военной науки, техники и передового опыта войск (сил), а также с реализацией

требований Министра обороны Российской Федерации, руководителей органов военного управления, в интересах которых осуществляется подготовка кадров, а также начальника, которому подчинен вуз.

В каждой учебной дисциплине должен быть предусмотрен текущий контроль успеваемости (ТКУ), который проводится в ходе всех видов занятий в форме, предусмотренной тематическим планом или избранной преподавателем (см. рис. 3). Поскольку ТКУ предназначен для проверки знаний, стимулирования учебной деятельности обучающихся, совершенствования методики проведения занятий, то он, по существу, является действенным инструментом мониторинга.

В результате анализа информации, полученной с помощью такого мониторинга, в первую очередь можно определить качество методики преподавания, а при необходимости – принять необходимые управленческие решения и выбрать соответствующие формы воздействия.

Управленческие решения по результатам мониторинга могут иметь как краткосрочное, так и пролонгированное действие.

Пример «оперативных» управленческих решений по результатам мониторинга с краткосрочным действием. В ходе лекции преподавателю были заданы вопросы, для ответа потребовалось применить педагогический экспромт, в результате обучающимся стал лучше понятен учебный материал. Высокие результаты опроса отмечены в «Журнале учета учебных занятий и самостоятельной работы». Также преподаватель сделал запись в плане проведения занятия в разделе «Дополнения и изменения (вносимые в план после проведения занятия)».

При проведении практического занятия (лабораторной работы) одной из учебных групп, изучающих дисциплину в потоке, не хватило времени для выполнения задания. Для экономии учебного времени в другой учебной группе преподаватель использовал раздаточный материал, который стимулировал учебную деятельность обучающихся. Контролирующим лицом сделана запись в «Журнале контроля занятий», которая свидетельствует об эффективности использования преподавателем учебного времени, а также о соответствии объема учебного материала времени, запланированного в плане проведения занятия.

Как в первом, так и втором случае проведение мониторинга «Журнала учета учебных занятий и самостоятельной работы» и «Журнала контроля занятий» после разбора занятия позволит усовершенствовать методику проведения конкретного занятия и внести оперативные изменения в методические материалы по дисциплине.

Пример «тактических» управленческих решений по результатам мониторинга со среднесрочным действием. Одним из перспективных направлений повышения эффективности образовательного процесса является привлечение обучающихся к работе в курсантских конструкторских бюро, что позволяет применять полученные теоретические знания на практике при решении реальных профессиональных задач.

Для подтверждения повышения качества освоения учебной программы дисциплины с учетом личностных характеристик в рамках специализации «Автоматизированная обработка и анализ информации космических средств» проведен методический эксперимент, который показал возможность нахождения баланса между теоретической подготовкой и практической деятельностью, что позволяет приобрести как глубокие теоретические знания, так и развитые практические навыки работы с современными технологиями обработки информации.

Участникам эксперимента было предложено при освоении некоторых дисциплин ориентироваться на практические результаты, которые обучающиеся получали при работе в военно-научном обществе курсантов.

В соответствии с действующим в вузе положением об обучении слушателей и курсантов по индивидуальным планам с целью раскрытия и более полного использования потенциальных возможностей наиболее одаренных курсантов в интересах подготовки квалифицированных военных специалистов, повышения профессионализма и общей культуры офицерских

кадров, при проведении практических занятий и лабораторных работ по дисциплинам некоторые курсанты выполняли индивидуальное задание.

Мониторинг качества подготовки обучающихся осуществлялся через многоуровневую систему оценки: входной контроль, текущий контроль успеваемости, рубежный контроль и промежуточную аттестацию.

Текущий контроль включал в себя контрольные опросы, выполнение заданий на практических занятиях и лабораторных работах.

Промежуточная аттестация проводилась в форме зачетов и экзаменов, что дало возможность оценить уровень теоретических знаний и практических умений обучающихся. Такой подход позволяет своевременно выявлять и устранять пробелы в знаниях, а также корректировать учебный процесс в зависимости от уровня подготовки обучающихся.

Преподаватели имеют возможность корректировать учебный материал в зависимости от уровня подготовки конкретной группы обучающихся, используя дифференцированный подход к сложности практических заданий.

При проведении методического эксперимента особое внимание уделялось формированию военно-профессиональных компетенций, которые отрабатывались при решении практических задач в условиях, приближенных к реальной служебной деятельности.

Эксперимент показал, что комплексное использование различных методов и средств обучения способствует формированию у обучающихся профессиональных компетенций, необходимых для успешной деятельности в области автоматизированной обработки и анализа информации космических средств.

В то же время мониторинг качества подготовки обучающихся показал, что, несмотря на комплексный подход к обучению, в текущей системе подготовки можно выделить несколько направлений, требующих совершенствования.

1. Прежде всего, практическая подготовка курсантов. Она хотя и включает лабораторные работы с современным программным обеспечением, остается в значительной степени учебно-теоретической.

2. Работа курсантов с модельными задачами. В ходе этих работ они не всегда получают опыт решения реальных инженерных проблем, с которыми сталкиваются специалисты в области автоматизированной обработки информации.

3. Системное вовлечение обучающихся в работу конструкторского бюро или научно-исследовательских проектов кафедры. Одним из ключевых упущений является несовершенство этого процесса. Участие обучающихся в этих работах позволило бы не только закрепить теоретические знания на практике, но и развить критически важные для будущих специалистов навыки: проектное мышление, командную работу, умение адаптировать академические знания к реальным техническим задачам. Внедрение подобной практики может осуществляться через включение курсантов в текущие разработки кафедры, выполнение отдельных этапов исследований или участие в испытаниях разрабатываемых систем.

По результатам проведенного мониторинга для управления качеством образования выработаны следующие рекомендации (управляющие воздействия).

1. Для устранения выявленных недостатков целесообразно организовать постоянное участие курсантов в работе конструкторского бюро или научных групп кафедры, где они могли бы под руководством преподавателей работать над реальными проектами. Это обеспечит не только практическое закрепление знаний, но и раннюю профессиональную адаптацию.

2. Реализация участия курсантов в работе конструкторского бюро позволит вывести подготовку специалистов на качественно новый уровень, максимально приближенный к реальным требованиям заказчика подготовки.

3. Анализ содержания практических занятий по одной из специальных дисциплин продемонстрировал их значительное концептуальное и методическое пересечение с проектными задачами курсантского конструкторского бюро.

4. Необходимо внести изменение в тематический план по «Дисциплине …» в части, касающейся методики проведения занятий по моделированию бортовых систем (практическое занятие № 1 и практическое занятие № 2). Так как формирование диагностических признаков и информационных состояний полностью соответствует ключевым этапам разработки подсистем анализа телеметрии учебно-тренировочного комплекса, то перечисленные практические занятия необходимо интегрировать в проектную деятельность через выполнение конкретных задач по созданию моделей диагностики, с заменой стандартных отчетов на защиту соответствующих модулей проекта.

Таким образом, проведенное исследование эффективности совмещения работы обучающихся в курсантских конструкторских бюро и освоения отдельных дисциплин специализации основных профессиональных образовательных программ показало: мониторинг качества подготовки обучающихся – это одна из актуальных задач, решение которой позволяет повысить качество подготовки специалистов различных профилей.

Сочетание мониторинга проведения занятий, выделение характерных частей, а также проведение педагогических и методических экспериментов может стать эффективным средством управления качеством образования, направленного на формирование компетенций по должностному предназначению у обучающихся, за счет применения полученных теоретических знаний и практических навыков, которые закреплялись на практике при работе в курсантском конструкторском бюро.

Пример «стратегических» управленческих решений по результатам мониторинга с пролонгированным действием. В целях реализации мероприятий по выполнению Требований к минимуму содержания и уровням обученности по конкретным направлениям подготовки, начальник вуза приказал:

1. Начальнику (заведующему) М кафедры организовать переработку рабочей программы учебной дисциплины «Дисциплина 1» в части сокращения общей трудоемкости дисциплины на 1 зачетную единицу (исключить изучение темы Х).

2. Начальнику (заведующему) N кафедры организовать переработку рабочей программы учебной дисциплины «Дисциплина 2» в части изучения вопросов «указывается индикатор».

3. Организовать внесение изменений в учебные планы в части перераспределения учебного времени.

В приведенном примере проводятся мониторинг рабочих программ учебных дисциплин и последующая переработка тематических планов.

Использование мониторинга в системе образования может позволить решить ряд важных вопросов ее информационного сопровождения.

Результаты контроля успеваемости, которые анализируются преподавателями, показывают общие тенденции. Так, например, была замечена характерная особенность, заключавшаяся в том, что индивидуальные итоги успеваемости по дисциплинам по результатам зимних семестров были, как правило, ниже результатов весенних семестров. При детальном рассмотрении оказалось, что одной из причин явилось осуществление промежуточной аттестации после зимнего каникулярного отпуска. Проведение дополнительного инструктажа перед убытием в отпуск, в котором отмечаются особенности изучения ряда учебных дисциплин, напоминание о достигнутых результатах при их изучении, а также о проблемных местах, на которые необходимо обратить внимание в период проведения отпуска, кроме того, проведение целевых консультаций по дисциплинам после возвращения из него позволили нивелировать указанный недостаток.

Для того чтобы выпускник был готов к решению множества задач профессиональной деятельности, необходимо своевременно менять множество индикаторов, а при необходимости вводить новые и (или) исключать старые дисциплины либо корректировать бюджет времени, выделяемый на их изучение (рис. 4).

Качество подготовки выпускника вуза может рассматриваться с учетом частных критериев, которые характеризуют степень достижения планируемых результатов освоения каждой учебной образовательной дисциплины. К таким критериям можно отнести:

– сформированность системно-деятельностного мышления или полнота усвоения выпускником нормативной системы деятельности специалиста с высшим образованием определенного профиля (с учетом того, что сферой профессиональной деятельности выпускников является оборона и безопасность государства);

– качество (глубина) усвоения выпускником установленного перечня осваиваемых компетенций, а именно: универсальных, общепрофессиональных, профессиональных, профессионально-специализированных и военно-профессиональных компетенций;

– степень автоматизма навыков усвоенной выпускником нормативной системы деятельности специалиста (профессиональных стандартов, если такие имеются).

<table>
<tr><td>Формы управляющих воздействий</td><td colspan="4">Управление качеством образования</td></tr>
<tr><td>Изменения методических материалов</td><td colspan="2">Рекомендации после проведения занятий</td><td colspan="2">Как правило, вносятся не позднее чем за три месяца до начала учебного года по решению заседания кафедры (ПМК)</td></tr>
<tr><td>Изменения тематических планов</td><td colspan="2">Перераспределение учебного времени по видам учебных занятий</td><td>Изменения по видам учебных занятий</td><td>Изменения в методике преподавания, обновление литературы и другие указания</td></tr>
<tr><td>Изменения рабочих программ</td><td>Исключение дисциплин базовой и вариативной частей ОПОП при условии обеспечения выполнения установленных требований к результатам ее освоения</td><td>Перераспределение времени между дисциплинами базовой и вариативной частей ОПОП в пределах, установленных ФГОС</td><td>Введение (исключение) в дисциплину новых тем, перераспределение времени на ее изучение между периодами обучения, а также по темам и видам занятий, но не более 25 процентов отведенного на нее времени</td><td>Введение в модуль новых дисциплин и практик, перераспределение времени на их изучение в пределах модуля между периодами обучения, а также по темам и видам занятий при условии выполнения установленных требований к результатам освоения модуля</td></tr>
<tr><td>Изменения ОПОП</td><td colspan="2">Разработка предложений органам военного управления, в интересах которых осуществляется подготовка кадров, по структуре ОПОП в части, не регулируемой квалификационными требованиями, по трудоемкости и результатам освоения вводимых учебных дисциплин (модулей) и практик</td><td>Определение содержания учебных дисциплин (модулей) и практик, требований к минимуму содержания учебных дисциплин (раздела учебной дисциплины), а также с учетом требований к военно-профессиональной ориентации и подготовке обучающихся</td><td>Разработка новых форм и видов контроля качества освоения обучающимися ОПОП</td></tr>
</table>

Рис. 4. Управляющие воздействия для повышения качества образования по результатам мониторинга освоения учебной программы дисциплины

Следует не забывать, что на качество образовательного процесса влияет эффективное использование часов, отводимых учебной программой на самостоятельную подготовку. Самостоятельная работа способствует углублению знаний и развитию навыков самоорганизации и самостоятельного поиска информации. Обучающийся, принимающий активное участие в работе конструкторского бюро или научных групп кафедры, с большим интересом изучает дополнительную литературу и демонстрируют стабильно высокие показатели по дисциплинам.

Результаты мониторинга, в свою очередь, способствуют формированию обоснованных предложений по совершенствованию учебно-методических материалов кафедры.

Как правило, обучающиеся, достигающие высоких результатов при работе в военно-научном обществе, показывают высокие результаты и во время промежуточной аттестации, а по завершении обучения не теряют контакт с образовательной организацией и могут рассматриваться в качестве кандидатов для поступления в адъюнктуру.

Таким образом, мониторинг освоения учебной программы дисциплины на протяжении нескольких лет позволил преподавателям повысить качество обучения, что подтверждается результативностью процесса образования. Соответствие потребностям и ожиданиям заказчика подготовки в развитии и формировании набора компетенций специалистов в области современных информационных технологий со специализацией «автоматизированная обработка и анализ информации космических средств» подтверждается положительными отзывами на выпускников, полученными из войск.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Управление качеством образования по результатам мониторинга освоения программ учебных дисциплин будет более эффективным в смысле достижения гарантированных результатов обучения, если воспользоваться подходом, предусматривающим:

– определение сущности и структуры понятия «мониторинг освоения учебной программы дисциплины» применительно к процессу совершенствования и развития учебных программ дисциплин;

– разработку системы мониторинга освоения учебной программы дисциплины и соответствующих форм контроля успеваемости, которые позволят, в случае необходимости, выполнить своевременно коррекцию системы подготовки и активизировать учебную работу;

– установление форм управляющих воздействий для повышения качества образования по результатам мониторинга освоения учебной программы дисциплины.

Преимущество предлагаемого подхода заключается в том, что он позволяет обосновать пути повышения качества образовательного процесса на основе анализа результатов мониторинга освоения рабочих программ изучаемых дисциплин и может применяться при разработке учебных планов и программ учебных дисциплин, так как такой подход позволяет учитывать качество освоения учебной программы дисциплины с учетом личностных характеристик обучающихся, как метод управления качеством образования.

Список использованных источников

1. Об организации образовательной деятельности в федеральных государственных организациях, осуществляющих образовательную деятельность и находящихся в ведении Министерства обороны Российской Федерации : приказ Министра обороны Российской Федерации № 308 от 30 мая 2022 г. // Гарант.ру : справочно-правовая система. – URL: https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/ 404833517/ (дата обращения: 17.05.2025).

2. Об образовании в Российской Федерации (ред. от 28.02.2025) : Фед. закон от 29 дек. 2012 г. № 273-ФЗ [с изм. и доп., вступ. в силу 01.04.2025]. – URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_140174/ (дата обращения: 17.05.2025).

3. О некоторых вопросах совершенствования системы высшего образования : Указ Президента РФ от 12 мая 2023 г. № 343 // Гарант.ру : справочно-правовая система. – URL: https://www.garant.ru/hotlaw/federal/ 1623647/#review (дата обращения: 31.03.2024).

4. Валерий Фальков. В основе любых изменений должна быть простая интегральная характеристика – качество образования. – URL: https://minobrnauki.gov.ru/press-center/news/novosti-ministerstva/68132/ (дата обращения: 31.03.2024).

5. *Кужекин Н. С., Мышко В. В., Чикуров В. А*. Проблемы оптимизации технологии обучения курсантов при проведении занятий по военно-специальным дисциплинам // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 687. – С. 256–261.

6. *Кужекин Н. С., Мышко В. В., Чикуров В. А*. Модель формирования основной профессиональной образовательной программы высшего образования для укрупненной группы специальностей и направлений подготовки военных специалистов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 671. – С. 417–423.

7. Оценивание уровня сформированности компетенций выпускников военно-учебного заведения в ходе государственной итоговой аттестации / В. В. Алейник [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 656. – С. 189–197.

8. *Кужекин Н. С., Мышко В. В., Чикуров В. А*. Оценивание выпускной квалификационной работы в военно-учебном заведении в ходе государственной итоговой аттестации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 661. – С. 225–234.

9. О разработке ФГОС ВО нового поколения : письмо МН-5/169012 от 02.05.2023 / Департамент гос. политики в сфере высшего образования Минобрнауки России. – URL: https://fgosvo.ru/uploadfiles/MONpisma/MN-5-169012.pdf?ysclid=mh0i4jhf5e922602249 (дата обращения: 17.05.2025).

С. М. Молдованова,
кандидат военных наук;
С. А. Мусиенко,
кандидат военных наук, доцент

ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ И ПЕДАГОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ИЗУЧЕНИЯ НОРМАТИВНОЙ ПРАВОВОЙ РЕГУЛЯЦИИ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ВОЕННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ В ХОДЕ ОСВОЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ПРОФЕССИОНАЛЬНЫХ ПРОГРАММ

Нормативная правовая регуляция играет ключевую роль в организации образовательного процесса в военных учебных заведениях. Она определяет структуру управления, порядок реализации образовательных программ, права и обязанности участников учебного процесса. Однако эффективное освоение нормативных актов представляет собой сложную задачу, поскольку оно связано с рядом педагогических проблем, возникающих на всех этапах подготовки специалистов. Настоящая статья посвящена исследованию актуальных организационных и педагогических аспектов изучения нормативной правовой регуляции образовательной деятельности в военных вузах в ходе освоения дополнительных профессиональных программ.

Ключевые слова: нормативные правовые основы, система образования, дополнительное профессиональное образование, образовательная деятельность, дополнительные профессиональные программы, повышение квалификации, профессиональная переподготовка, индивидуально ориентированное обучение, нормативная правовая регуляция.

Оборона страны занимает ведущее место в перечне стратегических национальных приоритетов России. В условиях планомерного и системного реформирования Вооруженных Сил Российской Федерации возрастает необходимость не только в подготовке высококвалифицированных военных специалистов, но и в последующем повышении ими квалификации и в (или) профессиональной переподготовке.

Любые изменения приводят к разработке новых или актуализации действующих нормативных правовых актов, регламентирующих, в том числе, организацию образовательной деятельности. Для ее эффективного осуществления необходима четкая, недвусмысленная нормативная база, определяющая цели, принципы, формы и методы организации подготовки военных специалистов.

Нормативное правовое регулирование выступает ключевым инструментом упорядочивания отношений в области образования, обеспечивая реализацию конституционного права граждан на образование, защиту законных интересов всех участников образовательного процесса и установление единого порядка организации и ведения учебно-воспитательной деятельности.

Под нормативным правовым регулированием понимается совокупность правил поведения, установленных государством и направленных на определение обязательных мер, которыми руководствуются субъекты образовательной деятельности. Оно включает федеральные законы, постановления Правительства Российской Федерации, приказы министерств и ведомств, уставы и локальные нормативные правовые акты военных образовательных организаций (рис. 1).

Нормативное правовое регулирование выполняет ряд функций, основными из них являются:

– закрепление главных направлений и содержания образовательной деятельности, формулирование обязанностей участников образовательного процесса, распределение полномочий между органами власти различного уровня, должностными лицами образовательной организации;

– защита прав и свобод граждан, предотвращение нарушений закона, устранение конфликтов и споров, возникающих в процессе реализации образовательных программ;

– предоставление участникам образовательного процесса необходимой информации о порядке реализации образовательных программ, правах и обязанностях сторон, возможностях участия в управлении образовательной организацией;

– формирование у обучающихся уважения к закону, правопорядку, культуре взаимоотношений;

– воспитание гражданской позиции, патриотизма и верности воинскому долгу.

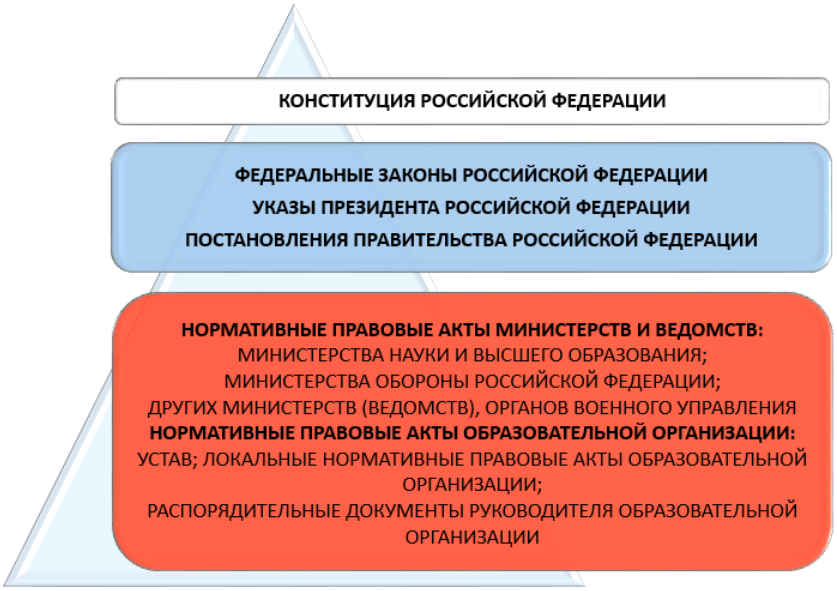


Рис. 1. Система законодательства Российской Федерации в области военного образования

Указанные выше функции создают устойчивую систему управления образованием, гарантирующую высокое качество подготовки военных специалистов. Именно поэтому учебные планы всех основных профессиональных образовательных программ содержат учебную дисциплину, которая направлена на изучение нормативных правовых основ той или иной рассматриваемой предметной области. Преподавание нормативной базы предполагает передачу значительного объема теоретического материала, понимание которого требует специальных подходов и методов [2, 6]. Вместе с тем эффективность освоения нормативных требований определяется не только качеством самих актов, но и способностью субъектов образовательного процесса понимать и применять их в своей профессиональной деятельности. В академии сложилась достаточно эффективная методическая система изучения нормативной правовой регуляции образовательной деятельности. Вместе с тем, по мнению авторов, важно внедрять новые организационные и педагогические подходы, позволяющие эффективно изучать правовые нормы и минимизировать возникающие сложности.

Правовые основы определяют общие рамки функционирования военной образовательной организации, включая организацию приема на обучение, отчисление и порядок восстановления обучающихся, разработку учебных планов, образовательных программ, тематических планов изучения учебных дисциплин, проведение аттестации, обеспечение условий труда преподавателей и обучающихся и многое другое. Эти правила обеспечивают единство подхода к обучению военнослужащих и согласованность действий различных структурных подразделений. Тем не менее, несмотря на значимость правоприменительной практики, реализация нормативных правовых предписаний часто сталкивается с трудностями как организационного, так и педагогического характера.

Несмотря на значительные успехи в развитии нормативного правового регулирования образовательной деятельности, существует ряд нерешенных проблем, которые авторами рассматривают в двух ипостасях:

– с одной стороны, проблемы организации образовательного процесса (своевременная актуализация нормативных правовых актов, связанных с изменениями в образовательной, научной (научно-исследовательской) и других видов деятельности);

– с другой стороны, проблемы преподавания (подготовка профессорско-преподавательского состава к реализации программ подготовки военных специалистов и обучающихся к освоению данных программ).

Указанные проблемы были выявлены авторами по результатам исследования. Такое исследование имело следующие цели:

– оценить уровень знаний нормативных правовых основ системы образования слушателями учебных групп повышения квалификации педагогических работников образовательных организаций, подведомственных Минобороны России, путем проведения «входного контроля»;

– сформулировать перечень вопросов, вызывающих затруднения в изучении, подлежащих обсуждению с коллегами и (или) экспертами в рассматриваемой предметной области, нестандартных (проблемных) ситуаций, требующих поиска решений.

Исходя из опыта преподавания авторами учебных дисциплин, направленных на формирование (совершенствование) знаний нормативных правовых основ системы образования в военных образовательных организациях, и изучения опыта коллег [2, 3, 5, 6], был выявлен следующий ряд основных проблем, влияющих на эффективность усвоения учебного материала: объем и сложность юридического языка; динамичность изменений в законодательстве; недостаточная мотивация слушателей; отсутствие у слушателей связи теории с практикой; качественная характеристика состава учебной группы повышения квалификации; ограниченность традиционных форм проведения учебных занятий. Рассмотрим их более подробно.

Сложность юридического языка и терминологии обусловлена тем, что правовые нормы сформулированы специальным языком, содержащим специфические термины и формулировки, трудные для понимания неподготовленными лицами. Это создает барьеры между преподавателем и аудиторией, затрудняя восприятие информации и ее последующее применение на практике.

Законодательство постоянно обновляется, что требует регулярной актуализации учебной программы, методической поддержки и своевременного информирования преподавателей.

Недостаточная мотивация обучающихся к изучению правовой тематики – одна из ключевых проблем. Зачастую обучение воспринимается различными категориями слушателей в системе дополнительного профессионального образования лишь как формальная необходимость для повышения квалификации, что снижает уровень заинтересованности в учебном процессе и вовлеченности в него.

Отсутствие связи теории с практикой выявляется у значительной части слушателей, они ограничиваются восприятием исключительно теоретической информации, пренебрегая развитием прикладных навыков анализа конкретных ситуаций и принятия решений на основе норм права. Как следствие, преподаватель остается неудовлетворенным качеством подготовки слушателей, которые испытывают трудности в применении полученных знаний при решении проблемных ситуационных задач или в ходе проведения анализа ситуаций, предложенных преподавателем.

Учебные группы повышения квалификации формируются без учета стажа работы слушателей на должностях преподавательского состава. В результате таких организационных мероприятий качественный состав той или иной учебной группы очень разрозненный и включает в себя обучающихся как с большим опытом практической работы, так и только назначенных на должности научно-педагогического состава и (или) лиц из числа кадрового резерва, планируемых к назначению на ту или иную должность.

Педагогическая составляющая связана с необходимостью адаптации правовых норм к специфике конкретной образовательной организации, к учету индивидуальных особенностей каждого слушателя, с применением интерактивных методов обучения, с использованием современных информационных технологий и развитием критического мышления обучающихся. Организация занятий должна учитывать такие факторы, как уровень подготовленности слушателей, наличие мотивации к изучению правовых вопросов, возможность оперативного реагирования на изменения законодательства и повышение уровня ответственности преподавателя за качество преподавания.

Освоение нормативной базы также вызывает ряд трудностей педагогического плана. В качестве основных можно выделить следующие: недостаточная подготовка преподавателей [7]; ограниченность применяемых методик преподавания и используемых методических приемов.

Использование традиционных лекционных форматов недостаточно эффективно для восприятия сложных юридических понятий. Необходимо внедрение активных методов обучения, таких как кейс-методика, ролевые игры, семинары и дискуссии.

Опыт преподавания рассматриваемой предметной области показал, что успешность освоения нормативных правовых актов зависит не столько от наличия формальных инструкций, сколько от способности педагогов грамотно организовать учебный процесс и обеспечить усвоение необходимых компетенций каждым обучающимся. Причина ограниченности традиционных форматов занятий заключается в следующем: традиционные лекционные занятия нередко оказываются неэффективными ввиду пассивного характера передачи информации. Особенно, если лекция построена исключительно на изложении статей и пунктов нормативных правовых документов, регламентирующих те или иные вопросы организации различных видов профессиональной деятельности. Недостаточное использование интерактивных методик, деловых игр, кейс-технологий и групповых обсуждений в формате «круглого стола» препятствует активизации познавательной активности слушателей и развитию аналитических способностей у них.

Для повышения эффективности освоения нормативной правовой регуляции авторами предлагается развивать междисциплинарные связи, исключать формальное повышение квалификации; более активно применять инновационные технологии в образовательной деятельности.

Интеграция правовых дисциплин с профильными предметами позволит лучше раскрыть значение правовых норм для конкретной специальности.

Использование электронных ресурсов, дистанционных форм обучения, мультимедийных материалов способствует повышению интереса к предмету и улучшению результатов обучения. Кроме того, целесообразно совершенствовать технологии обучения, используя в учебном процессе новые виды учебных занятий, разрабатывая задания для самостоятельной работы, требующие от слушателей творческого подхода, активизации мышления.

По мнению авторов, для преодоления обозначенных проблем целесообразно внедрение индивидуализации обучения с созданием условий для активного вовлечения слушателей в образовательный процесс, путем использования игровых методов, моделирования реальных профессиональных, проблемных ситуаций, решения ситуационных задач. Это достаточно эффективно способствует развитию критического мышления и познавательной мотивации слушателей, а главное – лучшему освоению материала и закреплению формируемых и (или) совершенствуемых компетенций.

Развитие критического мышления – формирование способности анализировать правовую ситуацию, интерпретировать законы и оценивать последствия принимаемых решений – должно стать одной из приоритетных целей образовательного процесса. Для этого важно акцентировать внимание на развитии аналитических навыков, умении сравнивать различные точки зрения и аргументированно отстаивать свою позицию.

Эффективная организация учебного процесса предусматривает разнообразие форм проведения занятий и используемых методических приемов, позволяющих обеспечить всестороннее развитие компетентности слушателей и более качественное усвоение преподаваемого учебного материала. Среди наиболее активных и эффективных форм обучения авторами выделяются:

– лекции с использованием мультимедийных презентаций;

– лекции с включением аудитории в активное взаимодействие с преподавателем посредством вопросов, дискуссий и обсуждения конкретных примеров;

– семинары и практические занятия, в ходе которых проводятся разборы смоделированных реальных случаев из профессиональной деятельности, решаются задачи и обсуждаются возникающие в ходе их решения проблемы, что позволяет участникам применить полученные знания и умения на практике;

– осуществление учебных занятий в формате «круглого стола», к проведению которого требуется заблаговременная и тщательная подготовка непосредственно самого педагога. Внедрение такого подхода возможно в связи с тем, что реализация программ повышения квалификации в системе дополнительного профессионального образования является своеобразной площадкой для обмена опытом, обсуждения актуальных и современных подходов организации и проведения различных мероприятий во всех сферах деятельности, формирования предложений по совершенствованию подготовки различных специалистов, поиску путей выхода из трудных и проблемных ситуаций, с которыми научно-педагогические работники сталкиваются в ходе выполнения должностных и профессиональных обязанностей;

– разработка в ходе аудиторной самостоятельной работы эссе, самостоятельное изучение нормативных правовых документов как просмотровое, так и с конспектированием либо составлением блок-схем или алгоритмов («дорожных карт») регламента каких-либо мероприятий, выполнение контрольных и тестовых заданий;

– методическое обеспечение заданий на самостоятельную подготовку по разработке рефератов, проектов, самостоятельному изучению основной и дополнительной литературы, подготовке к семинарам, занятиям практической направленности, к текущему контролю знаний, промежуточной и итоговой аттестациям.

Какие бы формы и методы работы не использовал преподаватель, ключевая роль отводится индивидуально ориентированному подходу в обучении. Каждый слушатель учебной группы в системе дополнительного профессионального образования имеет разный уровень подготовленности и опыта работы. Поэтому целесообразно применять дифференцированные задания, учитывать индивидуальные потребности и интересы слушателей, обеспечивая персонализированный подход к каждому обучающемуся.

Современное образование располагает большим набором методик преподавания и форм проведения учебных занятий. Индивидуализация обучения ориентирована на индивидуальное сопровождение каждого обучающегося в течение всего периода обучения [3, 4, 9]. Индивидуализация образовательного процесса в высшей военной школе требует соблюдения ряда организационно-методических условий, к числу которых, на наш взгляд, можно отнести следующие:

– заблаговременное ознакомление с количественно-качественным составом учебной группы;

– изучение реального уровня знаний каждого слушателя путем проведения «входного контроля» [7] и создание соответствующего банка данных, которым могли бы пользоваться и лектор, и преподаватель, проводящий практические занятия;

– сбор и анализ информации путем проведения письменного опроса о потребностях слушателей в части, касающейся приобретения и (или) совершенствования имеющихся знаний, умений и навыков в ходе освоения программы дополнительного профессионального образования.

На кафедре, в ходе реализации рабочих программ учебных дисциплин, направленных на изучение нормативного правового регулирования образовательной деятельности, авторы в своей деятельности применяют индивидуально ориентированные подходы обучения на основе комплексного анализа результатов проведенного входного контроля. В последующем итоги входного контроля являются стимулирующим фактом по корректировке образовательной и методической деятельности преподавателя, которая состоит в следующем:

– внесении изменений в материалы проведения учебных занятий при акцентировании внимания обучающихся на нормативно-правовом компоненте рассматриваемых вопросов;

– педагогическом консультировании обучающихся по вопросам, вызвавшим наибольшую сложность при ответах на них.

Особенно активно индивидуализация обучения реализуется преподавателями кафедры переподготовки и повышения квалификации педагогических работников образовательных организаций Министерства обороны Российской Федерации Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского путем выполнения проектной работы и индивидуального задания.

Например, при изучении темы «Актуальные проблемы разработки и реализации образовательных программ в военных образовательных организациях Министерства обороны Российской Федерации» в группах повышения квалификации начальников кафедр и их заместителей, а также педагогических работников в ходе занятия рассматриваются два учебных вопроса:

1. Реализация требований федеральных государственных стандартов и квалификационных требований к уровню подготовки военных специалистов при разработке образовательных программ.

2. Современные подходы к проектированию образовательных программ.

После проведения анализа нормативной правовой регуляции предметной области обучающимся по второму учебному вопросу предлагается выполнить индивидуальное задание, которое представляет собой практико-ориентированную работу учебно-методического характера, демонстрирующую уровень знаний законодательной базы, результаты изучения опыта коллег по практической разработке основных образовательных программ подготовки военных специалистов на профильной кафедре.

Изменения, внесенные в законодательные акты, и реформирование системы образования позволили образовательным организациям самостоятельно регламентировать многие направления деятельности, например: разрабатывать основные профессиональные образовательные программы и учебные планы; определять сроки проведения стажировки; устанавливать порядок отбора и приема на обучение по программам подготовки научных и научно-педагогических кадров в адъюнктуре; порядок и сроки проведения вступительных испытаний; порядок осуществления текущего контроля знаний и проведения промежуточной аттестации, в том числе при использовании дистанционного обучения; методическую деятельность и многое другое.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследование показало, что эффективная организация образовательного процесса по дополнительным профессиональным программам невозможна без учета организационных и педагогических факторов. Нормативная правовая регуляция является основой для качественной подготовки кадров, однако именно грамотная методика преподавания позволяет достичь высоких результатов обучения. Значит, дальнейшие исследования должны быть направлены на совершенствование механизмов интеграции теоретических знаний и практических навыков, развитие креативных подходов к обучению и формирование единой стратегии взаимодействия между различными субъектами образовательного процесса.

Проблемы преподавания нормативных правовых основ системы образования в ходе реализации программ дополнительного профессионального образования требуют комплексного подхода к решению. Важно внедрять современные педагогические технологии, развивать навыки критического мышления и создавать условия для активной самостоятельной работы слушателей. Реализация предложенных рекомендаций позволит повысить качество подготовки специалистов и будет способствовать формированию востребованной компетенции в сфере правового регулирования профессиональной деятельности.

Нормативное правовое регулирование играет центральную роль в обеспечении эффективной организации образовательной деятельности. Оно создает необходимые предпосылки для полноценного функционирования системы образования, гарантирует соблюдение прав граждан на получение качественных образовательных услуг, обеспечивает преемственность поколений и культурную идентичность нации. Дальнейшее совершенствование должно основываться на комплексном подходе, на объединении усилий всех заинтересованных сторон и ориентации на лучшие отечественные практики.

Список использованных источников

1. Об образовании в Российской Федерации : Фед. закон от 29 декабря 2012 г. № 273-ФЗ. – URL: http://www.kremlin.ru (дата обращения: 22.05.2025).

2. Формирование правовой компетентности студентов педагогического института / С. А. Абрамова [и др.] // Вестник науки и образования. – 2017. – № 6 (30). – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/formirovanie-pravovoy-kompetentnosti-studentov-pedagogicheskogo-instituta (дата обращения: 01.05.2025).

3. *Белошицкий А. В., Дедик Н. А., Мещерякова Е. И.* Подготовка офицеров-преподавателей военных вузов в системе переподготовки и повышения квалификации: психолого-педагогическая проблематика // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 690. – С. 264–269. – EDN YCDVXE.

4. *Губин В. А., Молдованова С. М.* Теоретико-методическое обеспечение индивидуально ориентированного обучения в малых группах // Психопедагогика в правоохранительных органах. – 2015. – № 1(60). – С. 87–90. – EDN TMDJLF.

5. *Иноземцева Л. А., Кужекин Н. С.* Динамика системы познавательной мотивации в процессе становления преподавателя военно-учебного заведения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 687. – С. 262–266. – EDN NIYTHG.

6. *Магомедова Р. М.* Работа с нормативно-правовыми актами как средство формирования правосознания студентов // Педагогическое мастерство : материалы I Междунар. науч. конф. (г. Москва, апрель 2012 г.). – М. : Буки-Веди, 2012. – С. 279–281. – URL: https://moluch.ru/conf/ped/archive/22/2012/ (дата обращения: 01.05.2025).

7. *Мусиенко С. А.* Входной контроль уровня обученности как нормативно-дидактическая детерминанта совершенствования процесса повышения квалификации педагогических работников // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 691. – С. 295–299. – EDN BHXYHD.

8. *Голубев М. А., Молдованова С. М., Мусиенко С. А.* Нормативные правовые основы системы образования : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2025. – 115 с.

9. *Сазонов Б. А.* Индивидуально ориентированная организация учебного процесса как условие модернизации высшего образования // Высшее образование в России. – 2011. – № 4. – С. 10–24.

И. А. Слепова;
Е. И. Шабаков,
кандидат технических наук, доцент

МОДЕЛЬ ОЦЕНИВАНИЯ ИННОВАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА ВЫПУСКНИКОВ ВОЕННОГО ВУЗА

В статье представлена модель оценивания инновационного потенциала выпускников в процессе обучения в военном вузе. Показана структурная схема компетенций под условным названием «инновационный потенциал», которая описывает инновационный потенциал обучающегося как результат развития интеллектуальных индивидуальных особенностей, направленный на достижение требуемого уровня профессиональных компетенций. Схема положена в основу модели оценивания инновационного потенциала обучающего в военном вузе.

Ключевые слова: инновационная деятельность в образовательном процессе, инновационная деятельность в сфере военного образования, оценка инновационной деятельности, компетентностный подход, схема компетенций «инновационный потенциал», модель оценивания инновационного потенциала.

Одной из проблем реализации компетентностного подхода в военном вузе является создание условий для развития интеллектуальных индивидуальных способностей, которое должно осуществляться с учетом направлений социально-экономического развития и приоритетов научно-технического развития Российской Федерации [2].

В рамках реализации компетентностного подхода интеллектуальные индивидуальные способности обучающихся в образовательном процессе могут быть рассмотрены как в широком, так и в узком аспекте.

В широком аспекте инновациям подвергается непосредственно сам учебный процесс, включая разработку, апробацию и внедрение новых учебников и учебных пособий, совершенствование его научного и учебно-методического обеспечения, повышение квалификации и переподготовку научно-педагогических работников, совершенствование учебно-материальной базы и др.

Узкий аспект подразумевает привитие обучающимся знаний, умений и навыков, обеспечивающих развитие их критического мышления, креативности, коммуникаций и инновационного потенциала, при этом необходимо обеспечить качественное оценивание их личностных особенностей (инновационного потенциала) на предмет участия их в инновационной деятельности, в том числе выявление наиболее способных к такой деятельности с целью создания кадрового резерва для поступления в адъюнктуру и назначения на первичные должности научных сотрудников.

При этом на сегодняшний день процесс оценивания инновационного потенциала исследован недостаточно, что связано со следующими особенностями:

1. Понятие «инновационный потенциал» размыто – это не только количественные показатели достижений в научной деятельности (количество патентов, количество побед в конкурсах, грантах и т. д.). Тут объединяются и ресурсы, и процессы, и даже корпоративная культура.

2. В квалификационных требованиях количественные метрики профессиональных компетенций обучающегося часто не отражают реальной способности его к инновациям, а качественные факторы вроде «готовности к риску» вообще невозможно оценить количественно. В работе [3] отмечено, что «известный уровень научных разработок в области управления инновационной активности персонала требует дальнейшего развития на основе количественных (критериальных) оценок».

3. Теоретические основы компетентностного подхода в военном образовании достаточно подробно, на качественном уровне рассмотрены во многих работах, например в [1, 4–7], при этом конкретные методики определения количественных характеристик инновационного по-

тенциала обучающихся отсутствуют. Вопрос оценивания профессиональной компетентности в системе непрерывной подготовки и распределение офицерских кадров глубоко исследован в монографии [8], вместе с тем вопрос оценивания инновационного потенциала обучающихся не рассматривался.

4. Исследовательские умения и навыки развиваются неодинаково, и данный процесс носит индивидуальный характер. Необходимо учитывать, что в высшие военные учебные заведения поступают как выпускники довузовских образовательных организаций, так и военнослужащие, проходящие военную службу по контракту (призыву). Это приводит к тому, что разница в возрасте курсантов в рамках группы может достигать до 8 лет.

5. Оценивание инновационного потенциала обучающихся проводится опосредованно на основе анализа их текущей успеваемости, наличия оформленных результатов интеллектуальной деятельности и количественных результатов участия в мероприятиях научной деятельности.

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА КОМПЕТЕНЦИЙ «ИННОВАЦИОННЫЙ ПОТЕНЦИАЛ»

Формирование модели оценивания инновационного потенциала выпускников военного вуза целесообразно начать с уточнения набора необходимых характеристик, определяющих достижение результата в сфере инновационной деятельности. Речь идет о разработке структурной схемы компетенций под условным названием «инновационный потенциал». Схема компетенций опирается на заданные квалификационными требованиями профессиональные компетенции, базирующиеся на знаниях, полученных в ходе обучения, и на компетенции, полученные при участии обучающегося в научной деятельности вуза (профессиональные компетенции, характеризующие инновационную деятельность, креативность и результативность обучающегося). Обобщенная структурная схема компетенций «инновационный потенциал» представлена на рис. 1.



Рис. 1. Обобщенная структурная схема компетенций «инновационный потенциал»

Предложенная структурная схема описывает инновационный потенциал обучающегося как результат развития интеллектуальных индивидуальных особенностей, направленный на достижение требуемого уровня профессиональных компетенций.

Эффективность деятельности определяется мотивами и намерениями обучающегося, его мышлением, навыками, знаниями, ценностными и этическими установками и другими социальными и поведенческими характеристиками.

Декомпоновка понятия инновационного потенциала нужна для выбора методов обучения и форм участия в научно-исследовательской деятельности. Сочетание этих методов и специально созданных условий может составить оптимальную среду для его развития.

МОДЕЛЬ ОЦЕНИВАНИЯ ИННОВАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА

Для основы модели оценивания инновационного потенциала выпускников предлагается использовать интегральную оценку овладения профессиональными компетенциями, необходимыми для инновационной деятельности [11].

Модель оценивания инновационного потенциала выпускника представлена на рис. 2.

Объем усвоенных в военном вузе знаний, приобретенных умений и навыков формируется на основе доступных для изучения и верификации данных текущего, рубежного и итогового контроля успеваемости, анализа результатов государственной итоговой аттестации и результатов инновационной деятельности обучающегося.

На входе предлагаемой методики действуют следующие переменные:

a_{1i} – оценка объема усвоенных знаний по i дисциплине в учебных планах и программах по специальности согласно ФГОС ВО; $i = \overline{1,n}$, где n – общее число дисциплин в учебных планах и программах;

a_{2i} – оценка объема приобретенных умений и навыков по i-й дисциплине в учебных планах и программах по специальности согласно ФГОС ВО;

a_{3j} – оценка инновационной деятельности по j-й позиции согласно модели компетенций «инновационный потенциал», $j = \overline{1,m}$, где m – общее число позиций в инновационной деятельности;

a_{4l} – оценка результативности по l-й позиции результативности согласно модели компетенций «инновационный потенциал»; $l = \overline{1,z}$, где z – общее число позиций результативности;

a_{5p} – оценка креативности по p-й позиции согласно модели компетенций «инновационный потенциал»; $p = \overline{1,s}$, где s – общее число позиций в креативности.

При таких обозначениях значимость влияния знаний c_1 и умений и навыков c_2, полученных в ходе обучения в вузе, на инновационный потенциал может быть определена [10] следующим образом:

$$c_1 = \sum_{i=1}^{n} a_{1i} \times b_{1i} = a_{1i} \otimes b_{1i}, \quad (1)$$

$$c_2 = \sum_{i=1}^{n} a_{2i} \times b_{2i} = a_{2i} \otimes b_{2i}, \quad (2)$$

где $\otimes$ – знание вычисления дискретной свертки двух векторов чисел.

Аналогичным образом вводятся коэффициенты значимости b_{3j} каждой j-й позиции перечня инновационной деятельности, коэффициенты значимости b_{4r} каждой позиции перечня

результативности и коэффициент значимости b_{5p} каждой позиции креативности ($j = \overline{=1,m,}$; $l = \overline{1,r}$; $p = \overline{1,s}$).

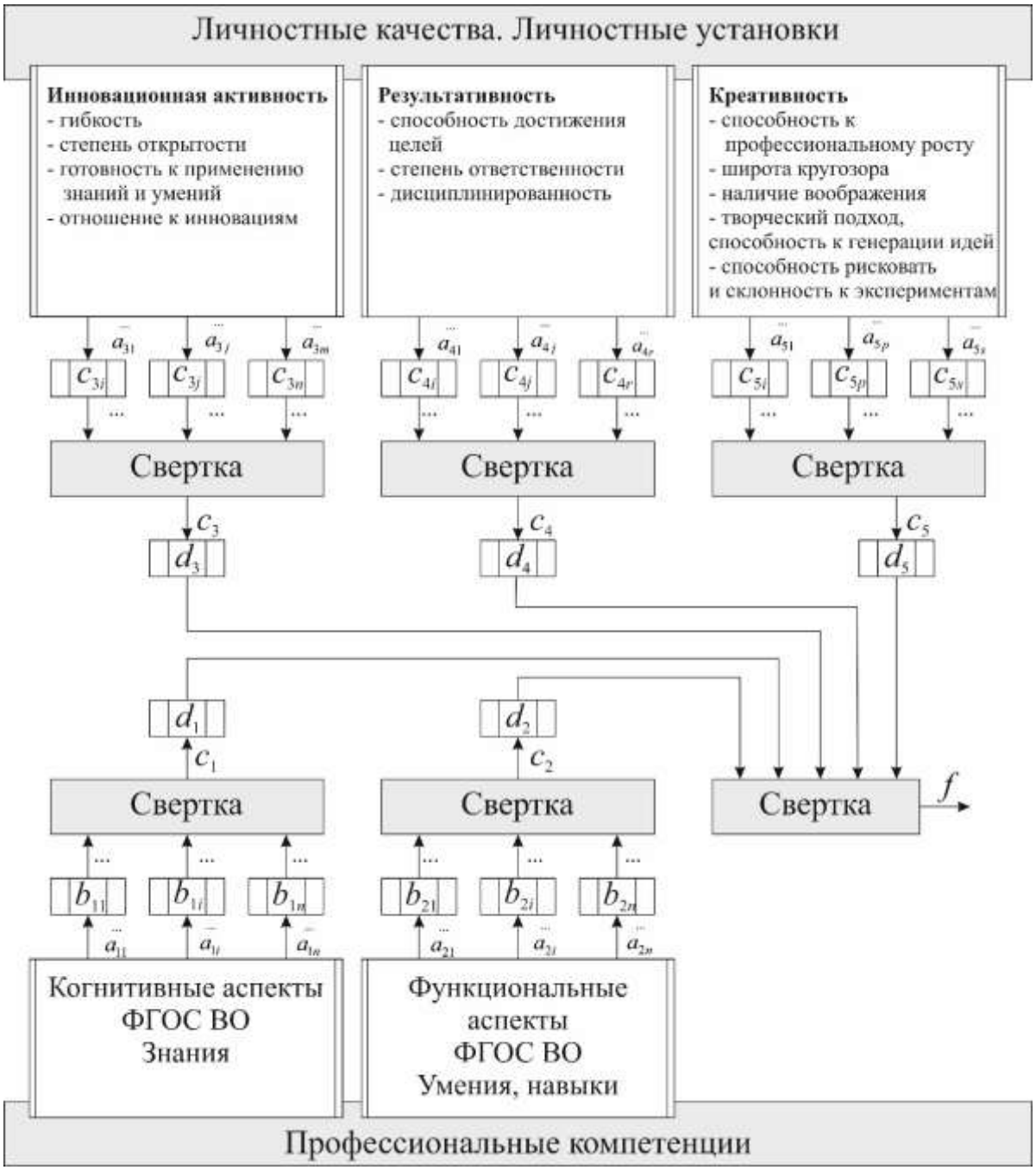


Рис. 2. Модель оценивания инновационного потенциала выпускника

Тогда значимость влияния на инновационный потенциал выпускника вуза инновационной деятельности c_3, результативности c_4 и креативности c_5 могут быть определены по выражениям:

$$c_3 = \sum_{j=1}^{m} a_{4l} \times b_{3j} = a_{3j} \otimes b_{3j}, \quad (3)$$

$$c_4 = \sum_{l=1}^{r} a_{4l} \times b_{4l} = a_{4l} \otimes b_{4l}, \quad (4)$$

$$c_5 = \sum_{p=1}^{s} a_{5p} \times b_{5p} = a_{5p} \otimes b_{5p}. \quad (5)$$

Когнитивные аспекты, функциональные аспекты, а также каждый из личностных аспектов оказывают различное влияние на инновационный потенциал выпускника вуза. Такое влияние предлагается учесть с помощью коэффициента значимости знаний d_1, коэффициента значимости умений и навыков d_2, коэффициента значимости инновационной активности d_3, результативности d_4 и креативности d_5, которые как и коэффициенты значимости b_{3j}, b_{4l} и b_{5p} будут определены методом экспертных оценок с привлечением ведущих научно-педагогических сотрудников вуза, с учетом анализа поступающих отзывов на выпускников вуза из войск [11] и достигнутых результатов в инновационной деятельности научно-педагогических работников вуза.

Итоговая оценка инновационного потенциала обучающегося может быть определена как свертка с весовыми коэффициентами $d_1, d_2, \ldots, d_5$ значимостей знаний соответствующих оценок c_1, умений и навыков c_2, инновационной деятельности обучающихся c_3, результативности c_4 и креативности обучающегося c_5. Следовательно,

$$f = c_1 d_1 + c_2 d_2 + \ldots + c_5 d_5. \quad (6)$$

С помощью методов имитационного моделирования [12] на основе предложенной методики может быть построена поверхность инновационного потенциала

$$f = f(a_{1i}, a_{2i}, a_{3j}, a_{4l}, a_{5p}) \quad (7)$$

в пятимерном пространстве компетенций профессиональной деятельности обучающегося.

Итоговая оценка f инновационного потенциала обучающегося может быть использована в качестве показателя для сравнительного оценивания возможностей обучающегося при назначении на должности, связанные с организацией и управлением инновационной деятельностью соответствующего подразделения, при выборе места и должности планируемой стажировки в войсках и прохождении курсов повышения квалификации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная структурная схема компетенций «инновационный потенциал» позволила определить структуру «инновационного потенциала», положенную в основу модели оценивания инновационного потенциала обучающего в военном вузе. Предлагаемая модель на основе анализа результативности обучения (усвоения профессиональных компетенций) позволяет количественно оценить инновационный потенциал обучающегося, который может быть использован как один из критериев при определении дальнейшего предназначения выпускника военного вуза.

Кроме того, разработанная модель позволяет строить поверхность инновационного потенциала обучающегося в многомерном пространстве компетенций его профессиональной деятельности, формировать целенаправленные воздействия на процесс совершенствования личностных качеств обучающихся и оценивать предлагаемые корректировки как в содержание образовательного процесса, так и в мероприятия научно-исследовательской деятельности с целью повышения инновационного потенциала обучающихся.

Список использованных источников

1. *Алтухов А. И., Головина В. В., Калинин В. Н.* Формирование и критерии оценивания компетенций в цикле математических и естественнонаучных дисциплин // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2014. – Вып. 642. – С. 210–215.

2. Об образовании в Российской Федерации : Фед. закон от 29.12.2015 г. № 273-ФЗ. Статья 20. Экспериментальная и инновационная деятельность в сфере образования // КонсультантПлюс : справочная правовая система. – URL: https://www.consultant.ru (дата обращения: 06.07.2025).

3. *Виноградова Т. А., Кувшинов М. С.* Анализ и прогнозирование уровня инновационной активности персонала промышленного предприятия // Экономика и управление : научно-практ. журн. – № 2 (164). – 2022. – С. 55–62.

4. *Кравцов А. Н., Коновальчик М. С.* Методика оценивания значимости компетенций на профессионально важное качество специалиста-метролога // Законодательная и прикладная метрология. – 2023. – Вып. № 6. – С. 43–47.

5. *Тетерина Т. Е.* Компетентностный подход как стратегическая основа организации военного образовании // Молодой ученый. – 2017. – № 29 (163). – С. 87–90.

6. Критерии, показатели и методика оценки уровня сформированности военно-профессиональных компетенций курсантов с учетом индивидуально-психологических особенностей / Е. В. Быков [и др.] // VII Междунар. научно-техн. и научно-метод. конф. «Актуальные проблемы инфотелекоммуникаций в науке и образовании». Санкт-Петербург, 28 февраля – 1 марта 2018 года : сб. науч. ст. : в 4 т. – СПб. : Санкт-Петербург. гос. ун-т телекоммуникаций им. проф. М. А. Бонч-Бруевича, 2018. – Т. 4. – С. 536–541.

7. *Городилова М. А., Чигрина И. Ю.* Построение модели развития исследовательских умений у курсантов военных вузов при обучении математическим дисциплинам // Общество: социология, психология, педагогика. – 2016. – № 5. – С. 96–100.

8. *Кунтурова Н. Б.* Квалиметрия профессиональной компетентности в системе непрерывной подготовки и распределения офицерских кадров Космических войск : моногр. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2009. – 368 с.

9. *Столяров А. Л.* Определение содержания терминов «компетенция» и «компетентность» для исследования вопросов педагогического мониторинга образовательного процесса // Мир образования – образование в мире. – 2017. – № 2. – С. 87–92.

10. *Титков Б. В., Шабаков Е. И.* Оператор линейной фильтрации объемного изображения в имитационном моделировании телевизионной системы «Техника средств связи» // Техника телевидения. – 1984. – Вып. 2 (6). – С. 69–76.

11. *Калинин В. Н.* Теоретические основы системных исследований : учебник для адъюнктов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 293 с.

И. М. Белогуров[1],
кандидат исторических наук;
О. В. Гурьев[2]
[1] Военная академия Генерального штаба ВС РФ, г. Москва.
[2] Национальный центр управления обороной РФ, г. Москва.

ОПЫТ ПОСТРОЕНИЯ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПУНКТОВ УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕДИНЕННЫХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ ОРГАНИЗАЦИИ ВАРШАВСКОГО ДОГОВОРА

В научной работе проводится анализ построения системы пунктов управления Объединенных вооруженных сил Организации Варшавского договора с учетом опыта ведения стратегических операций Великой Отечественной войны отечественных Вооруженных Сил совместно с войсками государств-союзников СССР, а также совместных оперативных учений второй половины XX века.

Ключевые слова: Организация Варшавского договора, Объединенные вооруженные силы, командный пункт, пункт управления.

ВВЕДЕНИЕ

Организация Варшавского договора (далее – ОВД), созданная в 1955 году в противовес Североатлантическому альянсу, стала важным инструментом коллективной безопасности социалистических стран во главе с СССР. Одной из ключевых задач ОВД было обеспечение эффективного управления Объединенными вооруженными силами (далее – ОВС) стран Варшавского договора в условиях холодной войны. Важнейшим элементом военной инфраструктуры ОВД была система пунктов управления (далее – ПУ), обеспечивающая координацию действий объединенных вооруженных сил стран-участниц Организации. Эта система отличалась сложной структурой, многоуровневым составом и решала широкий спектр задач, направленных на поддержание боеготовности и оперативное управление войсками.

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ ПУНКТОВ УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕДИНЕННЫХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ ГОСУДАРСТВ-УЧАСТНИКОВ ОРГАНИЗАЦИИ ВАРШАВСКОГО ДОГОВОРА

В основу построения системы пунктов управления ОВС ОВД лег опыт совместных операций Вооруженных Сил СССР и объединений (соединений) союзных государств в годы Великой Отечественной войны 1941–1945 гг. [*1-я армия Войска Польского, принимавшая участие в боевых действиях на территории Белоруссии, в ходе освобождения Варшавы, во время форсирования Одера и взятия Берлина; 1-й Чехословацкий армейский корпус – при освобождении Киева, Правобережной Украины; румынские силы (1-я и 4-я армии, 27-й отдельный армейский корпус и 1-я отдельная пехотная дивизия) в составе 2-го и 4-го Украинских фронтов, принимавшие участие в освобождении своей страны от немецких и венгерских войск, а в дальнейшем воевавшие на территории Венгрии и Словакии*]. Этот опыт показал на практике, что непрерывное и устойчивое управление войсками в операциях может быть достигнуто путем создания и комплексного использования нескольких пунктов управления войсками, то есть развертывания определенной системы пунктов управления [2].

Система пунктов управления ОВС ОВД была построена по иерархическому принципу, что позволяло эффективно координировать действия войск на всех уровнях – от стратегического до тактического.

Стратегический уровень структуры системы управления включал:

– Главный командный пункт (далее – ГКП) ОВС ОВД, который находился в Москве и был интегрирован в структуру Министерства обороны СССР. При этом ГКП отвечал за планирование стратегических операций, координацию действий всех стран-участниц и взаимодействие с политическим руководством ОВД;

– резервные командные пункты, расположенные в глубине территории СССР и других стран-участниц, обеспечивали устойчивость управления в случае разрушения ГКП.

В состав **оперативно-стратегического уровня** системы пунктов управления ОВД входили:

– командные пункты фронтов и групп войск, которые создавались на театрах военных действий (далее – ТВД). Эти ПУ отвечали за управление крупными группировками войск, включая сухопутные силы, авиацию и флот;

– мобильные пункты управления, которые могли развертываться вблизи зон потенциальных конфликтов для оперативного руководства войсками.

Оперативный и тактический уровни системы пунктов управления ОВС ОВД составляли командные пункты объединений, соединений и воинских частей, которые обеспечивали управление войсками на поле боя. Эти ПУ были оснащены средствами связи, разведки и автоматизированными системами управления.

В годы Великой Отечественной войны в систему пунктов управления фронта и армии обычно входили: командный пункт (далее – КП), наблюдательный пункт (далее – НП) и тыловой пункт управления (далее – ТПУ), именовавшийся тогда вторым тыловым эшелоном управления или тыловой группой. Во многих случаях практиковались создание вспомогательных ПУ и выделение оперативных групп [2, 6].

При подготовке и в ходе фронтовой (армейской) операции постоянно функционировали лишь КП и ТПУ. Остальные ПУ являлись элементами КП и развертывались на определенное время для руководства войсками непосредственно в ходе боевых действий, в ответственные периоды и на решающих направлениях (участках). Главная роль в управлении действиями войск отводилась КП, вместе с тем важное значение придавалось НП, который позволял командующему лично наблюдать за полем боя и оперативно реагировать на изменения в боевой обстановке [2, 6].

Помимо имевшегося опыта управления коалиционными группировками войск в ходе Великой Отечественной войны, немаловажное влияние на построение системы пунктов управления ОВС ОВД, состав самих пунктов управления, их техническое оснащение, задачи, решаемые системой ПУ, оказали проводившиеся стратегические учения и появление новых типов вооружения и военной техники [2, 5].

Характерными чертами фронтовых и армейских операций, отрабатывавшихся в ходе учений ОВС на рубеже 1970–1980-х годов, являлись внезапное применение ядерного и высокоточного оружия, большой пространственный размах, высокая динамичность и маневренность, что оказало непосредственное влияние на систему пунктов управления. К факторам, имевшим непосредственное и принципиальное значение для системы ПУ оперативных объединений, следует отнести: значительное сокращение сроков на подготовку операций и высокие темпы ведения боевых действий, возможность выхода из строя ПУ, организационную структуру самих органов управления, а также уровень развития и обеспеченность объединений техническими средствами. Вследствие этого система ПУ фронта и армии создавалась на принципах полной автономности ПУ, взаимозаменяемости и постоянного функционирования, четкой организованности в работе, высокой подвижности и живучести [2]. Так, по опыту совместных оперативных учений и учений ОВС ОВД («Вал-77», «Запад-77», «Щит-79», «Запад-81», «Союз-81», «Дружба-82») в оперативном звене руководства войсками была создана и реализована система подвижных ПУ, которая включала командный, запасный командный, тыловой и вспомогательный пункты управления [2, 7].

Рассмотрим состав и задачи, решаемые на каждом пункте управления.

Командный пункт фронта (армии) являлся основным ПУ, с которого командующий войсками фронта (армией) осуществлял руководство войсками при подготовке и в ходе операции. На этом ПУ происходила обработка основной массы информации, документально оформлялись боевые задачи войскам, готовились доклады, донесения и сводки в вышестоящий штаб. На КП размещался и работал основной оперативный состав полевого управления фронта (армии). Весь личный состав, различного рода машины и средства связи на КП располагались рассредоточенно, тремя группами (группа управления, узел связи и группа обеспечения) и по элементам.

Группа управления обычно включала следующие элементы: центр боевого управления (далее – ЦБУ), центр информации (далее – ЦИ), передовой пункт управления (далее – ППУ), воздушный пункт управления (далее – ВзПУ), пункт управления ракетных войск и артиллерией (далее – ПУ РВиА), пункт управления ВВС (далее – ПУ ВВС), пункт управления противовоздушной обороной (далее – ПУ ПВО), совмещенный с пунктом управления истребительной авиацией (далее – ПУ ИА) фронта или с ЦБУ объединения, пункт управления разведкой (далее – ПУР), пункты управления начальников инженерных (далее – ПУ НИВ) и химических войск (далее – ПУ ХВ) и другие ПУ.

ЦБУ предназначался для работы командующего и руководящего состава полевого управления по планированию и принятию решений на операцию, постановки боевых задач и управления войсками в ходе боевых действий. В его составе обычно развертывался ПУ командующего, оборудовались рабочие места для начальников направлений на объединения (соединения).

ЦИ имел своей задачей непрерывный сбор данных обстановки, доклад их в ЦБУ и вышестоящий штаб, а также передачу информации по обстановке на ПУ и рабочие места должностных лиц полевого управления.

ППУ выделялся из состава КП и предназначался для обеспечения руководства командующим войсками непосредственно на главном направлении (участке), где разворачивались решающие события операции, а также при перемещении с одного пункта на другой.

ВзПУ являлся одним из важнейших элементов КП и предназначался для повышения устойчивости управления войсками. В его состав включались самолеты и вертолеты, оборудованные средствами связи и управления.

ПУР осуществлял сбор и обработку разведданных, управление силами и средствам разведки фронта (армии).

ПУ РВ и *А*, *ПУ НИВ* и *НХВ* осуществляли управление подчиненными войсками и руководство инженерным и химическим обеспечением фронта (армии) соответственно.

ПУ ВВС предназначался для руководства боевыми действиями фронтовой и армейской авиации; при этом во фронте группа управления авиацией (под руководством командующего ВВС) размещалась непосредственно на КП фронта, а основной состав ПУ ВВС – в 5–7 км от него.

ПУ ПВО осуществлял управление силам и средствами ПВО, организовывал их взаимодействие с истребительной авиацией ВВС фронта, войсками ПВО страны и соседними объединениями (соединениями) и включал центр управления, разведывательно-информационный центр, ПУ ИА ВВС фронта, а также приемный и передающий радиоцентры.

Кроме перечисленных элементов состав группы управления КП также включал ПУ связью (далее – ПУС) и РЭБ (далее – ПУ РЭБ), рабочие места для групп оперативного управления (отдела) и офицеров политического отдела, штаба и управления фронтом, отдела автоматизации, восьмого и топографического отделов, оперативной группы ТПУ (от управлений: тыла, вооружения и военной техники, организационного и комплектования).

В состав группы управления КП могли также входить оперативные группы от штабов взаимодействующих объединений и соединений (союзников, ПВО страны, ВМФ, ВДВ). Так, в ходе совместных оперативных учений и учений ОВС ОВД в состав командного пункта для непосредственного управления объединениями (соединениями) союзных войск и организа-

ции взаимодействия при выполнении задач (ведении боевых действий) на территории государств-участников Организации входили оперативные группы от штабов привлекаемых вооруженных сил.

Узел связи КП предназначался для обеспечения надежного управления войсками фронта (армии), а также для связи с вышестоящими штабами и взаимодействующими силами и средствами. Основными его элементами являлись: ПУ узла связи, телеграфный и телефонный центры, приемный и передающий радиоцентры, центры каналообразования и электропитания, регламентно-техническая группа и станция фельдъегерско-почтовой связи.

Группа обеспечения КП предназначалась для создания необходимых условий работы, отдыха и питания личного состава КП, а также для его охраны и обороны. В состав этой группы входили административно-хозяйственный отдел, торгово-бытовые учреждения, подразделения охраны, обеспечения и обслуживания [2].

Запасной командный пункт (далее – ЗКП) фронта (армии) являлся постоянно действующим ПУ и предназначался для повышения устойчивости, надежности и непрерывности управления войсками. В период функционирования КП с него могли выполняться отдельные задачи по управлению войсками, а при выходе из строя или перемещении КП осуществлялось управление подчиненными войсками в полном объеме. На данном пункте постоянно работала часть личного состава управления фронта (армии) под руководством командующего войсками фронта (армией) или заместителя начальника штаба.

Исходя из опыта учений, оперативный состав полевого управления фронта (армии) распределялся следующим образом: примерно по 20% состава постоянно закреплялись за КП и ЗКП, и до 60% состава все время находились или перемещались с командующим с одного пункта управления на другой. С перемещением на ЗКП командующего и оперативного состава, находившихся до этого на КП, он становился КП. Прежний КП с оставшимся на нем согласно расчету оперативным составом с этого времени превращался в ЗКП и выполнял его задачи. По своей организационной структуре ЗКП фронта или армии был аналогичен КП и имел те же основные элементы.

Группа управления ЗКП обычно включала: запасный центр боевого управления (ЗЦБУ), ЗПУ РВ и А, ЗПУ ВВС, ЗПУ ПВО, совмещенный (во фронте) с ЗПУ ИА ВВС, ЗПУР, ЗПУ РЭБ, ЗПУС, ЗПУ НИВ, ЗПУ НХВ; при этом оборудовались запасные рабочие места оперативного управления, политуправления и политотдела, восьмого отдела, оперативной группы от ТПУ. Кроме того, как и на командном пункте, в состав ЗКП могли назначаться оперативные группы стран-союзниц.

Узел связи ЗКП по составу элементов, их назначению, организационно-техническому построению и размещению на местности не отличался от узла связи КП. Он находился в постоянной готовности взять на себя функции главного узла связи в системе связи фронта (армии).

Группа обеспечения ЗКП также выполняла задачи, аналогичные задачам группы обеспечения КП [2, 7].

Тыловой пункт управления фронта (армии) предназначался для руководства тылом, а также соединениями и частями технического обеспечения. По опыту проводимых учений он делился на два эшелона.

Первый эшелон, как правило, включал штабы и службы управления тыла, вооружения и техники, где работали главным образом те офицеры штаба, служб, тыла, вооружения и техники, которые принимали непосредственное участие в управлении частями и учреждениями тылового и технического обеспечения, а также отделы (должностные лица) начальников инженерных и химических войск, начальника войск связи. В его составе создавался центр управления тылом (ЦУТ).

Второй эшелон – все остальные управления (отделы) и службы, размещавшиеся на ТПУ [часть служб тыла, часть политуправления (политотдела), управления (отделы): кадров, организационное и комплектования и др.].

Кроме того, отдельными элементами ТПУ, которые обслуживали оба эшелона, являлись узел связи и группа обеспечения [2].

Вспомогательный пункт управления (далее – ВПУ) фронта (армии), как показал опыт учений, создавался на определенный период операции для управления отдельными группировками войск, действовавшими на изолированном или удаленном направлении (районе). Одновременно он использовался для повышения надежности управления войсками и возглавлялся должностными лицами по назначению командующего войсками фронта (армии) с назначением оперативной группы со средствами связи, подразделениями охраны и обеспечения [2, 7].

Таким образом, система пунктов управления ОВД представляла собой сложный и эффективный механизм, который играл ключевую роль в обеспечении военной мощи социалистического блока в период холодной войны.

НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОБЪЕДИНЕННЫХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ ГОСУДАРСТВ-УЧАСТНИКОВ ОРГАНИЗАЦИИ ВАРШАВСКОГО ДОГОВОРА

Во время функционирования Организации Варшавского договора система пунктов управления объединений ОВС постоянно совершенствовалась по многим направлениям. Центральное место в этой работе отводилось рассмотрению и определению наиболее рационального состава, технической оснащенности пунктов управления оперативных объединений и в целях эффективного руководства войсками при подготовке боевых действий и в ходе их ведения.

Исходя из практического опыта, накопленного при проведении учений в рамках ОВД, на которых отрабатывались вопросы подготовки и ведения наступательной (оборонительной) операции в составе коалиционной группировки, были определены основные направления для повышения устойчивости системы управления.

Первое направление – внедрение современных автоматизированных систем управления войсками (далее – АСУВ) для повышения оперативности, качества и стабильности управления. В результате была разработана и поступила на вооружение АСУВ фронта «Маневр» ВС СССР и полевая АСУВ ОВС Варшавского договора.

При этом АСУВ фронта «Маневр» была создана как единая система управления общевойскового (танкового) объединения (соединения), включающая в свой состав подсистемы управления родами Сухопутных войск, АСУ фронтовой авиации и войсковой ПВО, АСУ тыла, объединенные единой системой связи и передачи данных. На основе АСУВ фронта «Маневр» была создана полевая АСУВ ОВС Варшавского договора, которая стала единой системой управления коалиционной группировкой [3, 4].

Второе – повышение живучести систем управления путем всестороннего выполнения мероприятий боевого обеспечения. Большое внимание уделялось подготовке к действиям личного состава по отражению нападения диверсионных групп, при воздушной и ракетной опасности; соблюдению правил скрытого управления войсками; кроме этого, проведению мероприятий по маскировке и введению вероятного противника в заблуждение путем планирования ложных и запасных районов и позиций, а также осуществлению дезинформации о фактическом расположении ПУ; инженерному оборудованию ПУ; организации быстрого и скрытого перемещения. Учения также показали, что в ходе операций нельзя допускать дислокацию ПУ на одном месте в течение нескольких суток, а целесообразно перемещать их не менее одного раза в сутки [3].

Третье – широкое применение в ходе операции передового ПУ и ВзПУ. Кроме того, на определенный период для управления группировкой войск, действующей на изолированном

или удаленном направлении, необходимость создания ВПУ. Использование ППУ и ВзПУ в ходе учений существенно повышало устойчивость управления [3, 7].

Четвертое – непрерывное и эффективное обеспечение средствами связи. Опыт учений показал, что заблаговременное установление связи с подчиненными объединениями (соединениями) возможно лишь при наличии широко разветвленной опорной сети узлов связи, подготовленных ПУ объединений (соединений) и надежных линий привязки. В условиях запрещения работы радиосредствами на передачу необходимо уделять большое внимание имеющимся линиям проводной связи. Кроме того, значительное число разнотипных средств связи, развертываемых на узлах связи, резко снижает оперативно-технологические показатели, такие как готовность к передаче (приему) потоков сообщений, живучесть и мобильность, что приводит к необходимости внедрения унифицированного канала, пригодного для передачи всех видов информации [1, 3].

Пятое – повышение эффективности работы органов управления на ПУ и между ними путем применения единых формализованных боевых документов (приказов, распоряжений, графиков, сигналов и т. д.). Так, опыт учений показал, что основной обмен информацией между органами управления в коалиционном составе производился на одном языке – русском [3].

Совершенствование системы управления ОВС Организации Варшавского договора стало важным этапом в истории военного искусства. Оно продемонстрировало, что эффективное управление объединенными силами требует не только развития технических систем, но и тесного военно-политического и организационного взаимодействия между странами-участницами. Исторический опыт ОВД останется бесценным опытом для современных военно-политических союзов, а также для создания на их основе коалиционных группировок при действиях на различных театрах войны.

Одной из ключевых особенностей системы управления ОВД была ее централизация. Основные решения принимались в Москве, что обеспечивало единство командования, но одновременно создавало зависимость стран-участниц от СССР. Кроме того, система ПУ ОВД была ориентирована на ведение крупномасштабных войн с применением как обычных, так и ядерных сил, что требовало высокой степени автоматизации и защиты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Созданная в период существования Организации система пунктов управления ОВС позволила выполнить задачи по обеспечению защиты государств-участников договора, поддержанию мира и безопасности в Европе, сохраняя военно-стратегическое равновесие между СССР и США, между Варшавским блоком и Североатлантическим альянсом.

После распада ОВД в 1991 году система пунктов управления была частично унаследована национальными армиями стран-участниц, а также интегрирована в новые структуры коллективной безопасности, такие как ОДКБ. Однако ее уникальный опыт и наработки продолжают изучаться как пример организации управления в условиях глобального противостояния.

Список использованных источников

1. *Шептура В. Н., Жарский А. П.* Развитие организационно-технической структуры и способов применения узлов связи ПУ оперативно-стратегических и оперативных объединений (конец 1945-го – начало 1980-х годов) // Наука. Общество. Оборона : журн. – 2016. – № 4 (9). – С. 7–13.

2. *Черняк В. Я.* Совершенствование систем пунктов управления объединений союзных войск // Информационный сборник штаба объединенных вооруженных сил Варшавского договора. –1979. – № 18. – С. 21–26.

3. *Грец М.* Направление дальнейшего повышения устойчивости СУ войсками коалиционного состава в армейской операции // Информационный сборник штаба объединенных вооруженных сил Варшавского договора. – 1987. – № 34. – С. 40–44.

4. Маневр – первая советская АСУВ поля боя // Арсенал : журн. – 2011. – № 4. – С. 38–42.

5. Наставление по полевой службе штабов Красной Армии. – М. : Воениздат, 1964. – 184 с.

6. Наставление по полевой службе штабов Красной Армии / Генеральный штаб Красной Армии. – М. : Воениздат, 1942. – 256 с.

7. Материалы разбора оперативно-стратегического командно-штабного учения «Запад-77». – М. : Министерство обороны СССР, 1977. – 20 с.

8. *Арменопулос Г. Г.* Военные игры за рубежом // Раздумья опального командарма. – Самара : Самарск. книжн. изд-во, 1992. – С. 112–113.

9. *Пронько В. А.* Военная стратегия после Второй мировой войны : Основные принципы советской военной стратегии в послевоенные годы : гл. пятая // История военной стратегии России / редактор Г. Кучков; Институт военной истории. – М. : Кучково поле, 2000. – С. 408–588.

10. История военной стратегии России / Институт военной истории МО РФ. – М. : Кучково поле: Полиграфресурсы, 2000. – С. 408–588.

Е. О. Добрышкин[1],
кандидат технических наук;
Д. А. Эльцофон[2]
[1] ВА МТО имени генерала армии А. В. Хрулёва, г. Санкт-Петербург.
[2] ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ СТРУННЫМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО МОНИТОРИНГА В НЕСТАЦИОНАРНЫХ УСЛОВИЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГАРМОНИЧЕСКОЙ ФУНКЦИИ

Статья посвящена исследованию фундаментальных процессов, протекающих в струнных преобразователях при измерении динамически меняющихся неэлектрических величин. Выполнено решение уравнения поперечных колебаний закрепленной струны при гармоническом законе изменения силы ее натяжения. Приведены математические выкладки полученного решения. Выведены зависимости амплитудной погрешности струнного преобразователя при гармоническом законе изменения силы натяжения его струны. Предложены способы устранения возникающих негативных явлений.

Ключевые слова: струнный преобразователь, переменная сила натяжения, гармонический закон, каноническое уравнение Матье, функция Матье, частота модуляции, глубина модуляции.

ВВЕДЕНИЕ

Для создания струнных преобразователей с высокими метрологическими и эксплуатационными характеристиками необходимо правильно учитывать специфические особенности струн, магнитных систем, генераторов и других узлов, входящих в преобразователь [1]. При этом струна является наиболее ответственным звеном в цепи преобразования силы ее натяжения в частоту поперечных колебаний.

Модель работы струны преобразователя в процессе измерения представлена в работе [1]. При изменении величины контролируемого параметра происходит соответствующее изменение физической характеристики чувствительного элемента (струны) преобразователя – длины или силы натяжения, что, в свою очередь, приводит к изменению частоты ее собственных колебаний. По перемене частоты колебания струны определяют величину изменения контролируемого параметра.

В модели, приведенной в работе [1], сила натяжения струны непосредственно в процессе измерения считается неизменной. Однако на практике нередко встречаются задачи, когда скорость изменения величины контролируемого параметра соразмерна со временем проведения одного измерения, например, при мониторинге объектов, подвергающихся различного вида периодическим нагрузкам: воздействию сейсмических процессов (как тектонических, так и техногенных), вибрации от работающих машин и т. д. В зависимости от закона изменения во времени, растягивающего усилия, меняется и режим поперечных колебаний струны, что согласно исследованиям [2, 3] в значительной степени сказывается на результатах измерения.

Исследованию фундаментальных процессов, происходящих при изменении силы натяжения струны в течение времени проведения измерения по гармоническому закону, и посвящена данная статья.

ПОСТАНОВКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ

В математической форме задача имеет вид

$$\begin{cases} \rho F \dfrac{\partial^2 u(x,t)}{\partial t^2} - N(t) \dfrac{\partial^2 u(x,t)}{\partial x^2} = 0 \\ N(t) = N_0 \left[1 + \Psi_a \cos(\Omega t + \varphi)\right] \\ \text{ГУ: } x = 0 \cap x = l \rightarrow u(0,t) = u(l,t) = 0 \\ \text{НУ: } \begin{cases} u(x,0) = f(x) = a\left(1 - 2\left|\dfrac{x}{l} - 0{,}5\right|\right) \\ \dfrac{\partial u(x,0)}{\partial t} = 0 \end{cases} \end{cases}, \quad (1)$$

где x – координата вдоль струны, м;

t – время проведения измерения, с;

$u(x,t)$ – отклонение от нейтральной прямой (ось O_x), м;

ρ – плотность материала струны, кг/м^3;

F – площадь поперечного сечения струны, м^2;

l – длина струны, м;

$N(t)$ – сила натяжения струны, Н;

Ψ_a, Ω, φ – амплитуда, циклическая частота и фазовый сдвиг гармонического закона изменения силы натяжения струны соответственно.

Граничные условия соответствуют закрепленной на концах струне.

Начальные условия соответствуют отклонению струны от нейтральной прямой по форме равнобедренного треугольника и началу движения без ускорения.

Физический смысл и практическая применимость решения поставленной математической задачи заключается в следующем.

Колебания струны в струнных датчиках могут осуществляться в трех режимах [3]:

1) вынужденных колебаний;

2) свободных колебаний;

3) автоколебаний.

Первый режим широко использовался в 30-х годах прошлого века, но в настоящее время наибольшее распространение получили преобразователи, работающие в режиме свободных колебаний и автоколебаний.

В режиме свободных колебаний измеряемая величина преобразуется упругим элементом в деформацию, от которой зависит частота собственных колебаний механического резонатора (струны). Колебания резонатора возбуждаются с помощью возбудителя, на вход которого подается импульс запроса от измерительного устройства. Для преобразования энергии возбужденных механических колебаний резонатора в электрическую энергию используется специальный электромагнитный или индуктивный преобразователь-приемник. Сигнал с выхода приемника в виде затухающих колебаний усиливается и поступает на выход частотного преобразователя (рис. 1,*а*) [1].

В режиме автоколебаний резонатор получает энергию от возбудителя, на вход которого поступает сигнал с выхода усилителя. Вход усилителя, в свою очередь, связан с выходом приемника, преобразующего колебания того же резонатора. Известно, что самовозбуждение колебаний в такой замкнутой системе происходит в том случае, если суммарный фазовый сдвиг всех звеньев равен нулю или целому числу периодов колебаний. Поэтому при использовании усилителя с фазовым сдвигом, близким к нулю, и с достаточно большим коэффициентом усиления самовозбуждение системы произойдет точно на частоте собственных колебаний резонатора (рис. 1,*б*) [1].

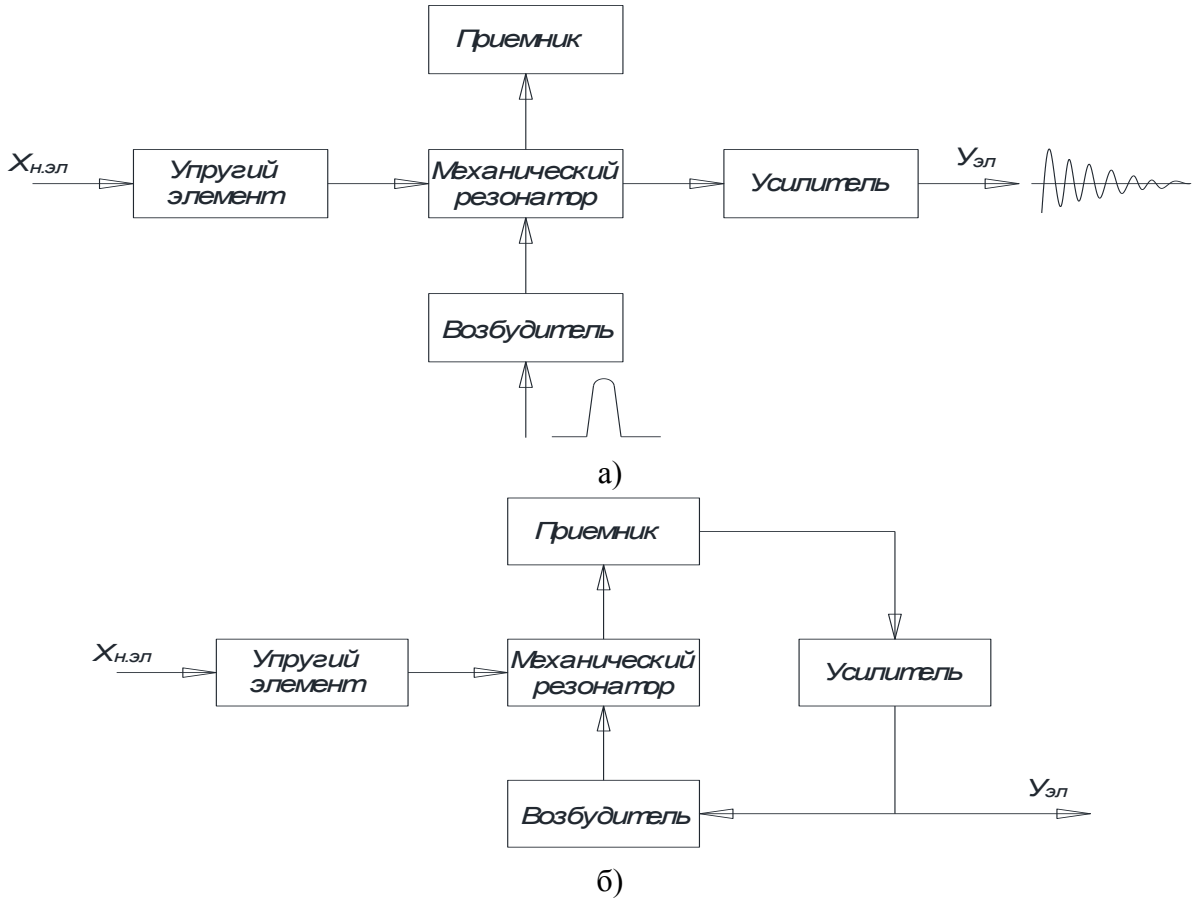


Рис. 1. Структурная схема струнного преобразователя с резонатором, работающим в режиме: а – свободных колебаний; б – автоколебаний

Рассмотрим работу преобразователя в режиме свободных колебаний при импульсном способе возбуждения, как получившем наибольшее распространение в системах мониторинга. Если сила натяжения струны датчика постоянна, то сигнал (наведенная ЭДС) с выхода датчика имеет вид, представленный на рис. 2. В случае приложения динамической нагрузки, значение которой меняется по гармоническому закону, амплитуда колебания струны предположительно должна принять вид, представленный на рис. 3. Конкретный вид будет зависеть от частоты Ω и глубины Ψ_a модуляции силы натяжения струны.

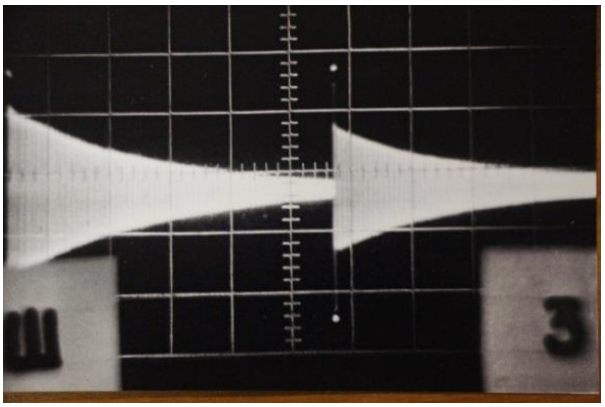


Рис. 2. Отображение сигнала с выхода струнного преобразователя, работающего в режиме свободных колебаний, при постоянной силе натяжения струны

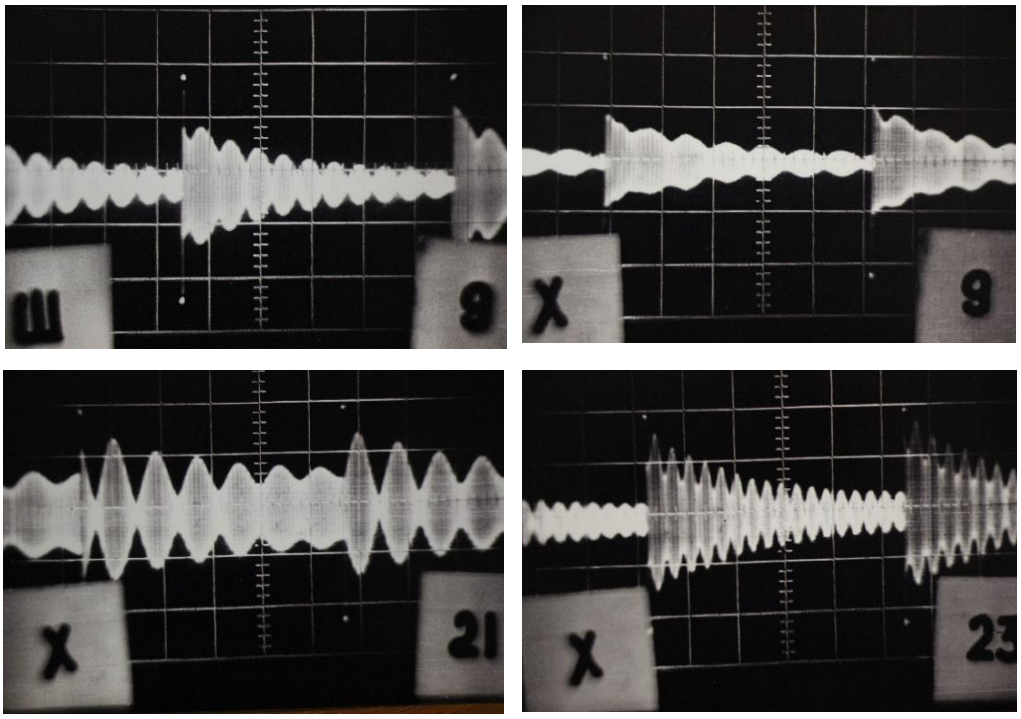


Рис. 3. Отображение сигнала с выхода струнного преобразователя, работающего в режиме свободных колебаний, при переменной силе натяжения струны

Как видно из анализа рис. 3, частота и амплитуда выходного сигнала с датчика (следовательно, и амплитуда колебания струны) меняются. При этом в исследованиях [4] установлена зависимость погрешности измерения от амплитуды колебаний струны датчика:

$$\delta_n = \frac{3n\pi E}{32l^2\sigma_0}\cdot u_n^{\,2},\ n \in Z\ , \tag{2}$$

где E – модуль упругости материала струны, Н/м^2;

u_n – амплитуда колебаний, м;

σ_0 – напряжение растяжения в струне, определенное для линейной системы, т. е. при бесконечно малой амплитуде колебаний струны u_n , Н/м^2;

n – номер гармоники.

Исходя из анализа формулы (2), делаем вывод, что погрешность измерения датчика также меняется пропорционально квадрату амплитуды колебания струны.

Таким образом, задача исследования заключается в следующем:

– установить закон взаимосвязи амплитуды колебания струны с частотой Ω и глубиной Ψ_a модуляции силы натяжения струны;

– выявить предельные значения (если таковые будут иметь место) для Ω и Ψ_a;

– в случае установки взаимосвязи предложить методы снижения амплитудной погрешности.

РЕШЕНИЕ ПОСТАВЛЕННОЙ ЗАДАЧИ

Подставив закон изменения силы натяжения струны $N(t)$ в уравнение колебаний, получим

$$\rho F\frac{\partial^2 u(x,t)}{\partial t^2} - N_0\left[1+\Psi_a\cos(\Omega t+\varphi)\right]\frac{\partial^2 u(x,t)}{\partial x^2} = 0. \tag{3}$$

По методу Фурье разделим переменные:

$$u(x,t) = X(x)\cdot T(t). \tag{4}$$

Подставим полученное значение (4) в уравнение (3), тогда

$$\rho\cdot F\cdot T''(t)\cdot X(x) = N(t)\cdot X''(x)\cdot T(t), \tag{5}$$

$$\rho\cdot F\cdot\frac{T''(t)}{N(t)\cdot T(t)} = \frac{X''(x)}{X(x)} = -\lambda^2 < 0. \tag{6}$$

Решим уравнение для пространственной части $X(x)$:

$$X''(x)+\lambda^2 X(x) = 0;\ X(0) = X(l) = 0. \tag{7}$$

Следовательно, получаем классическую задачу Штурма – Лиувилля с решениями:

$$X_n(x) = \sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right);\ \lambda_n = \frac{n\pi}{l},\ n\in N. \tag{8}$$

Подстановка закона изменения силы натяжения струны $N(t)$ в формулу (6) приводит к получению уравнения для временной части $T(t)$:

$$T_n''(t)+\frac{\lambda_n{}^2 N_0}{\rho\cdot F}\left[1+\Psi_a\cos(\Omega t+\varphi)\right]T_n(t) = 0. \tag{9}$$

В данном случае $N(t)$ зависит от времени по гармоническому закону, что усложняет временное уравнение. Структура решения будет включать уравнение Матье с соответствующими коэффициентами, определяемыми начальными условиями.

Приведем данное выражение к уравнению Матье. Сделаем замену переменной:

$$\tau = \frac{\Omega t+\varphi}{2}. \tag{10}$$

Тогда, подставляя выражение (10) в формулу (9), получаем каноническую форму уравнения Матье:

$$\begin{gathered}\frac{\partial^2 T_n}{\partial\tau^2}+\left[\frac{4k_n{}^2}{\Omega^2}+\frac{4k_n{}^2\Psi_a}{\Omega^2}\cos(2\tau)\right]\cdot T_n = 0,\\ a = \frac{4k_n{}^2}{\Omega^2}, q = -\frac{2k_n{}^2\Psi_a}{\Omega^2}, k_n = \frac{n\pi}{l}\sqrt{\frac{N_0}{\rho F}}.\end{gathered} \tag{11}$$

В физическом смысле уравнение Матье описывает колебания механической системы с изменяющимися во времени (чаще всего по периодическому закону) ее параметрами (масса, жесткость, длина, натяжение и т. п.). Такие колебания называют параметрическими. В том случае, когда частота, с которой изменяются ее параметры, близка к частоте собственных колебаний системы, амплитуда колебаний будет неограниченно возрастать. Этот эффект называется параметрическим резонансом.

Общее решение уравнения Матье (11) выражается через четные и нечетные функции Матье [5]:

$$T_n(\tau) = C_{1,n}Ce_\nu(\tau,q)+C_{2,n}Se_\nu(\tau,q), \tag{12}$$

где $Ce_\nu(\tau,q)$ и $Se_\nu(\tau,q)$ – соответственно четная и нечетная функции Матье порядка ν.

Покажем взаимосвязь параметров *a, q, ν* и функций Матье [5]:

$$Ce_\nu = \cos(\nu\tau) - \frac{1}{4}q\left[\frac{\cos(\nu+2)\tau}{\nu+1} - \frac{\cos(\nu-2)\tau}{\nu-1}\right] + \frac{1}{32}q^2\left[\frac{\cos(\nu+4)\tau}{(\nu+1)(\nu+2)} - \frac{\cos(\nu-4)\tau}{(\nu-1)(\nu-2)}\right] -$$
$$-\frac{1}{128}q^3\left[\frac{(\nu^2+4\nu+7)\cos(\nu+2)\tau}{(\nu-1)(\nu+1)^3(\nu+2)} - \frac{(\nu^2-4\nu+7)\cos(\nu-2)\tau}{(\nu+1)(\nu-1)^3(\nu-2)} + \frac{\cos(\nu+6)\tau}{3(\nu+1)(\nu+2)(\nu+3)} -\right.$$
$$\left. -\frac{\cos(\nu-6)\tau}{3(\nu-1)(\nu-2)(\nu-3)}\right] + \ldots$$
$$Se_\nu = \sin(\nu\tau) - \frac{1}{4}q\left[\frac{\sin(\nu+2)\tau}{\nu+1} - \frac{\sin(\nu-2)\tau}{\nu-1}\right] + \frac{1}{32}q^2\left[\frac{\sin(\nu+4)\tau}{(\nu+1)(\nu+2)} - \frac{\sin(\nu-4)\tau}{(\nu-1)(\nu-2)}\right] -$$
$$-\frac{1}{128}q^3\left[\frac{(\nu^2+4\nu+7)\sin(\nu+2)\tau}{(\nu-1)(\nu+1)^3(\nu+2)} - \frac{(\nu^2-4\nu+7)\sin(\nu-2)\tau}{(\nu+1)(\nu-1)^3(\nu-2)} + \frac{\sin(\nu+6)\tau}{3(\nu+1)(\nu+2)(\nu+3)} -\right.$$
$$\left. -\frac{\sin(\nu-6)\tau}{3(\nu-1)(\nu-2)(\nu-3)}\right] + \ldots$$
$$a = \nu^2 + \frac{1}{2(\nu^2-1)}q^2 + \frac{5\nu^2+7}{32(\nu^2-1)^3(\nu^2-4)}q^4 + \frac{9\nu^4+58\nu^2+29}{64(\nu^2-1)^5(\nu^2-4)(\nu^2-9)}q^6 + \ldots \quad (13)$$

Формулы (12) и (13) пригодны для вычислений, если [5]

$$\frac{q^2}{2(\nu^2-1)} << \nu^2,\ \nu > 0,\ \nu \notin Z. \quad (14)$$

Таким образом, для определения порядка функций Матье можно использовать следующую зависимость:

$$\nu \approx \frac{2k_n}{\Omega},\ n \in Z. \quad (15)$$

Для функций Матье выполняются следующие свойства:

$$Ce_\nu(0,q) \neq 0; \frac{\partial}{\partial\tau}Ce_\nu(0,q) = 0,$$
$$Se_\nu(0,q) = 0; \frac{\partial}{\partial\tau}Se_\nu(0,q) \neq 0. \quad (16)$$

Используя свойства функций Матье (16), определим коэффициенты $C_{1,n}$ и $C_{2,n}$ через систему уравнений:

$$C_{1,n}Ce_\nu(0,q) = A_n \rightarrow C_{1,n} = \frac{A_n}{Ce_\nu(0,q)},$$
$$C_{2,n}Se_\nu(0,q) = 0 \rightarrow C_{2,n} = 0. \quad (17)$$

где A_n – коэффициенты разложения функции $f(x)$ по собственным значениям функции $X_n(x)$:

$$A_n = \frac{2}{l}\int_0^l f(x)\sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right)dx \rightarrow \boxed{A_n = \frac{8a}{n^2\pi^2}\sin\left(\frac{n\pi}{2}\right)},\ n \in Z. \quad (18)$$

Подставляя формулы (12) и (8) в выражение (4), с учетом формул (17) и (18) получаем

$$u(x,t)=\sum_{n=1}^{\infty}\frac{A_n}{Ce_{\nu}(0,q)}Ce_{\nu}\left(\frac{\Omega t+\varphi}{2},q\right)\sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right), \tag{19}$$

Окончательно, подставляя полученный результат (19) (в точке $x=0,5l$) в формулу (2) получаем

$$\delta_n(t)=\frac{3n\pi E}{32l^2\sigma_0}\sum_{n=1}^{\infty}\frac{A_n}{Ce_{\nu}(0,q)}Ce_{\nu}\left(\frac{\Omega t+\varphi}{2},q\right)\sin\left(\frac{n\pi}{2}\right). \tag{20}$$

Для точного расчета функций Матье при больших значениях параметра q необходимо использовать численные методы.

Таким образом, решение уравнения поперечных колебаний закрепленной струны при гармоническом законе изменения силы ее натяжения выражается через функции Матье, которые описывают колебания системы с периодически меняющимися ее параметрами. Каждая мода n колебаний имеет амплитуду A_n, определяемую начальным пространственным профилем струны (равнобедренный треугольник), и временную зависимость, заданную функциями Матье.

АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННОГО РЕШЕНИЯ

I. *Устанавливаем закон взаимосвязи амплитуды колебания струны с частотой* Ω *и глубиной* Ψ_a *модуляции силы натяжения струны.*

Уравнение Матье имеет области устойчивости и неустойчивости в пространстве параметров (a,q). Параметрический резонанс возникает $\omega\approx 2k_n$, что соответствует $a\approx 1$. В этой области решения $T_n(t)$ экспоненциально растут:

$$T_n(t)\sim e^{\gamma t}\cdot Ce_{\nu}(\tau,q),\gamma>0. \tag{21}$$

Это важно, потому что при резонансе амплитуда сильно увеличивается, что влияет на погрешность измерений!

Параметр a связан с частотой Ω модуляции, параметр q – с глубиной модуляции Ψ_a.

Для анализа рассмотрим случаи малых $|q|<<1$, где функции Матье упрощаются. В таком случае возможно явно выразить взаимосвязь амплитуды колебаний через частоту Ω модуляции и глубину Ψ_a модуляции изменения силы натяжения струны.

Амплитуда колебаний определяется коэффициентами разложения по модам *n*. Из формулы (19) следует, что для первой моды ($n=1$)

$$u_n\sim C_{1,1}\cdot Ce_{\nu}(\tau,q). \tag{22}$$

При малых $|q|<<1$ с учетом выражения (17) получаем

$$Ce_{\nu}(0,q)\approx 1\rightarrow C_{1,1}\approx A_1. \tag{22}$$

Если резонансная частота $\Omega\approx 2k_1$, а амплитуда модуляции входит в параметр $q\sim\Psi_a$, то вблизи резонанса ($a\approx 1$) амплитуда квадратично зависит от Ψ_a и обратно пропорциональна отклонению частоты от резонансной:

$$u_1^{\,2}\sim\frac{\Psi_a^{\,2}}{(\Omega^2-4k_1^{\,2})^2+\Gamma}, \tag{23}$$

где Γ – параметр затухания (если учитывается диссипация).

Таким образом, определим закон, устанавливающий взаимосвязь амплитуды колебания струны с частотой Ω и глубиной Ψ_a модуляции силы натяжения струны:

$$u_1^2 = K\frac{\Psi_a^2}{(\Omega^2 - 4k_1^2)^2}, \quad (24)$$

где K – константа, зависящая от свойств струны (N_0, ρ, F, l) и начальных условий.

Из рассмотрения формулы (24) следует, что минимизация амплитудной погрешности датчика ($\delta_1 \sim u_1^2$) требует его работы вдали от резонансных частот ($\Omega \approx 2k_1$) и контроля глубины модуляции Ψ_a.

II. *Выявляем особенные и предельные значения для* Ω *и* Ψ_a.

Осуществим физическую интерпретацию параметров.

Параметр Ω представляет собой частоту модуляции силы натяжения. Если Ω приближается к удвоенной собственной частоте моды струны ($2k_n$), возникает параметрический резонанс.

Параметр Ψ_a представляет собой амплитуду модуляции силы натяжения, влияет на глубину модуляции и, следовательно, на интенсивность резонанса.

Области устойчивости и неустойчивости уравнения (11) определяются соотношением параметров a и q. При $a \approx 1$ и малых $|q| << 1$ система находится в зоне параметрического резонанса.

Нижний предел Ω не может быть нулевым, так как модуляция требует периодического изменения силы натяжения. Верхний предел Ω теоретически может быть любым, но при слишком высоких Ω инерция струны не будет успевать реагировать на изменения натяжения и амплитуда колебаний будет уменьшаться. Поэтому верхний предел Ω практически ограничивается конструктивными особенностями системы.

Нижний предел – для $\Psi_a > 0$, так как модуляция требует изменения натяжения. Верхний предел – при больших Ψ_a параметр q становится значительным, что может привести к нелинейным эффектам, не учтенным в линейной модели. Физически чрезмерное Ψ_a может вызвать разрушение струны или выход за пределы упругих деформаций.

Таким образом, пределы для Ω и Ψ_a зависят от конкретной физической системы:

– Ω ограничена снизу необходимостью модуляции и сверху – инерционными свойствами струны;

– Ψ_a ограничена снизу требованием ненулевой модуляции и сверху – устойчивостью системы и линейностью модели.

Проанализируем решения (19) для различных значений параметров системы. Для этого воспользуемся системой компьютерной алгебры MAPL 2024. Исследование проведем для струнного преобразователя, характеристики которого приведены в работе [3]:

– начальная сила натяжения струны $N_0 = 22$ Н;

– начальное отклонение струны от положения равновесия $a = 5 \cdot 10^{-4}$ м;

– длина струны $l = 0{,}1$ м;

– диаметр струны $d_c = 2.5 \cdot 10^{-4}$ м;

– напряжение растяжения струны $\sigma_0 = 350$ МПа;

– модуль упругости материала струны $E = 2.1 \cdot 10^5$ МПА;

– плотность материала струны $\rho = 7800$ кг/м^3.

Обозначим пределы исследования для частоты модуляции Ω.

Нижний предел: Ω должна быть больше нуля, так как модуляция требует периодического изменения силы натяжения струны. Предположим $\Omega >> 0$, чтобы избежать статического режима.

Верхний предел: определяется инерционными свойствами струны и физическими возможностями колебательной системы. При слишком высоких Ω (предположительно $\Omega > 10k_n$) амплитуда колебаний падает, вследствие неспособности струны реагировать на быстрые изменения.

Критическое условие (отсутствие резонанса) сформулируем следующим образом:

$$\Omega \neq 2k_n(1+\varepsilon), \varepsilon > -1, \quad (25)$$

где ε – отклонение от резонанса.

Обозначим пределы исследования для глубины модуляции Ψ_a.

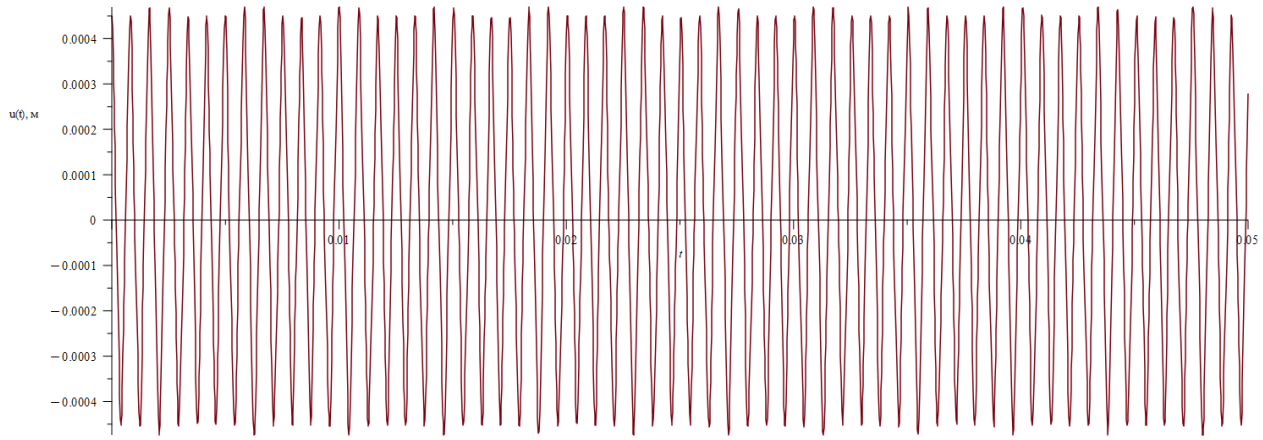
Нижний предел: $\Psi_a > 0$ (не нулевая модуляция). Для заметного эффекта $\Psi_a \geq 0,01N_0$ (1% от статического натяжения).

Верхний предел зависит от устойчивости системы. Предположим:

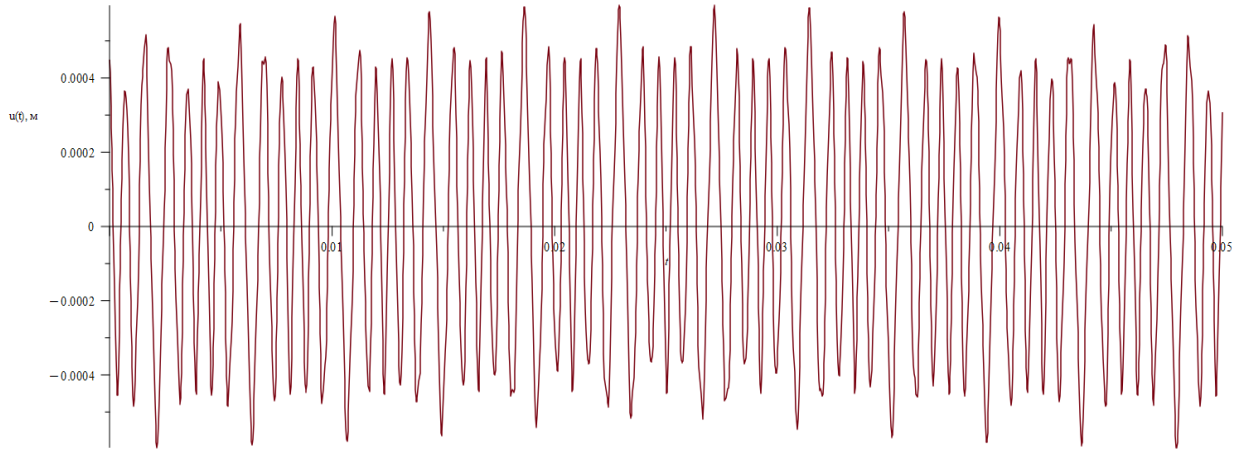
– при $\Psi_a \approx 0,3N_0$, вероятно, возникнут нелинейные эффекты (нарушение линейной модели);

– при $\Psi_a \geq 0,5N_0$, скорее всего, будет потеря устойчивости или разрушение струны.

Результаты представлены на рис. 4–6.



а)

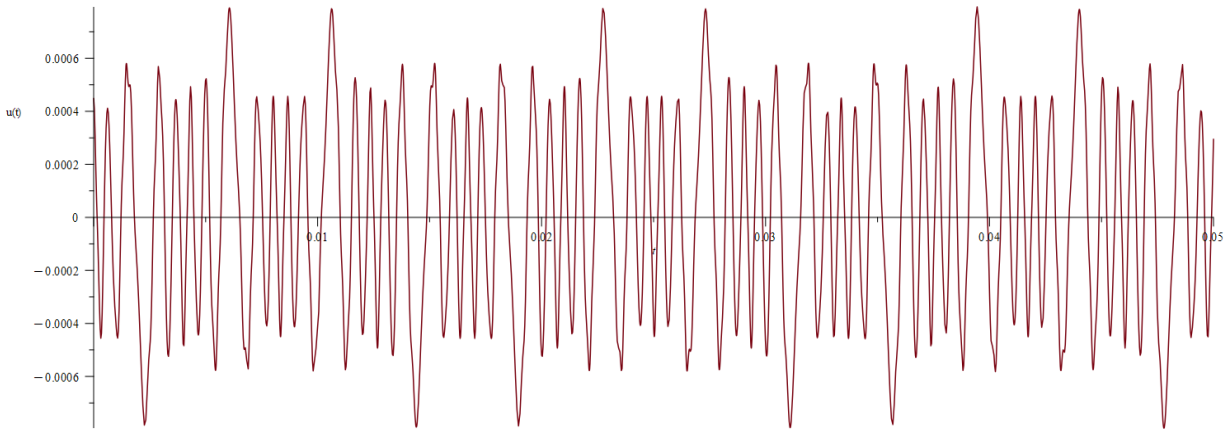


б)

Рис. 4. Изменение амплитуды колебания струны при следующих условиях (начало):

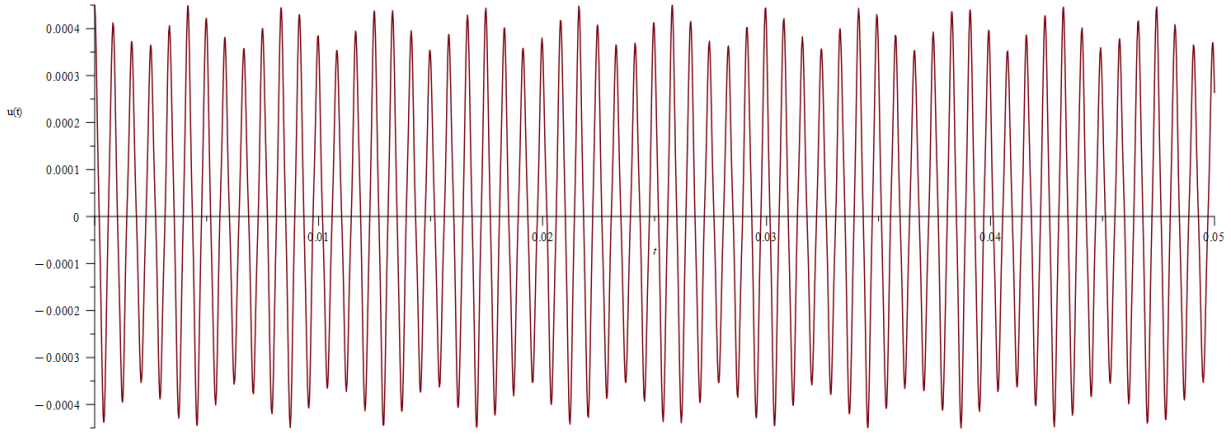
а – $\Omega << 2k_n(\varepsilon = -0.9), \Psi_a = 0,1$; *б* – $\Omega << 2k_n(\varepsilon = -0,9), \Psi_a = 0,5$;

в – $\Omega << 2k_n(\varepsilon = -0.9), \Psi_a = 0,8$

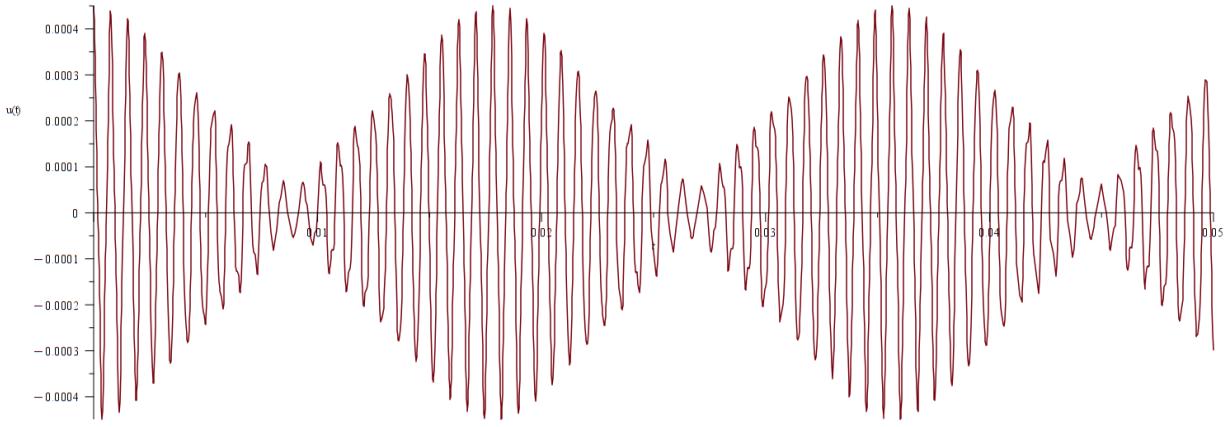


в)

Рис. 4. Изменение амплитуды колебания струны при следующих условиях (окончание):
а – $\Omega << 2k_n(\varepsilon = -0,9), \Psi_a = 0,1$; *б* – $\Omega << 2k_n(\varepsilon = -0,9), \Psi_a = 0,5$;
в – $\Omega << 2k_n(\varepsilon = -0,9), \Psi_a = 0,8$

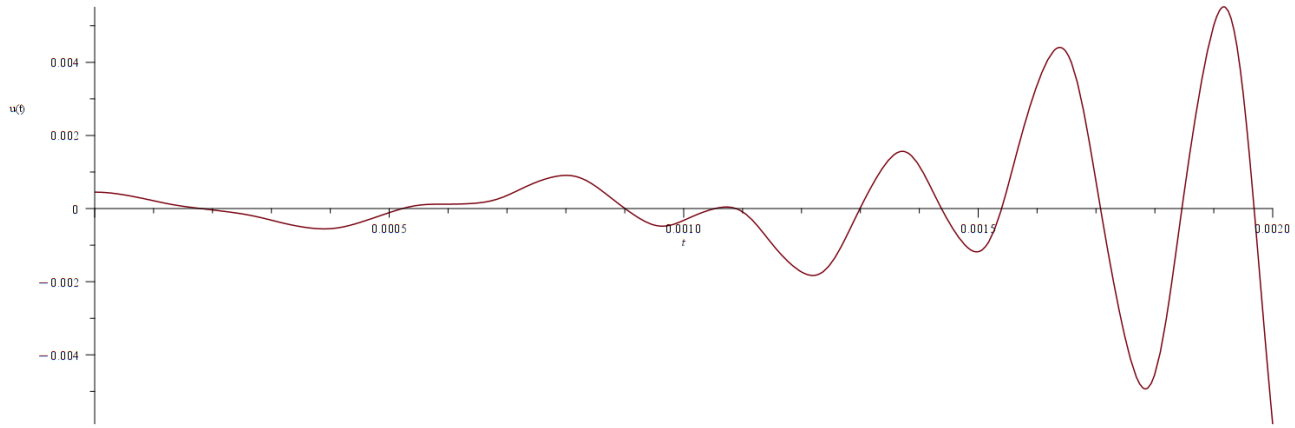


а)



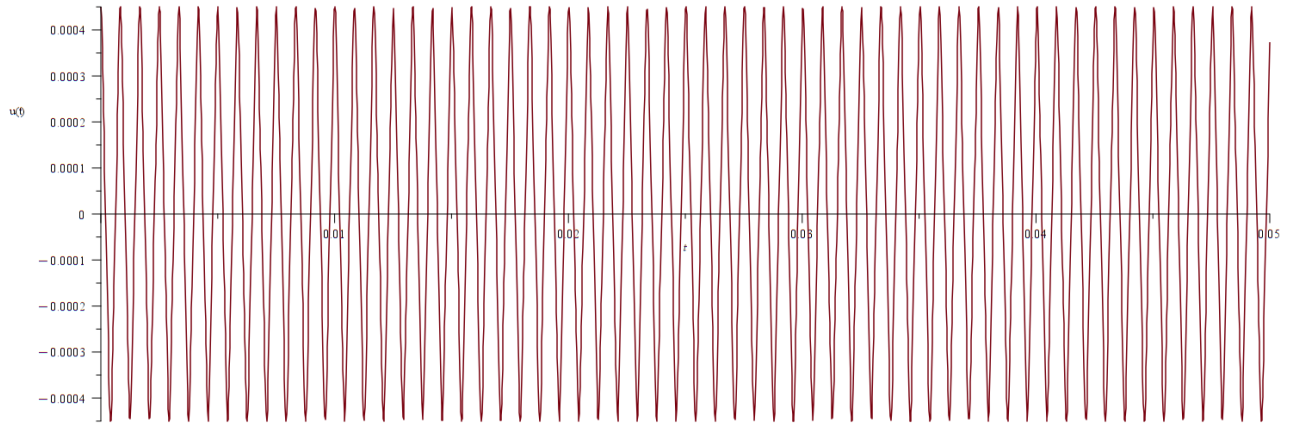
б)

Рис. 5. Изменение амплитуды колебания струны при следующих условиях (начало):
а – $\Omega \approx 2k_n(\varepsilon = 0,1), \Psi_a = 0.1$; *б* – $\Omega \approx 2k_n(\varepsilon = 0,1), \Psi_a = 0,3$;
в – $\Omega \approx 2k_n(\varepsilon = 0,1), \Psi_a = 0,5$

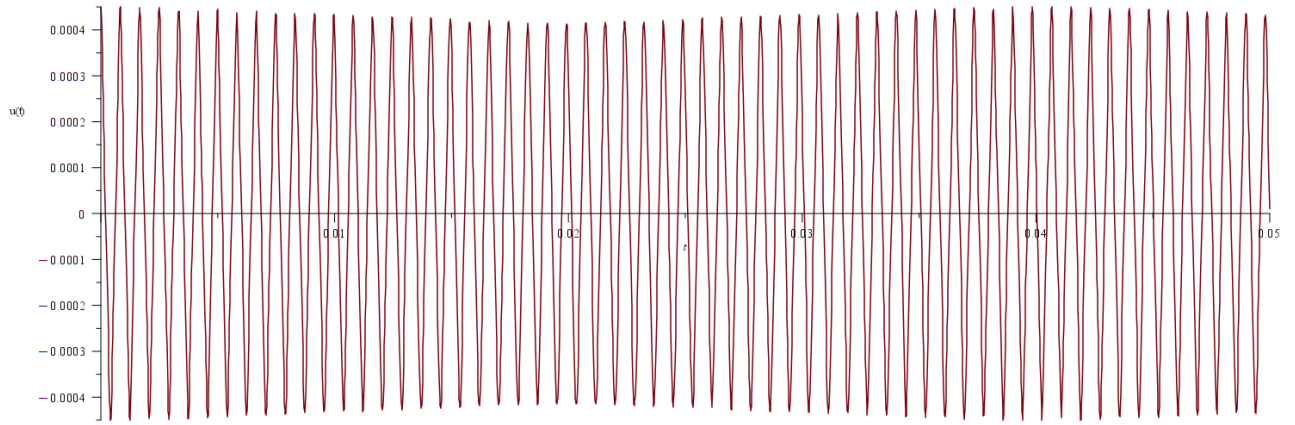


в)

Рис. 5. Изменение амплитуды колебания струны при следующих условиях (окончание):
а – $\Omega \approx 2k_n(\varepsilon = 0{,}1), \Psi_a = 0.1$; *б* – $\Omega \approx 2k_n(\varepsilon = 0{,}1), \Psi_a = 0{,}3$;
в – $\Omega \approx 2k_n(\varepsilon = 0{,}1), \Psi_a = 0{,}5$

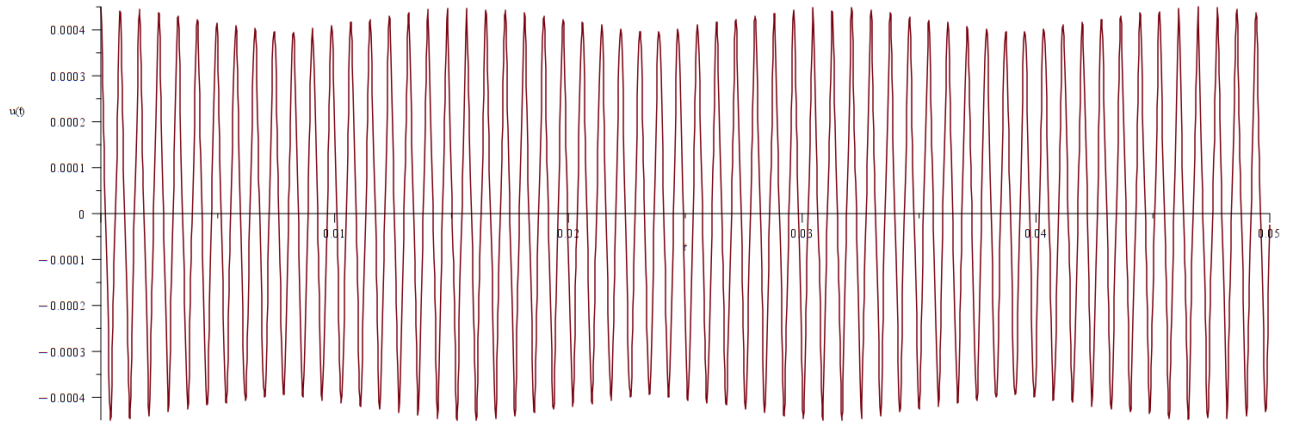


а)



б)

Рис. 6. Изменение амплитуды колебания струны при следующих условиях (начало):
а – $\Omega >> 2k_n(\varepsilon = 1), \Psi_a = 0.1$; *б* – $\Omega >> 2k_n(\varepsilon = 1), \Psi_a = 0{,}5$;
в – $\Omega >> 2k_n(\varepsilon = 1), \Psi_a = 0{,}9$



в)

Рис. 6. Изменение амплитуды колебания струны при следующих условиях (окончание):
а – $\Omega >> 2k_n(\varepsilon = 1), \Psi_a = 0.1$; *б* – $\Omega >> 2k_n(\varepsilon = 1), \Psi_a = 0,5$;
в – $\Omega >> 2k_n(\varepsilon = 1), \Psi_a = 0,9$

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Области устойчивости и неустойчивости уравнения (3) определяются соотношением параметров a и q. При $a \approx 1$ и малых q система находится в зоне параметрического резонанса.

Нижний предел Ω не может быть нулевым, так как модуляция требует периодического изменения силы натяжения. Верхний предел теоретически Ω может быть любым, но при слишком высоких Ω инерция струны не успевает реагировать на изменения натяжения и амплитуда колебаний уменьшается. Поэтому верхний предел Ω практически ограничивается конструктивными особенностями системы (например, максимальной скоростью изменения натяжения).

Нижний предел – для $\Psi_a > 0$, так как модуляция требует изменения натяжения.

При больших Ψ_a параметр q становится значительным, что может привести к нелинейным эффектам, которые не учтены в линейной модели. Физически чрезмерное Ψ_a может вызвать разрушение струны или выход за пределы упругих деформаций.

При проведении эксперимента для конкретного датчика необходимо начинать с резонансной частоты $\Omega = 2k_n$, затем постепенно увеличивать/уменьшать Ω, наблюдая за амплитудой колебаний и таким образом определить диапазон Ω, при котором амплитуда существенно возрастает.

Для Ψ_a нужно начинать с малых значений, проверяя линейность отклика. Затем постепенно увеличивать Ψ_a до появления нелинейных эффектов, например искажения формы колебаний (см. рис 4,*в*). Затем определить критическое Ψ_a, при котором система перестает быть устойчивой (см. рис. 5,*в*).

Таким образом, система может быть линейной, что действительно только при малых Ψ_a и отклонениях Ω от резонансной частоты. При больших Ψ_a требуется учет нелинейных членов в уравнении колебаний (см. рис. 4–6).

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Автогенератор – это система, которая поддерживает колебания без внешнего воздействия, благодаря обратной связи (см. рис. 1,*б*). В контексте струнных преобразователей это может означать, что колебания струны поддерживаются автоматически, без необходимости внешнего периодического импульсного воздействия.

В решении рассмотрен случай гармонической модуляции силы натяжения, что приводило к параметрическому резонансу и экспоненциальному росту амплитуды колебаний. При этом возникает зависимость погрешности от амплитуды колебаний $\delta \sim u_n^2$ (2), что нежелательно для точных измерений.

Если использовать автогенераторный способ, то система сама поддерживает амплитуду колебаний на определенном уровне, избегая экспоненциального роста или убывания. Это теоретически может устранить амплитудную погрешность, связанную с изменением амплитуды во времени. Стоит учесть, что автогенераторные системы имеют свои источники погрешностей, например: шумы в цепи обратной связи, нелинейности компонентов и т. д. Кроме того, поддержание постоянной амплитуды требует точной настройки системы обратной связи, что может быть сложно для реализации на практике.

Целесообразность использования автогенераторного способа зависит от конкретных условий применения, требуемой точности, доступных технологий и ресурсов. Теоретически такой подход может снизить амплитудную погрешность, но практически его реализация требует тщательного анализа и оптимизации. Использование автогенераторного способа возбуждения колебаний струны *целесообразно* для снижения погрешности измерений, связанной с изменением амплитуды колебаний

Преимущества автогенераторного режима:

1. *Устранение амплитудной погрешности*: автогенератор поддерживает стабильную амплитуду колебаний за счет обратной связи, что исключает неконтролируемый рост или убывание амплитуды, характерные для параметрического резонанса. Это напрямую снижает погрешность $\delta \sim u_n^2$, так как u_n^2 остается постоянной.

2. *Минимизация влияния* Ψ_a *и* Ω: в автогенераторной системе амплитуда модуляции Ψ_a и частота Ω автоматически стабилизируются, что уменьшает зависимость погрешности от внешних параметров.

3. *Устойчивость к резонансным эффектам*: система избегает зон параметрического резонанса ($\Omega = 2k_n$), где погрешность максимальна.

В ходе проведенного исследования установлены:

1. *Пределы для значений* Ω *и* Ψ_a.

1.1. *Частота модуляции* Ω:

– нижний предел: Ω должна быть больше нуля, так как модуляция требует периодического изменения натяжения. На практике $\Omega \gg 0$, чтобы избежать статического режима;

– верхний предел: определяется инерционными свойствами струны и возможностями системы. При слишком высоких Ω ($\Omega > 10k_n$) амплитуда колебаний падает из-за неспособности струны реагировать на быстрые изменения.

Критическое условие можно формализовать как выражение $\Omega < 2k_n\,(1 + \varepsilon)$, где ε – допустимое отклонение от резонанса (например, $\varepsilon \approx 0{,}1$).

1.2. Амплитуда модуляции Ψ_a:

– нижний предел: $\Psi_a > 0$ (не нулевая модуляция), для заметного эффекта: $\Psi_a \geq 0{,}01N_0$ (1% от статического натяжения);

– верхний предел зависит от устойчивости системы:

при $\Psi_a \approx 0.3N_0$, вероятно, возникнут нелинейные эффекты (нарушение линейной модели);

при $\Psi_a \geq 0,5N_0$, скорее всего, будет потеря устойчивости или разрушение струны.

Критическое условие: $\Psi_a < 0,2N_0$ для сохранения линейности.

В связи с тем, что резонанс возникает при $\Omega \approx 2k$, то ширина резонансной зоны зависит от Ψ_a: чем больше Ψ_a, тем шире зона неустойчивости. Поэтому для минимизации погрешности нужно избегать резонансных частот ($\Omega \neq 2k$) и ограничить Ψ_a ($\Psi_a < 0,1N_0$), для усиления сигнала использовать $\Omega \approx 2k$ и $\Psi_a \approx 0,05\ldots0,1N_0$.

Таким образом, рабочий диапазон целесообразно принять как

$$\Omega \in (0.1k, 5k),$$

поскольку резонансная зона $\Omega \approx 2k \pm 0.2k$; безопасный диапазон для линейной модели

$$\Psi_a \in (0,01N_0, 0.2N_0).$$

Целесообразно работать вблизи резонансных частот ($\Omega = 2k_n$) для усиления сигнала, но избегать точного совпадения, если *требуется минимизировать погрешность*.

Необходимо поддерживать Ψ_a в диапазоне, где сохраняется линейность системы (обычно $\Psi_a < N_0$, где N_0 – статическое натяжение).

Таким образом, пределы для Ω и Ψ_a зависят от конкретной физической системы:

– Ω ограничена снизу необходимостью модуляции и сверху – инерционными свойствами струны;

– Ψ_a ограничена снизу требованием ненулевой модуляции и сверху – устойчивостью системы и линейностью модели.

Список использованных источников

1. *Осадчий Е. П.* Проектирование датчиков для измерения механических величин. – М. : Машиностроение, 1979. – С. 285–331.

2. *Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Работоспособность систем мониторинга специальных сооружений при изменении параметров кабельной сети // Вопросы оборонной техники : научно-техн. журн.. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – Вып. 133-134. – СПб. : НТЦ «Информтехника», 2019. – С. 142–149.

3. *Гусев Н. Н., Бурлуцкий С. Г., Маслов В. О.* Экспериментальные исследования амплитуды колебания струны в частотных преобразователях // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – № 4. – С. 9–15.

4. *Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Повышение помехоустойчивости систем испытаний и долговременного контроля стартовых сооружений после аварийных ситуаций на объектах космической инфраструктуры // Материалы всероссийской научно-технической конференции «Проблемы обеспечения функционирования и развития наземной инфраструктуры комплексов систем вооружения». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – С. 17–21.

5. *Мак-Лахлан Н.В.* Теория и приложения функций Матье / пер. с англ. В. А. Братановского. – М. : Изд-во иностр. лит., 1953. – 474 с.

Е. О. Добрышкин[1],
кандидат технических наук;
Д. А. Эльцофон[2]
[1] ВА МТО имени генерала армии А. В. Хрулёва, г. Санкт-Петербург.
[2] ВКА имение А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ СТРУННЫМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО МОНИТОРИНГА В НЕСТАЦИОНАРНЫХ УСЛОВИЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТЕПЕННЫХ ФУНКЦИЙ

Рассматривается вопрос о возможности применения струнных преобразователей для измерения динамически меняющихся неэлектрических величин. Поставлена математическая задача исследования. Выполнено решение уравнения поперечных колебаний закрепленной струны при степенном законе изменения силы ее натяжения. Приведены математические выкладки полученного решения. Выведены зависимости амплитудной погрешности струнного преобразователя при степенном законе изменения силы натяжения его струны.

Ключевые слова: струнный преобразователь, переменная сила натяжения, задача Штурма – Лиувилля, функция Бесселя, амплитудная погрешность.

ВВЕДЕНИЕ

Струнные преобразователи, входящие в состав многих систем автоматизированного мониторинга, применяются для измерения различных параметров: давления, усилия, деформации, температуры и других неэлектрических величин.

К достоинствам струнных преобразователей следует отнести [1]:

– простоту конструкции;
– надежность;
– стабильность показаний;
– невосприимчивость к электрическим помехам;
– устойчивость к влажной среде;
– способность передавать сигнал на большие расстояния без каких-либо искажений;
– удобство преобразования частотного сигнала в цифровой код.

Также они не лишены недостатков. Основным из них является низкая точность при измерении динамических величин.

В ходе экспериментальных исследований [2,3] установлено, что основной погрешностью струнных датчиков является амплитудная погрешность. Выражение для относительной амплитудной погрешности измерения частоты колебаний струны имеет вид [4]:

$$\delta_n = \frac{3n\pi E}{32l^2\sigma_0}\cdot u_n^{\,2}, \qquad (1)$$

где E – модуль упругости материала струны, Н/м^2;

u_n – амплитуда колебаний, м;

σ_0 – напряжение растяжения в струне, определенное для линейной системы, т. е. при бесконечно малой амплитуде колебаний струны u, Н/м^2;

l – длина струны, м;

n – номер гармоники.

Полученные в эксперименте [3] значения амплитуды колебаний струны в интервале от 0,05 до 0,5 мм при длине рабочего участка струны 0,1 м при постоянной длительности и ам-

плитуде импульса возбуждения приводят к относительной погрешности измерения контролируемого параметра НДС до 22%.

Область применения систем мониторинга на основе струнных преобразователей охватывает, в том числе, и мониторинг таких критически важных и промышленно опасных объектов, к которым относятся:

– гидротехнические сооружения (плотины, дамбы, шлюзы);
– сооружения транспортной инфраструктуры (мосты, эстакады, тоннели);
– объекты энергетики (АЭС, ТЭС, ГЭС, ЛЭП);
– уникальные здания и сооружения (небоскребы, подземные сооружения);
– промышленные и опасные объекты (резервуары для хранения нефтепродуктов и химикатов, напорные трубопроводы) и т. д.

В ходе эксплуатации данные объекты часты испытывают не только статические, но и динамические нагрузки, однако попытка измерения струнным преобразователем динамически меняющейся величины приведет к тому, что сила натяжения струны также будет динамически меняться. Это неизбежно приведет к изменению амплитуды колебаний непосредственно в процессе измерения, а, следовательно, и погрешности измерения, что будет означать «непредсказуемость» результатов, что определяет актуальность данного направления и

Не исследованность влияния динамики изменения измеряемых величин на амплитуду колебания струны датчика определяет направления дальнейшей работы в данной предметной области и ставит следующие задачи:

– определить как пригодность в целом, так и границы применимости струнных преобразователей при измерении динамически меняющихся величин;
– вывести взаимосвязи для определения амплитудной погрешности в зависимости от динамики изменения измеряемых величин, учесть различный характер законов их изменения;
– на основе полученных результатов подготовить предложения по повышению точности измерения струнными датчиками динамически меняющихся величин.

ПОСТАНОВКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ

С целью разрешения данных вопросов поставлена математическая задача исследования: необходимо решить уравнение поперечных колебаний закрепленной струны при переменной во времени силе ее натяжения:

$$\begin{cases} \rho F \dfrac{\partial^2 u(x,t)}{\partial t^2} - N(t)\dfrac{\partial^2 u(x,t)}{\partial x^2} = 0 \\ N(t) = N_0\left(1+\dfrac{t}{t_0}\right)^{\alpha},\ \alpha \in R \\ \text{ГУ: } x = 0 \cap x = l \rightarrow u(0,t) = u(l,t) = 0 \\ \text{НУ: } \begin{cases} u(x,0) = f(x) = a\left(1-2\left|\dfrac{x}{l}-0.5\right|\right) \\ \dfrac{\partial u(x,0)}{\partial t} = 0 \end{cases} \end{cases}, \quad (2)$$

где x – координата вдоль струны, м;
t – время проведения измерения, с;
$u(x,t)$ – отклонение от нейтральной прямой (ось O_x), м;
ρ – плотность материала струны, кг/м^3;
F – площадь поперечного сечения струны, м^2;

$N(t)$ – сила натяжения струны, Н;

α – показатель степени.

Граничные условия соответствуют закрепленной на концах струне.

Начальные условия соответствуют отклонению струны от нейтральной прямой по форме равнобедренного треугольника и началу движения без ускорения.

Результат решения (2) необходимо подставить в формулу (1) для определения погрешности струнного преобразователя в зависимости от изменения амплитуды колебаний.

На практике, подобная ситуация может возникать в случае возникновения чрезвычайных ситуаций различного характера: неконтролируемого изменения давления в системе, проведении земляных работ в районе расположения объекта, быстрого возрастания внешней нагрузки на сооружение и других ситуаций, которые способны приводить к быстрому изменению измеряемых величин.

РЕШЕНИЕ ПОСТАВЛЕННОЙ ЗАДАЧИ

Подставив закон изменения силы натяжения струны $N(t)$ в уравнение колебаний, получим

$$\rho F \frac{\partial^2 u(x,t)}{\partial t^2} - N_0 \left(1+\frac{t}{t_0}\right)^{\alpha} \frac{\partial^2 u(x,t)}{\partial x^2} = 0 \tag{3}$$

По методу Фурье разделим переменные:

$$u(x,t) = X(x)\cdot T(t). \tag{4}$$

Подставим полученное значение (4) в формулу (3), тогда

$$\rho \cdot F \cdot T''(t)\cdot X(x) = N(t)\cdot X''(x)\cdot T(t) \tag{5}$$

$$\rho \cdot F \cdot \frac{T''(t)}{N(t)\cdot T(t)} = \frac{X''(x)}{X(x)} = -\lambda^2 < 0, \tag{6}$$

$$\frac{X''(x)}{X(x)} = -\lambda^2;\ \frac{T''(t)}{T(t)} = -\frac{\lambda^2 N_0}{\rho \cdot F}\left(1+\frac{t}{t_0}\right)^{\alpha}. \tag{7}$$

Решим уравнение для пространственной части $X(x)$:

$$X''(x) + \lambda^2 X(x) = 0;\ X(0) = X(l) = 0. \tag{8}$$

Следовательно, получаем классическую задачу Штурма – Лиувилля с решениями:

$$X_n(x) = \sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right);\ \lambda_n = \frac{n\pi}{l},\ n = 1,2,3... \tag{9}$$

Решим уравнение для временной части $T(t)$:

$$T_n''(t) + \frac{\lambda_n{}^2 N_0}{\rho \cdot F}\left(1+\frac{t}{t_0}\right)^{\alpha} T_n(t) = 0; \tag{10}$$

Введем параметр $k_n = \dfrac{\lambda_n{}^2 N_0}{\rho \cdot F \cdot t_0{}^{\alpha}}$, чтобы упростить уравнение

$$T_n''(t)+k_n\left(t_0+t\right)^{\alpha}T_n(t)=0. \tag{11}$$

Указанное уравнение описывает нестационарные колебания струны. Построим его решение, используя специальные функции (функции Бесселя). Для степенного закона изменения с показателем α решение может быть выражено через функции Бесселя первого рода порядка $\pm\nu$, где ν зависит от α.

Для приведения уравнения (11) к каноническому виду уравнения Бесселя выполним замену переменных:

$$\begin{gathered}\tau=t_0+t,\ z=z_n(t)=\frac{2\sqrt{k_n}}{\alpha+2}\tau^{\frac{\alpha+2}{2}},\ z_n{}^2(t)=\frac{4k_n}{\left(\alpha+2\right)^2}\cdot\tau^{\alpha+2},\\ \frac{\partial\tau}{\partial t}=1,\ \frac{\partial z_n(t)}{\partial t}=\sqrt{k_n}\tau^{\frac{\alpha}{2}},\ T=T_n(t)=\sqrt{\tau}\cdot Y(z_n).\end{gathered} \tag{12}$$

Тогда

$$\frac{\partial T_n(t)}{\partial t}=\frac{1}{2\sqrt{\tau}}Y(z_n)+\sqrt{\tau}\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}\cdot\frac{\partial z_n}{\partial t}=\frac{1}{2\sqrt{\tau}}Y(z_n)+\sqrt{k_n}\tau^{\frac{\alpha+1}{2}}\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n};$$

$$\begin{gathered}\frac{\partial^2T_n(t)}{\partial t^2}=-\frac{1}{4\sqrt{\tau^3}}Y(z_n)+\frac{1}{2\sqrt{\tau}}\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}\cdot\sqrt{k_n}\tau^{\frac{\alpha}{2}}+\sqrt{k_n}\cdot\frac{\alpha+1}{2}\cdot\tau^{\frac{\alpha-1}{2}}\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}+\sqrt{k_n}\cdot\tau^{\frac{\alpha+1}{2}}\cdot\frac{\partial^2Y(z_n)}{\partial z_n{}^2}\cdot\sqrt{k_n}\tau^{\frac{\alpha}{2}}=\\ =-\frac{1}{4\sqrt{\tau^3}}Y(z_n)+\sqrt{k_n}\cdot\frac{\alpha+2}{2}\cdot\tau^{\frac{\alpha-1}{2}}\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}+k_n\cdot\tau^{\frac{\alpha+2}{2}}\cdot\frac{\partial^2Y(z_n)}{\partial z_n{}^2}.\end{gathered} \tag{13}$$

Подставляя выражение (13) в формулу (11), получим уравнение Бесселя:

$$k_n\cdot\tau^{\frac{\alpha+2}{2}}\cdot\frac{\partial^2Y(z_n)}{\partial z_n{}^2}+\sqrt{k_n}\cdot\frac{\alpha+2}{2}\cdot\tau^{\frac{\alpha-1}{2}}\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}-\frac{1}{4\sqrt{\tau^3}}Y(z_n)+k_n\tau^{\alpha}\sqrt{\tau}Y(z_n)=0\ \Big|\times4\sqrt{\tau^3}\rightarrow$$

$$\rightarrow4k_n\cdot\tau^{\alpha+2}\cdot\frac{\partial^2Y(z_n)}{\partial z_n{}^2}+2\sqrt{k_n}\cdot\left(\alpha+2\right)\cdot\tau^{\frac{\alpha+2}{2}}\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}+\left(4k_n\tau^{\alpha+2}-1\right)Y(z_n)=0\ \rightarrow$$

$$\rightarrow\left(\alpha+2\right)^2\cdot z_n{}^2\cdot\frac{\partial^2Y(z_n)}{\partial z_n{}^2}+\left(\alpha+2\right)\cdot z_n\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}+\left(\left(\alpha+2\right)^2\cdot z_n{}^2-1\right)Y(z_n)=0\ \rightarrow$$

$$\rightarrow\boxed{z_n{}^2\cdot\frac{\partial^2Y(z_n)}{\partial z_n{}^2}+z_n\cdot\frac{\partial Y(z_n)}{\partial z_n}+\left(z_n{}^2-\frac{1}{\left(\alpha+2\right)^2}\right)Y(z_n)=0,} \tag{14}$$

где порядок функции Бесселя:

$$\begin{gathered}\nu=\frac{1}{\alpha+2},\ \alpha\geq0\ \rightarrow\ z_n(t)=2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot\tau^{\frac{1}{2\nu}},\\ t=0:\ z_n\left(0\right)=2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}.\end{gathered} \tag{15}$$

При нецелых ν (в случае $\alpha>-1$) функции Бесселя линейно независимы и образуют фундаментальную систему решений уравнения (14):

$$Y(z_n) = C_1 \cdot J_\nu(z_n) + C_2 \cdot J_{-\nu}(z_n), \tag{16}$$

и, следовательно,

$$T_n(t) = \sqrt{\tau} \cdot \left[C_{1,n} \cdot J_\nu(z_n) + C_{2,n} \cdot J_{-\nu}(z_n) \right], \tag{17}$$

где $J_\nu(z_n)$ и $J_{-\nu}(z_n)$ – функции Бесселя первого рода порядка ν и $-\nu$ соответственно;

$C_{1,n}$; $C_{2,n}$ – константы, определяемые из начальных условий.

В формуле (17)

$$J_\nu(z_n) = \left(\frac{z_n}{2}\right)^\nu \frac{1}{\Gamma(\nu+1)} + \ldots,\ J_{-\nu}(z_n) = \left(\frac{z_n}{2}\right)^{-\nu} \frac{1}{\Gamma(-\nu+1)} + \ldots,$$

где $\Gamma(x)$ – гамма-функция.

При целых значениях ν решение требует уточнения!

Для учета начальных условий требуется разложение $f(x)$ в ряд по собственным значениям функции $X_n(x)$:

$$f(x) = \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right), \tag{18}$$

где коэффициенты:

$$A_n = \frac{2}{l}\int_0^l f(x)\sin\left(\frac{n\pi x}{l}\right)dx. \tag{19}$$

Для заданного треугольного профиля получаем:

$$\begin{cases} 0 \le x \le \dfrac{l}{2}:\ f(x) = \dfrac{2ax}{l} \\ \dfrac{l}{2} \le x \le l:\ f(x) = 2a\left(1 - \dfrac{x}{l}\right) \end{cases} \rightarrow$$

$$\int_0^{\frac{l}{2}} \frac{2ax}{l}\sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right)dx = \frac{2a}{l}\int_0^{\frac{l}{2}} x\sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right)dx = \frac{2a}{l}\left(-\frac{x\cos\left(\frac{\pi n x}{l}\right)}{\frac{\pi n}{l}}\Bigg|_0^{\frac{l}{2}} + \int_0^{\frac{l}{2}} \frac{\cos\left(\frac{\pi n x}{l}\right)}{\frac{\pi n}{l}}dx \right) =$$

$$= \frac{2a}{l}\left(-\frac{l}{\pi n}x\cos\left(\frac{\pi n x}{l}\right)\Bigg|_0^{\frac{l}{2}} + \frac{l^2}{\pi^2 n^2}\sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right)\Bigg|_0^{\frac{l}{2}} \right) = -\frac{al}{\pi n}\cos\left(\frac{\pi n}{l}\right) + \frac{2al}{\pi^2 n^2}\sin\left(\frac{\pi n}{l}\right); \tag{20}$$

$$\frac{2a}{l}\int_{\frac{l}{2}}^{l}(l-x)\sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right)dx = \frac{2a}{l}\left(-\frac{(l-x)\cos\left(\frac{\pi n x}{l}\right)}{\frac{\pi n}{l}}\Bigg|_{\frac{l}{2}}^{l} - \int_{\frac{l}{2}}^{l} \frac{\cos\left(\frac{\pi n x}{l}\right)}{\frac{\pi n}{l}}dx \right) =$$

$$= \frac{2a}{l}\left(\frac{l^2}{2\pi n}\cos\left(\frac{\pi n}{l}\right) - \frac{l^2}{\pi^2 n^2}\left(\sin(\pi n) - \sin\left(\frac{\pi n}{2}\right) \right) \right) = \frac{al}{\pi n}\cos\left(\frac{\pi n}{l}\right) - \frac{2al}{\pi^2 n^2}\sin\left(\frac{\pi n}{2}\right);$$

$$A_n = \frac{2}{l}\left(\frac{2a}{l}\int_0^{\frac{l}{2}} x\sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right)dx + \frac{2a}{l}\int_{\frac{l}{2}}^{l}(l-x)\sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right)dx \right) \rightarrow$$

$$\rightarrow \boxed{A_n = \frac{8a}{n^2\pi^2}\sin\left(\frac{n\pi}{2}\right)}.$$

Физическая интерпретация при этом заключается в том, что четные гармоники $(n = 2,4,...)$ обнуляются из-за симметрии треугольного профиля, а амплитуды нечетных гармоник убывают как $\frac{1}{n^2}$. Ряд сходится равномерно благодаря убыванию коэффициентов $A_n \sim \frac{1}{n^2}$

Начальное условие $\frac{\partial u(x,0)}{\partial t} = 0$ приводит к тому, что

$$T'_n(0) = 0. \tag{21}$$

Проанализируем поведение функций $J_\nu(z_n)$ и $J_{-\nu}(z_n)$:

$$J_\nu(z_n) = \left(\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot\tau^{\frac{1}{2\nu}}\right)^\nu \cdot \frac{1}{\Gamma(\nu+1)} + ... = \frac{\left(\sqrt{k_n}\right)^\nu \cdot \nu^\nu \cdot \sqrt{\tau}}{\Gamma(\nu+1)} + ... \tag{22}$$

$$J_{-\nu}(z_n) = \left(\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot\tau^{\frac{1}{2\nu}}\right)^{-\nu} \cdot \frac{1}{\Gamma(-\nu+1)} + ... = \frac{1}{\left(\sqrt{k_n}\right)^\nu \cdot \nu^\nu \cdot \sqrt{\tau}\cdot\Gamma(-\nu+1)} + ... \tag{23}$$

Из выражений (15) и (22) следует, что при $t = 0$ имеем

$$\sqrt{\tau}\cdot J_\nu(z_n)\Big|_{t=0} = \frac{\left(\sqrt{k_n}\right)^\nu \cdot \nu^\nu \cdot t_0}{\Gamma(\nu+1)} + ... = \sqrt{t_0}\cdot J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right). \tag{24}$$

Из формул (15) и (23) следует, что при $t = 0$ имеем

$$\sqrt{\tau}\cdot J_{-\nu}(z_n)\Big|_{t=0} = \frac{1}{\left(\sqrt{k_n}\right)^\nu \cdot \nu^\nu \cdot \Gamma(-\nu+1)} + ... = \sqrt{t_0}\cdot J_{-\nu}(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}). \tag{25}$$

Учитывая НУ в формуле (1) и уравнения (4) и (18), имеем

$$u(x,0) = \sum_{n=1}^{\infty} T_n(t)\Big|_{t=0} \cdot \sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right) = f(x) = \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin\left(\frac{\pi n x}{l}\right), \tag{26}$$

следовательно,

$$T_n(t)\Big|_{t=0} = A_n. \tag{27}$$

Подставляя выражение (27) в (17), с учетом формул (24) и (25) получим при $t = 0$:

$$T_n(0) = \sqrt{t_0}\cdot\left[C_{1,n}\cdot J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) + C_{2,n}\cdot J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)\right] = A_n;$$

$$\frac{\partial T_n(t)}{\partial t} = \frac{1}{2\sqrt{\tau}}\cdot\left(C_{1,n}\cdot J_\nu(z_n) + C_{2,n}\cdot J_{-\nu}(z_n)\right) + \sqrt{\tau}\cdot\left(C_{1,n}\cdot J_\nu'(z_n)\cdot z_n' + C_{2,n}\cdot J_{-\nu}'(z_n)\cdot z_n'\right);$$

$$\frac{\partial T_n(0)}{\partial t} = \frac{1}{2\sqrt{t_0}}\cdot\left(C_{1,n}\cdot J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) + C_{2,n}\cdot J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)\right) + \tag{28}$$

$$+\sqrt{t_0}\cdot\left(C_{1,n}\cdot J_\nu'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) + C_{2,n}\cdot J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)\right)\cdot\sqrt{k_n}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}-1} \rightarrow \text{с учетом (21)} \rightarrow$$

$$\rightarrow \frac{\partial T_n(0)}{\partial t} = \frac{1}{2t_0}\cdot A_n + \sqrt{t_0}\cdot\left(C_{1,n}\cdot J_\nu'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) + C_{2,n}\cdot J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)\right)\cdot\sqrt{k_n}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}-1} = 0$$

Таким образом, получаем систему уравнений:

$$\begin{cases} \sqrt{t_0}\cdot\left[C_{1,n}\cdot J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)+C_{2,n}\cdot J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)\right]=A_n \\ \frac{1}{2t_0}\cdot A_n+\sqrt{t_0}\cdot\left(C_{1,n}\cdot J_\nu'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)+C_{2,n}\cdot J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)\right)\cdot\sqrt{k_n}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}-1}=0 \end{cases} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow \begin{cases} C_{1,n}\cdot J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)+C_{2,n}\cdot J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)=\frac{A_n}{\sqrt{t_0}} \\ C_{1,n}\cdot J_\nu'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)+C_{2,n}\cdot J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right)=-\frac{A_n}{2\sqrt{k_n}\cdot\sqrt{t_0}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}} \end{cases}. \quad (29)$$

Главный определитель $\Delta = W \neq 0$, где W – вронскиан линейно независимых решений линейного однородного ДУ. Коэффициенты $C_{1,n}$, $C_{2,n}$ в выражении (29) однозначно определяются по формулам Крамера:

$$C_{1,n}=\frac{\Delta_1}{\Delta}=\frac{1}{\Delta}\cdot\begin{vmatrix} \frac{A_n}{\sqrt{t_0}} & J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) \\ -\frac{A_n}{2\sqrt{k_n}\cdot\sqrt{t_0}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}} & J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) \end{vmatrix}=\frac{1}{\Delta}\cdot\frac{A_n}{\sqrt{t_0}}\cdot\begin{vmatrix} 1 & J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) \\ -\frac{1}{2\sqrt{k_n}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}} & J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) \end{vmatrix}. \quad (30)$$

Аналогично

$$C_{2,n}=\frac{\Delta_2}{\Delta}=\frac{1}{\Delta}\cdot\frac{A_n}{\sqrt{t_0}}\cdot\begin{vmatrix} J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) & 1 \\ J_\nu'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) & -\frac{1}{2\sqrt{k_n}\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}} \end{vmatrix}, \quad (31)$$

где $\Delta=\begin{vmatrix} J_\nu\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) & J_{-\nu}\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) \\ J_\nu'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) & J_{-\nu}'\left(2\sqrt{k_n}\cdot\nu\cdot t_0^{\frac{1}{2\nu}}\right) \end{vmatrix}$.

Производные функций Бесселя $J_\nu(z)$ и $J_{-\nu}(z)$ в общем случае определяются по формулам [5]:

$$J_\nu'(z_n)=\frac{d}{dt}J_\nu(z_n)=\frac{dJ_\nu(z_n)}{dz_n}\cdot\frac{dz_n}{dt},$$

$$J_\nu'\left(z_n(0)\right)=\frac{d}{dt}J_\nu\left(z_n(0)\right)=\frac{dJ_\nu\left(z_n(0)\right)}{dz_n}, \quad (32)$$

$$\frac{dJ_\nu(z_n)}{dz_n}=\frac{\nu}{z_n}J_\nu(z_n)-J_{\nu+1}(z_n),$$

$$\frac{dJ_{-\nu}(z_n)}{dz_n} = -\frac{\nu}{z_n} J_{-\nu}(z_n) - J_{-\nu+1}(z_n).$$

Таким образом, подставляя формулы (9) и (17) в выражение (4) с учетом полученных результатов (12), (15), (20), (30)–(32) окончательно уравнение поперечного движения струны при степенном законе изменения силы натяжения струны имеет вид:

$$u(x,t) = \sqrt{t_0 + t} \sum_{n=1}^{\infty} \left(C_{1,n} \cdot J_{\nu}(z_n) + C_{2,n} \cdot J_{-\nu}(z_n) \right) \cdot \sin\left(\frac{n\pi x}{l} \right). \quad (33)$$

Наконец, для определения влияния изменения силы натяжения по заданному в (2) закону на точность измерения, необходимо подставить решение (33) в точке $x = 0.5l$ в (1):

$$\delta_n(t) = \frac{3n\pi E}{32 l^2 \sigma_0} \cdot (t_0 + t) \cdot \sum_{n=1}^{\infty} \left(C_{1,n} \cdot J_{\nu}(z_n) + C_{2,n} \cdot J_{-\nu}(z_n) \right)^2 \cdot \sin^2\left(\frac{n\pi}{2} \right). \quad (34)$$

Таким образом, решение уравнения поперечных колебаний закрепленной струны при изменения силы ее натяжения по степенному закону выражается через функции Бесселя порядка ν ($\nu > -1$).

АНАЛИЗ ПОЛУЧЕННОГО РЕШЕНИЯ

Исследование проведем для струнного преобразователя, характеристики которого приведены в работе [3]:

- начальная сила натяжения струны $N_0 = 22$ Н;
- начальное отклонение струны от положения равновесия $a = 5 \cdot 10^{-4}$ м;
- длина струны $l = 0{,}1$ м;
- диаметр струны $d_c = 2.5 \cdot 10^{-4}$ м;
- напряжение растяжения струны $\sigma_0 = 350$ МПа;
- модуль упругости материала струны $E = 2.1 \cdot 10^5$ МПА;
- плотность материала струны $\rho = 7800$ кг/м^3.

Для этого воспользуемся системой компьютерной алгебры MAPL 2024. Результаты приведены на рис. 1–5.

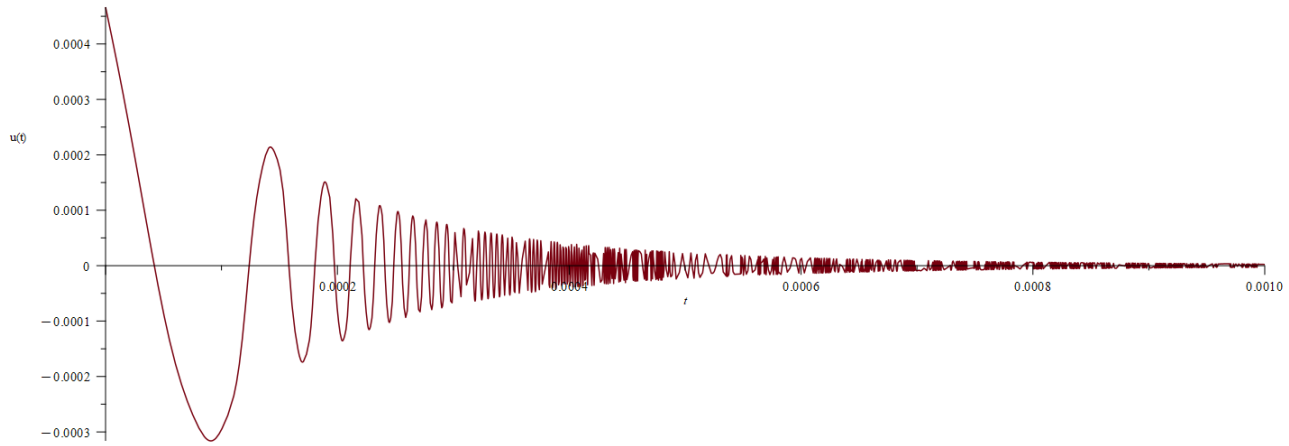
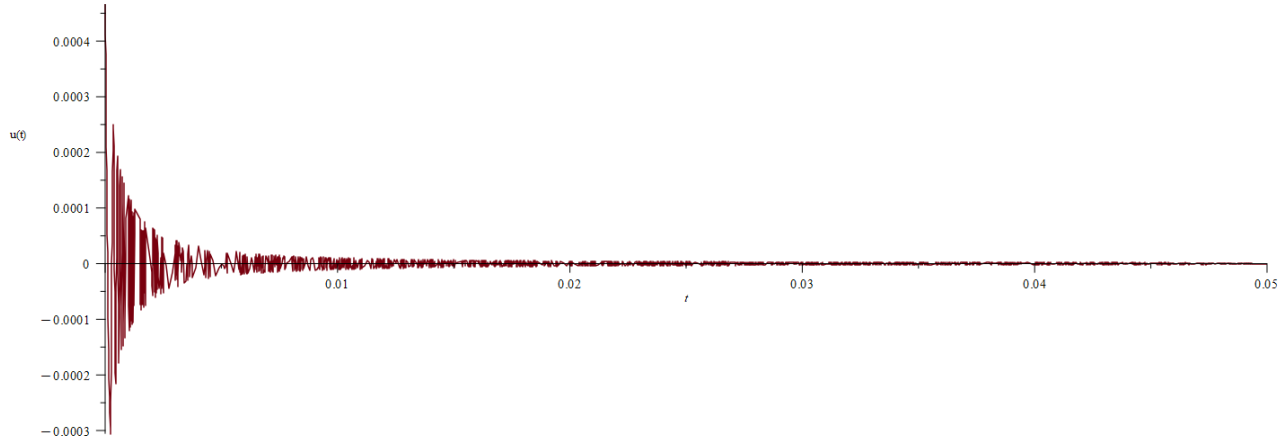
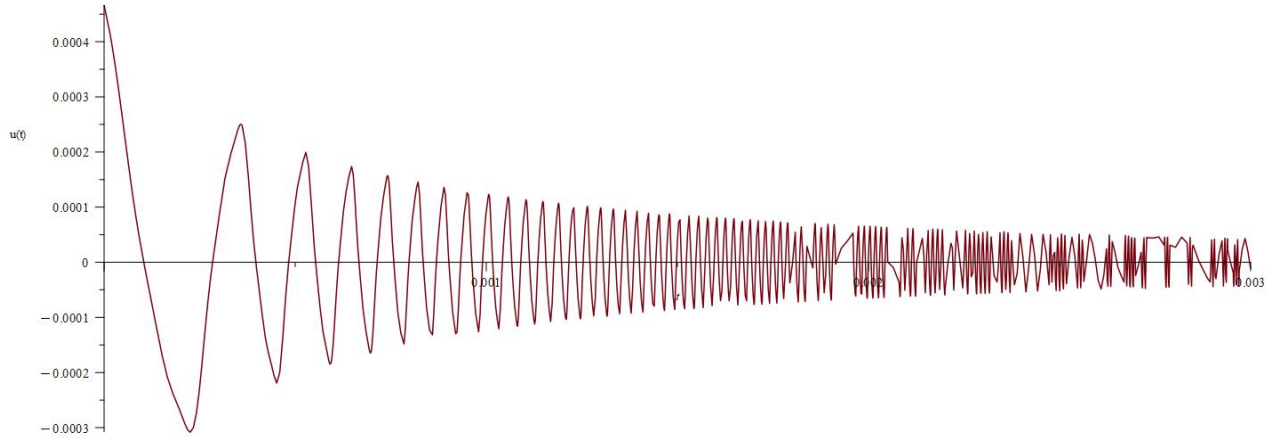


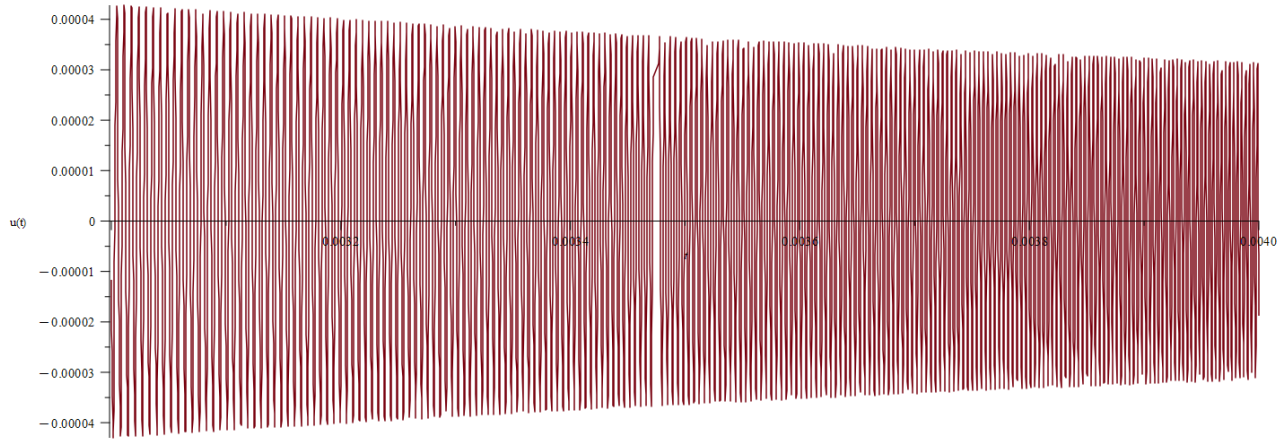
Рис. 1. Амплитуда колебаний струны при $\alpha = 20$ на интервале времени $t = 0 .. 0{,}001$ с



а)



б)



в)

Рис. 2. Амплитуда колебаний струны при α = 5 на интервале времени: а – t = 0 .. 0,05 с; б – t = 0 .. 0,003 с; в – t = 0,003 .. 0,004 с

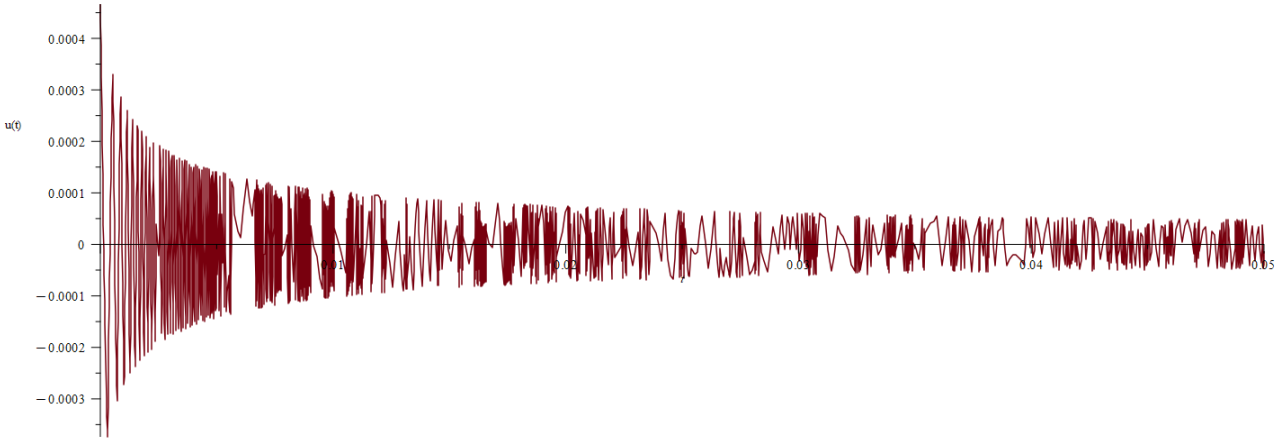


Рис. 3. Амплитуда колебаний струны при $\alpha = 2$ на интервале времени $t = 0 .. 0{,}05$ с

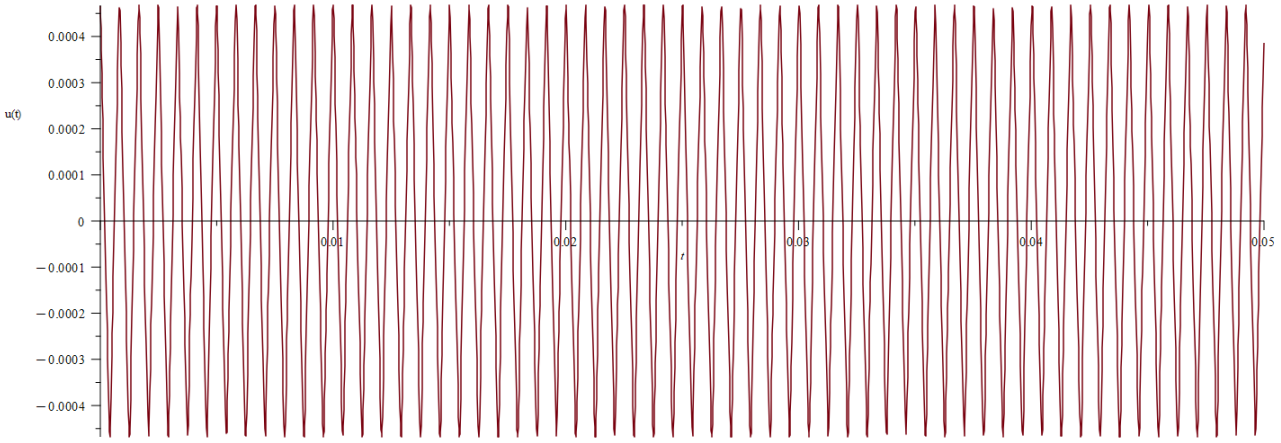


Рис. 4. Амплитуда колебаний струны при $\alpha = 0$ на интервале времени $t = 0 .. 0{,}05$ с

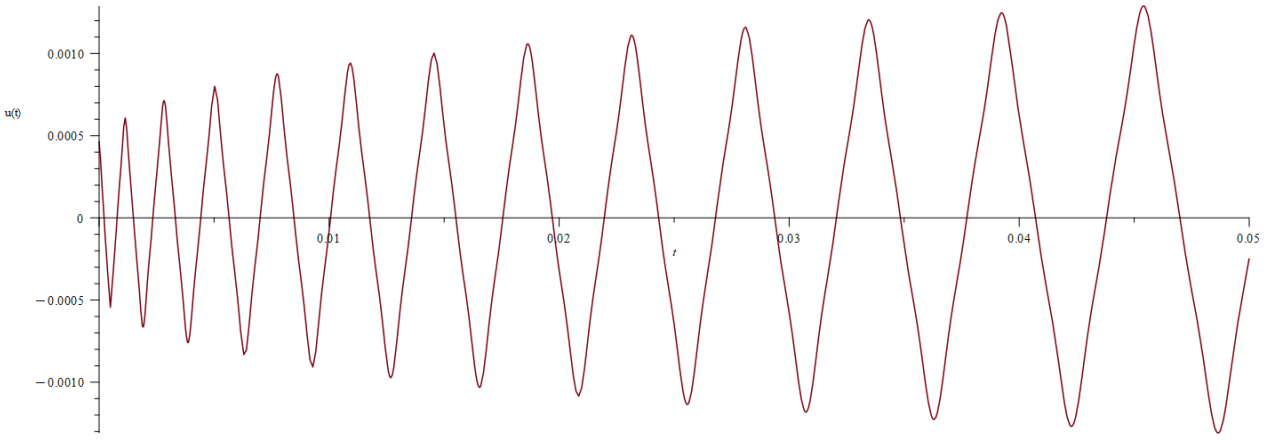


Рис. 5. Амплитуда колебаний струны при $\alpha = -0.9$ на интервале времени $t = 0 .. 0{,}05$ с

Искажения графиков на рис. 1–3 связаны с возрастанием частоты колебаний струны, что приводит к сложности при их отображении в системе MAPL. С уменьшением рассматриваемого временного интервала искажения пропадают (см. рис. 2,*а–в*).

Из анализа графиков на рис. 1–5 понятно, что с ростом показателя степени процесс затухания колебаний ускоряется, а частота колебаний наоборот возрастает. В начале процесса наблюдается малое изменение значения амплитуды колебания, особенно это характерно для больших значениях показателя степени. При отрицательном α происходит раскачка колебаний. При $\alpha = 0$ получаем колебания с постоянной частотой и амплитудой. Полученные результаты схожи с результатами исследования, проводимым в работе [6].

Применительно к процессу измерения динамически меняющейся по степенному закону неэлектрической величины струнным преобразователем можно сделать следующие выводы.

1) При $\alpha > 0$.

С ростом показателя степени растет и скорость затухания колебаний струны после воздействия импульса возбуждения. При достижении величины амплитуды уровня механических помех колебательной системы дальнейшее измерение теряет смысл, преобразователь перестает выдавать адекватные показания. Для возможности применения струнного датчика в таких условиях необходимо дополнительное «подкачивание» струны.

2) При $\alpha < 0$.

При отрицательных значениях показателя степени амплитуда колебаний струны начинает расти. При достижении ее значений величины конструктивного зазора между струной и катушкой возбуждения, струна начинает биться о керн катушки возбуждения и снимать показания с преобразователя становится невозможно. Следовательно, предел применимости струнных преобразователей при контроле параметров, меняющихся по убывающему степенному закону ограничен конструктивными особенностями преобразователя, а именно величиной зазора между струной и керном катушки возбуждения.

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Решение (33) справедливо для всех случаев $\alpha > -1$. При меньших значениях показателя степени возникают точки, в которых порядок функций Бесселя ν становится целым значением и они становятся линейно зависимыми по соотношению [5]:

$$J_{-n}(x) = (-1)^n J_n(x),\ n \in Z \tag{35}$$

Следовательно, в общем решении (17) необходимо подобрать другие функции. Определим функцию Неймана порядка ν по формуле:

$$N_\nu(x) = \frac{J_\nu(x)\cos(\pi\nu) - J_{-\nu}(x)}{\sin(\pi\nu)},\ \nu \in R \tag{36}$$

В работе [5] показано, что функции Бесселя и Неймана (она же функция Бесселя второго рода) линейно независимы при любых ν, а неопределенность функции Неймана типа $\frac{0}{0}$, возникающая при $\nu \in Z$ раскрывается по правилу Лопиталя (решение приведено в [5]).

Таким образом, подставляя (36) в (17) получим общее решение для всех $\nu \in R$:

$$T_n(t) = \sqrt{\tau} \cdot \left[C_{1,n} \cdot J_\nu(z_n) + C_{2,n} \cdot N_\nu(z_n) \right]. \tag{37}$$

Дальнейшие выкладки аналогичны (21)–(34).

Исключением в решении (37) является только одна точка $\alpha = -2$, так как при ней получаем деление на 0. Для получения решения в данной точке требуется проведения дополнительного математического исследования.

В целях повышения точности измерения необходимо при подборе струнных преобразователей учитывать влияние динамики на результаты измерений, не допускать при этом превышения уровня амплитудной погрешности допускаемого уровня, а также включать в схему мониторинга возможность запуска струнных преобразователей в автоколебательном режиме.

Список использованных источников

1. *Осадчий Е. П.* Проектирование датчиков для измерения механических величин. – М. : Машиностроение, 1979. – С. 285–331.

2. *Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Работоспособность систем мониторинга специальных сооружений при изменении параметров кабельной сети // Вопросы оборонной техники : научно-техн. журн. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – Вып. 133-134. – СПб. : НТЦ «Информтехника», 2019. – С. 142–149.

3. *Гусев Н. Н., Бурлуцкий С. Г., Маслов В. О.* Экспериментальные исследования амплитуды колебания струны в частотных преобразователях // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – № 4. – С. 9–15.

4. *Гусев Н. Н., Кучеренко А. О.* Повышение помехоустойчивости систем испытаний и долговременного контроля стартовых сооружений после аварийных ситуаций на объектах космической инфраструктуры // Материалы всероссийской научно-технической конференции «Проблемы обеспечения функционирования и развития наземной инфраструктуры комплексов систем вооружения». 4 апреля 2018 г. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – С. 17–21.

5. *Гаврилов В. С., Денисова Н. А., Калинин А. В.* Функции Бесселя в задачах математической физики : учебно-метод. пособие. – Н. Новгород : Изд-во НГУ им. Н. И. Лобачевского, 2014. – 40 с.

6. *Утяшев И. М.* Анализ поперечных колебаний струны в зависимости от изменяющегося натяжения // Вестник Башкирского университета. Математика. – 2013. – Т. 18, № 4. – С. 973–977.

О. В. Иконников,
кандидат военных наук, доцент;
Б. Д. Казахов,
доктор военных наук, профессор;
К. А. Крупский,
кандидат технических наук, доцент;
Б. А. Летучев,
кандидат военных наук

ОБОСНОВАНИЕ ПОДХОДА К ВЕРИФИКАЦИИ ЗНАНИЙ О БОЕВОМ ОПЫТЕ ДЕЙСТВИЙ ВОЙСК (СИЛ) НА ОСНОВЕ ЕГО РЕЛЕВАНТНОСТИ ПРИНЦИПАМ ВОЕННОГО ИСКУССТВА

Представлен подход к оценке верификации знаний о боевом опыте применения войск (сил) на основе его релевантности принципам военного искусства. Излагается содержание процесса оценки степени соответствия результатов применения способов боевых действий принципам военного искусства. Подтверждается значимость соблюдения принципов военного искусства в ходе войн и военных конфликтов на основе исторических примеров.

Ключевые слова: опыт боевых действий, принципы военного искусства, способы боевых действий, релевантность информации.

ВВЕДЕНИЕ

16 декабря 2024 года Президент Российской Федерации – Верховный главнокомандующий Вооруженными Силами Российской Федерации (ВС РФ) В. В. Путин выступил с докладом на расширенной коллегии Министерства обороны Российской Федерации. В своем выступлении он выделил семь приоритетных задач, на решении которых следует сосредоточиться ВС РФ для поступательного, системного развития армии и флота, достижения целей специальной военной операции (СВО), обеспечения готовности к оперативному и эффективному ответу на потенциальные вызовы безопасности нашей страны [1]. В перечне сформулированных задач особое место занимает поручение по активному внедрению боевого опыта в подготовку войск и в программы высших военных учебных заведений. Президент России обратил внимание, что огромный опыт, полученный воинскими формированиями в СВО и в Сирии, следует «…тщательно проанализировать, максимально быстро систематизировать и включить в программы и планы обучения личного состава, подготовки войск в целом и поставки в войска необходимой техники». Кроме того, этот опыт должен «…стать основой для серьезного совершенствования боевой учебы, в том числе использоваться при подготовке и проведении учений и тренировок всех уровней».

Актуальность и важность надлежащего изучения и внедрения опыта боевых действий были отмечены и в последующем докладе Министра обороны Российской Федерации Р. А. Белоусова. В докладе было указано, что имеющийся опыт в обязательном порядке надлежит учитывать для решения ряда задач [1], к которым относятся:

– обобщение и оперативное внедрение в действия войск и в их подготовку всех новшеств в тактике ведения боевых действий (новых способов и приемов действий), показавших свою высокую эффективность;

– переработка руководящих документов ВС РФ по подготовке и ведению военных действий;

– совершенствование организационно-штатной структуры войск (сил);

– принятие на вооружение высокотехнологичных систем и образцов вооружения;

– обновление перечня и содержания образовательных программ высших военных учебных заведений и др.

Значимость своевременного и полноценного внедрения боевого опыта обусловливает актуальность формирования методических подходов, с помощью которых можно обобщать и систематизировать сведения, раскрывающие содержание практической деятельности войск (сил). Считаем, что данные подходы должны быть основаны на процедурах, позволяющих выявлять знания, которые объективно отражают зависимость результативности боевых действий (боя, операции) от порядка и приемов выполнения боевых (оперативных) задач, реализуемых воинскими коллективами (отдельными военнослужащими).

Рассматривая боевой опыт, авторы статьи исходят из того, что данная категория формируется в ходе интеграции в единое целое «теоретических» и «практических» компонентов, представленных на рис. 1.

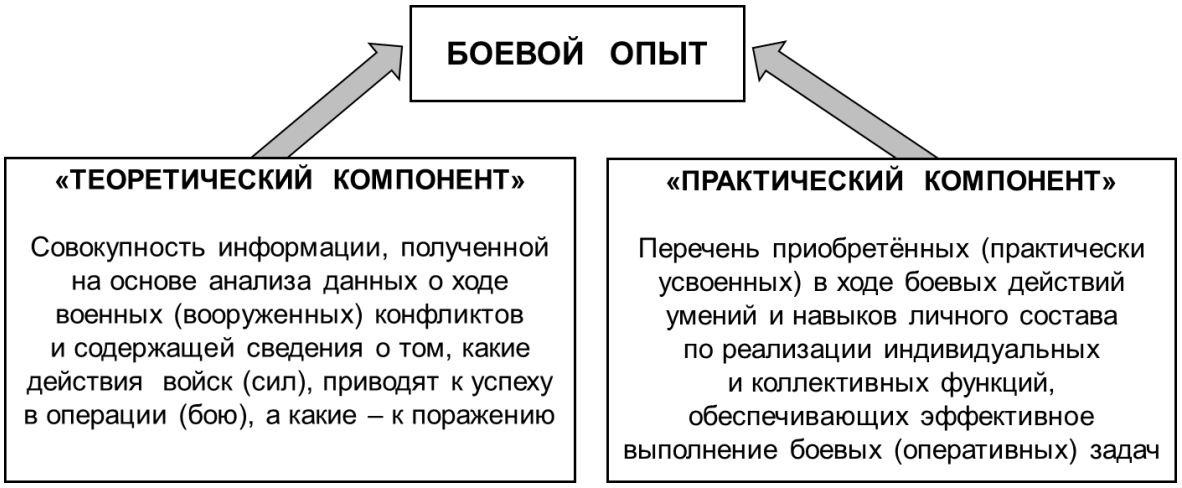


Рис. 1. Содержание организационно-функциональных элементов, формирующих категорию «боевой опыт»

Внедрение практической составляющей боевого опыта непосредственно от его носителей другим военнослужащим возможно с использованием метода обучения «делай как я». Не отрицая достоинства и необходимость реализации данного метода, следует отметить, что при его осуществлении процесс передачи боевого опыта большому количеству личного состава будет затруднен или не возможен. Для массового внедрения «практической» части боевого опыта ее трансляцию необходимо осуществлять не только через демонстрацию модели «образцовых действий» (реализацией метода обучения «делай как я»), но и путем доведения соответствующей информации до заинтересованных должностных лиц в виде детального описания алгоритма (содержания и последовательности действий) при выполнении боевой задачи.

Формирование доступной системы знаний в объеме, необходимом и достаточном для обучения и внедрения в практику применения воинских коллективов (отдельных военнослужащих), должно осуществляться на основе имеющейся информации о сущности и содержании опыта действий войск (сил) путем ее анализа, структурирования и адаптации (для воспроизведения и использования в новых условиях).

Учитывая вышесказанное, можно констатировать, что для полноценного и глубокого внедрения боевого опыта в деятельность войск (сил) практический и теоретический его компоненты (рис. 1) должны быть сведены в определенную систему знаний, которая в последующем подлежит трансляции в процедуры подготовки и применения воинских коллективов (отдельных военнослужащих). Используя данный тезис как базовый, в ходе дальнейшего решения поставленной научной задачи авторы статьи предлагают согласиться с положения-

ми, которые содержатся в работах [2–4], и утверждают, что основу знаний о боевом опыте составляют знания о способах боевых действий (СБД) воинских формирований или отдельных военнослужащих при выполнении поставленных задач в определенных боевых ситуациях (в боевой обстановке).

СУЩНОСТЬ ПОДХОДА К ВЕРИФИКАЦИИ ЗНАНИЙ О БОЕВОМ ОПЫТЕ ДЕЙСТВИЙ ВОЙСК (СИЛ) НА ОСНОВЕ ЕГО РЕЛЕВАНТНОСТИ ПРИНЦИПАМ ВОЕННОГО ИСКУССТВА

Способ боевых действий, как важнейшая категория военной науки, представляет собой вербальную или формализованную модель применения войск (сил), которая отражает порядок и последовательность их действий с помощью соответствующих признаков (состав используемых сил и средств, перечень и содержание решаемых задач, очередность их выполнения и т. д.). При этом **основное содержание знаний о способах боевых действий** должна составлять совокупность непротиворечивых и хорошо структурированных сведений о том, в каких условиях боевых действий (обстановки) какие действия (порядок, последовательность, используемые приемы и методы) войск (сил) приводят к успеху, а какие – к поражению. Именно знания о СБД составляют основу интеллектуального капитала командующего (командира, военнослужащего), опираясь на который он может эффективно руководить подчиненными формированиями (выполнять возложенные задачи) в сложной и динамично меняющейся обстановке.

Прежде чем мы будем рассматривать подходы к формированию системы знаний о СБД, уделим внимание категории «способ боевых действий», чтобы лучше понять ее содержание. Воспользовавшись положениями, раскрытыми в работах [2, 3], сформулируем следующие тезисы.

Во-первых, под способом боевых действий понимается «специфический путь (образ) решения войсками поставленной задачи». Специфичность (особенность) этого образа (обозначим его как элемент «C») обусловливается характерными только для него перечнем и содержанием «частных» действий, очередностью их реализации, приемов и правил выполнения. В целом образы действий «C» фиксируют определенное апостериорное усредненное содержание процедур выполнения задач войсками (силами) и выражают упорядоченную последовательность их деятельности в зафиксированных условиях обстановки. Акцентируем внимание на том факте, что СБД определяется командующим (командиром) на основе имеющегося у него эмпирического знания и априорной оценки результатов военных действий, а значит, он является результатом субъективной деятельности индивидов, искусственно создаваемой категорией и следствием трансляции предыдущего опыта в последующие действия.

Во-вторых, как уже было отмечено, в качестве содержательного наполнения СБД могут рассматриваться способы реализации «частных» функций или задач (обозначаемые как элемент «A»), которые могут классифицироваться по количественным, временным или функциональным признакам [5]. Именно накопление элементов «A», осуществление первичного анализа их содержания и согласование последовательности реализации позволяют на их основе формировать вариативные системы действий войск (сил) как некоторых образов («C»). Вследствие невозможности в рамках статьи подробно изложить точку зрения авторов, представим классификацию в виде схем на рис. 2 и 3.

В-третьих, каждому уникальному случаю (j) организованного применения войск (сил) соответствует свое уникальное содержание «частных» действий («A_j»). Изменение содержания действий воинских формирований (изменение содержания «A_j») прежде всего определяется изменением условий (обозначаются как «B_j»), формирующих боевую обстановку.

Учитывая информацию, представленную на рис. 2 и 3, можно обоснованно заявить, что совокупность частных элементов «A_j» и будет формировать уникальный (соответствующий сложившейся обстановке) способ боевых действий, который обозначим символом «C_j».

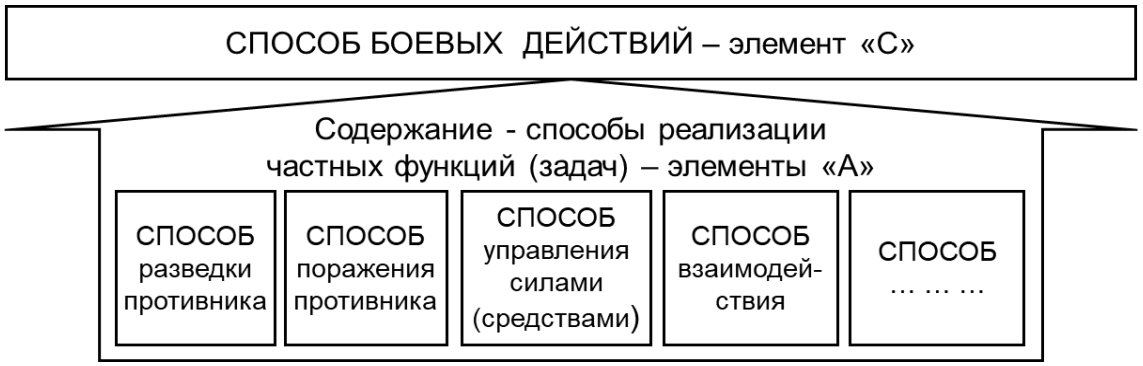


Рис. 2. Подход к классификации элементов «А» по функциональному признаку

В-четвертых, для формирования рационального содержания СБД (образа действий «C_j») в сложившихся условиях обстановки (совокупности условий «B_j») путем его наполнения необходимыми частными элементами (функциями «*А*») в распоряжении командующего (командира) должен находиться некий теоретический элемент (обозначим его как «*Т*»). Основой вводимого элемента (*Т*) должна выступать систематизированная совокупность знаний о СБД, использование которой позволяет с определенной долей вероятности прогнозировать развитие боевой обстановки и определять рациональные варианты действий войск (сил) в складывающихся условиях.

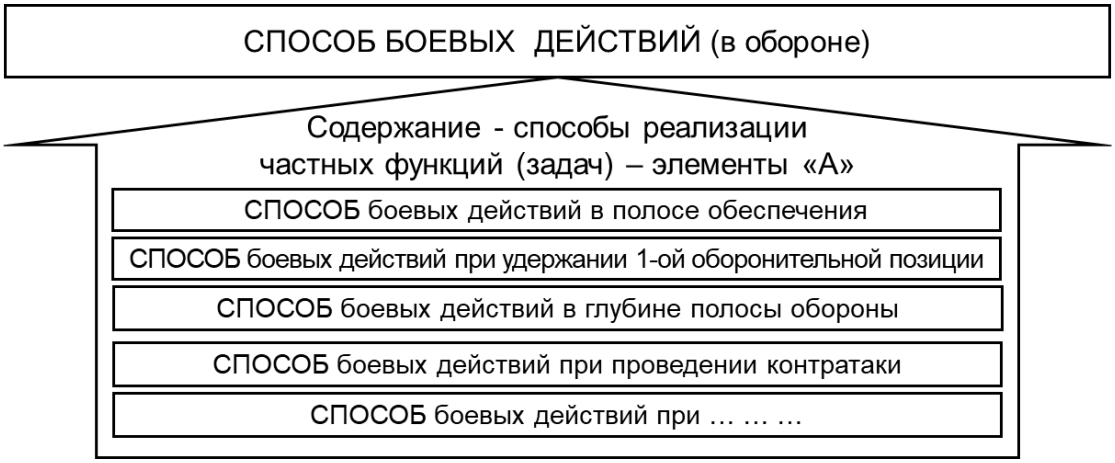


Рис. 3. Подход к классификации элементов «А» по временному признаку (применительно к боевым действиям в обороне)

Перечисленные тезисы еще раз подтверждают важность «вооружения» командующего (командира) знаниями о СБД.

Учитывая, что основу СБД составляют согласованные действия воинских коллективов (коллективов людей), связанные с использованием по назначению имеющихся в их распоряжении систем вооружения (технических систем), можно обоснованно предположить, что интересующие нас знания по своей сути являются знаниями об организационных или организационно-технических процессах.

Система знаний о различных организационных и организационно-технических процессах (ОиОТП) может формироваться различными путями. Применительно к рассматриваемой те-

матике сущность данной работы заключается в деятельности экспертов (специалистов) по обработке имеющейся информации о ходе и (или) итогах выполнения боевых задач. Источником знаний в этом случае служат журналы боевых действий, итоговые донесения и сводки, материалы разборов, информационные бюллетени и другие отчетные документы.

В виду того, что содержание боевых действий является трудноформализуемой предметной областью, а также по причине существенного влияния «человеческого фактора», предопределяющего итоги работы экспертов, знания о СБД характеризуются высокой степенью субъективности. Развивая данную мысль, уточним, что знания о СБД чаще всего обусловлены индивидуальными представлением и пониманием эксперта о корреляции порядка и последовательности действий войск (сил) с достигнутыми результатами боя (боевых действий, операции, выполнения задач).

Высокая степень субъективности знаний о СБД порождает ряд особенностей. Это в первую очередь известные в литературе факторы с приставкой «НЕ» [6]: недостоверность (возможная), неопределенность, нечеткость, неполнота, недоопределенность. Влияние этих факторов обусловливает возникновение (проявление) проблемы, заключающейся в снижении качества формируемой совокупности знаний. Неполнота и низкое качество знаний об ОиОТП также может формироваться по следующим причинам, связанным с работой экспертов:

– из-за наличия не охваченных должным вниманием (пропущенных) важных сведений и выводов;

– вследствие различной трактовки (пониманию) категорий, понятий и терминов, описывающих сущность и содержание рассматриваемых действий;

– по причине использования терминологического аппарата, не получившего «общего признания».

Совокупное влияние вышеуказанных причин способно приводить к дублированию информации, то есть к описанию различными экспертами исследуемого события по-разному (разным языком), к затруднению в понимании сущности и содержания отображаемых событий и объяснению причинно-следственных связей между производимыми действиями и получаемыми при этом результатами.

Дополнительно осложняют работу экспертов (разработчиков системы знаний) следующие проблемы:

– отсутствие возможности использовать в рассматриваемой предметной области строго формализованных методик описания, что обусловливает противоречивость получаемых выводов и заключений;

– наличие большого числа неоднозначно трактуемых понятий и терминов, затрудняющих формирование непротиворечивой информации в определенных ситуациях;

– наличие широкого факторного пространства (спектр условий), приводящее к тому, что от внимания экспертов могут «ускользнуть» некоторые первопричины, существенно влияющие на достигнутый (получаемый) результат.

В связи с вышеизложенным важным этапом формирования системы знаний об ОиОТП (в том числе и о СБД) становится процесс верификации – доказательства того, что такая система не содержит перечисленных ошибок. Важнейшей частью верификации при этом является проверка знаний на непротиворечивость. Этот тип ошибки способен привести к проблемам логического вывода, а значит, к невозможности использования сформированной совокупности знаний о СБД в качестве структурированных сведений об образах (*С*), которые подлежат дальнейшей трансляции [внедрению в практику действий войск (сил)].

Учитывая основные положения работ [6–10], в которых раскрыты сущность и содержание используемых для описания ОиОТП методов и подходов к верификации баз знаний, а также свойственные им преимущества и недостатки, авторы статьи сделали следующие выводы:

– концептуальное руководство соответствующими принципами (то есть их соблюдение в своей деятельности), наряду с осуществляемыми методами коррекции, является предиктором (аспектом), определяющим итог (результативность) в различных сферах деятельности коллективов людей или отдельных индивидов (табл. 1);

– верификационной базой для знаний о СБД, основу которых составляют ранее сформированные образы действий войск (сил) в определенных боевых ситуациях (образы *С*), должны стать принципы военного искусства.

Таблица 1

Организационные и содержательные аспекты, определяющие итог (результат) в различных сферах деятельности

Сферы деятельности	Организационные и содержательные аспекты		
	Принципы реализации	Используемые методы	Применяемые инструменты (средства)
Естественные и точные науки (математика, физика, химия, биология, информатика …)	Объективность, повторяемость, верифицируемость и др.	Логический анализ, моделирование, эксперимент, вычисления и др.	Лабораторное оборудование, математические модели, программное обеспечение
Инженерия и технологии (строительство, машиностроение, программирование, электроника …)	Эффективность, надежность, практичность и др.	Проектирование, прототипирование, тестирование, системный анализ и др.	Чертежи, программное обеспечение, техническое оборудование и др.
Социальные и гуманитарные науки (психология, социология, экономика, философия …)	Субъективность, многозначность, интерпретация и др.	Эмпирические исследования, интервью, опросы, анализ текстов и др.	Статистика, качественный анализ, концептуальные модели и др.
Искусство (литература, музыка, живопись, кино, театр…)	Субъективность, оригинальность, эмоциональное воздействие и др.	Творческое выражение, символизм, композиция, эксперимент и др.	Кисти и краски, музыкальные инструменты, киноаппаратура и др.
Вооруженная борьба	Принципы военного искусства	Опыт осуществления операций, боевых действий, сражений, боя, обеспечивающих действий, маневра и т. д.	Воинские коллективы, образцы (комплексы) вооружения, военной и специальной техники

Исходя из анализа содержания табл. 1, можно сделать вывод, что содержательная основа каждой сферы деятельности формируется в соответствии с присущей ей спецификой: в естественных и точных науках – это моделирование и эксперимент, в инженерии – это проектирование и тестирование, в гуманитарных науках – это анализ и интерпретация, а в искусстве – творческий процесс и самовыражение. Интерес вызывает тот факт, что, несмотря на различия в содержательной составляющей, с точки зрения диалектической концепции связи явлений и процессов (описываются соответствующими законами и закономерностями) и тео-

рии детерминизма итоги анализируемых видов деятельности в первоочередном порядке обусловливаются используемыми принципами.

Анализ соответствия принципам (перечню принципов), характерным для конкретной сферы деятельности, – это один из подходов формирования представления о релевантности (уместности, приемлемости) реализуемого способа действий по достижению цели в сложившейся обстановке (ситуации). Изучение предметной литературы [6–10] позволило авторам статьи сделать следующие выводы.

Низкая релевантность свойственна способу, который согласуется с минимальным количеством соответствующих принципов (соответствие 10–20% совокупности принципов). Считается, что такой способ допустим к реализации в сферах, некритичным к ошибкам, например, в искусстве и дизайне. Менее строгий спрос к обеспечению релевантности в области искусства объясним тем, что при создании музыкального (литературного, живописного и др.) произведения реализуются наиболее субъективные (авторские) подходы, учитывающие разнородность целевой аудитории, для которой эти произведения предназначены.

Средняя релевантность осуществляемого способа достигается при соблюдении 40–75% совокупности соответствующих принципов. Такой уровень релевантности позволителен в случаях, когда важно учитывать несколько факторов, но не все из них критичны (например: выбор метода обучения операторов для эксплуатации простых технических устройств, разработка интерфейса для компьютерной программы, назначение курса предварительной терапии в медицине).

Оптимальная релевантность обеспечивается при соответствии воплощаемого способа большей части руководящих правил из всего перечня принципов (от 75% и больше). Она обязательна (необходима) в высокорискованных областях (например: хирургическая операция, эксплуатация скоростного транспорта, технологические процедуры на опасных производствах), где нарушение одного из принципов может привести к катастрофическим последствиям.

Учитывая вышеизложенное и справедливо считая вооруженную борьбу высокорискованной сферой деятельности человечества, мы считаем необходимым заявить, что соответствие способов военных действий войск (сил) некой совокупности определенных (специализированных) принципов является важнейшим фактором, обусловливающим успешность выполнения воинскими формированиями задач по предназначению в боевой обстановке. Для вооруженной борьбы такими принципами являются принципы военного искусства (ПВИ), так как именно в них отражаются объективно существующие законы и закономерности противоборства в войнах и вооруженных конфликтах.

Перечень ПВИ, которые в отечественной военной науке рассматриваются как руководящие положения, правила и важнейшие рекомендации по организации и ведению военных действий представлены на рис. 4 [11]. Определению важности ПВИ для различных сторон боевой деятельности войск (сил) посвящено много трудов видных военных теоретиков. В качестве примера такого труда, в котором ярко и убедительно описана значимость ПВИ для успешного выполнения тактических задач, раскрыты их сущность и подходы к реализации на основе большого числа исторических примеров, можно привести учебник генерал-майора И. Н. Воробьева «Тактика – искусство боя» [11].

Подтверждая значимость соблюдения ПВИ в ходе войн и военных конфликтов, сошлемся на исторические примеры (табл. 2), в которых прослеживается зависимость результативности действий войск (сил) от того, в какой степени они руководствуются перечнем концептуальных правил и руководств, представленных на рис. 4.

Расширяя «спектр полезности» ПВИ, авторы статьи предлагают их использовать в том числе и как основу верификации системы знаний о СБД. В контексте верификации принципы военного искусства послужат фундаментальной базой для подтверждения соответствия имеющихся знаний реальной действительности. Иными словами, знания, объясняющие успешность или ошибочность того или иного СБД (образ «*С*») через следование или игнори-

рование реализуемых действий (элементов «*A*») в сложившихся условиях (элементы «*B*») ПВИ, обеспечат формулирование суждений (выводов, заключений) о характеристиках (параметрах) рассматриваемых организационных и организационно-технических процессов, которым свойственны адекватность, объективность и доверие экспертов. Поэтому аналитическая деятельность по выявлению соответствия знаний о СБД (знаний об образах {«C_i»}) сущности ПВИ может рассматриваться как методический инструмент верификации того факта, что имеющиеся сведения отражают (описывают и поясняют) объективную зависимость итогов операции (боя и т. д.) от способов выполнения боевых задач, реализуемых войсками (силами).



Рис. 4. Перечень принципов военного искусства (ПВИ)

Вместе с тем ПВИ в системе знаний о СБД выступают в роли контекстуальных фильтров, позволяющих достоверно определять уровень (степень) релевантности применяемых способов условиям обстановки (определенным условиям). Знания, прошедшие через этот фильтр, подлежат дальнейшей структуризации, формализации и трансляции. Говоря о трансляции, мы имеем в виду использование сформулированных знаний при обучении военнослужащих и воинских коллективов, а также при внедрении в практику действий войск (сил).

Дополнительным обоснованием возможности и целесообразности использования ПВИ в качестве заявленных «фильтров», помимо результатов критического анализа исторических примеров, представленных в табл. 2, является понимание, что уроки этих примеров воспроизводимы и применимы в новых условиях. Тем самым «проворачивается» герменевтический круг философии, в рамках которого интерпретация прошлого влияет на понимание настоящего, а настоящее, в свою очередь, переосмысливает прошлое.

В целом суть верификации информации (сведений) о СБД при формировании рассматриваемой системы заключается в следующем. Назначенные эксперты выясняют, насколько полно имеющаяся информация о СБД позволяет соотнести зависимость итогов боевых действий (операции, боя) от действий войск (сил), основанных на соблюдении ПВИ. При этом основное внимание уделяется анализу следующих вопросов: какие ПВИ были реализованы и какова степень их соответствия полному перечню (рис. 4); в чем сущность реализуемых ПВИ

для сложившихся условий обстановки; есть ли возможность осуществления СБД, основанных на реализуемых ПВИ применительно к другой боевой (оперативной, тактической) ситуации и др.

Таблица 2

Зависимость результативности действий войск (сил) от соблюдения принципов военного искусства

Исторический пример	Перечень ПВИ, которых придерживались войска (согласно перечню на рис. 4)	Степень релевантности способа	Итог боевых действий
Действия русской армии под командованием Петра I в «Нарвской конфузии» (ноябрь 1700 г.)	№ 10	Низкая релевантность (соответствие 1–3 принципам)	Разгром шведами русской армии в битве под Нарвой
Наступательные действия германской армии против войск Франции в битве при Вердене (21.02–18.12. 1916 г.)	№ 4, 8	Низкая релевантность (соответствие 1–3 принципам)	Большие потери в германской армии, незначительное продвижение за весь период (до 8 км)
Действия армии Наполеона в Отечественной войне 1812 года	№ 1, 4, 5, 11	Умеренная релевантность (соответствие 4-5 принципам)	Разгром русскими войсками армии Наполеона, несмотря на ее победы в отдельных сражениях
Реализация войсками фашистской Германии блицкрига против армий европейских государств (1939–1941)	№ 2–6, 8, 11	Высокая релевантность (соответствие 6-7 принципам)	Разгром армий европейских государств, которые не были готовы к высокодинамичным боевым действиям на «широком фронте» против сильного противника
Операция «Багратион» Красной Армии (23.06–29.08 1944 г.)	№ 1–11	Оптимальная релевантность (соответствие 8–11 принципам	Освобождение Белоруссии, части Прибалтики и восточных районов Польши. Практически полный разгром группы армий «Центр», группа армий «Север» поставлена под угрозу поражения

Такой подход позволит не только провести критический анализ СБД, но и выявить целесообразность их воспроизводимости и применимости в новых условиях. При этом авторы считают, что если при формировании знаний об определенном СБД у экспертов сложилось понимание, что при его осуществлении было соблюдено подавляющее число из имеющихся ПВИ, то этому способу присуща высокая ценность (стратегическая, оперативная или тактическая). Это связано с тем, что соблюдение большего числа принципов позволяет СБД быть более универсальным, адаптивным к ситуативным изменениям и способным компенсировать недостатки оценки факторов и условий обстановки.

В табл. 3 приведен ряд рекомендаций, которые, на наш взгляд, следует соблюдать при формировании системы знаний о сущности и содержании СБД войск (сил) за счет использованияя ПВИ в качестве контекстуальных (верификационных) «фильтров».

Таблица 3

Рекомендации по формированию системы знаний о способах боевых действий

№ п/п	Характеристика имеющейся информации о СБД	Степень релевантности СБД перечню ПВИ	Содержание рекомендации по формированию системы знаний о СБД
1	СБД характеризуется как неэффективный	Низкая релевантность	В формируемую систему знаний включаются сведения, поясняющие, какие действия воинских формирований (отдельных военнослужащих) не соответствовали ПВИ и как это несоответствие предопределило неуспех операции (срыв выполнения боевой задачи и т. д.)
2	СБД характеризуется как результативный (реализован разово)	Низкая релевантность	В формируемую систему знаний включаются сведения о том, что СБД реализован разово в уникальной ситуации, предопределившей его успешность
3	СБД характеризуется как результативный	Умеренная (средняя) релевантность	В формируемую систему знаний включаются сведения, описывающие: – перечень ПВИ, которым в большей мере соответствовали действия воинских коллективов (отдельных военнослужащих); – особенности ситуации, факторы и условия, сопутствующие хорошей результативности рассматриваемого способа
4	СБД характеризуется как результативный	Высокая (оптимальная) релевантность	В формируемую систему знаний включаются следующие сведения: – перечень ПВИ, которым соответствовали действия воинских коллективов (отдельных военнослужащих); – высокая результативность (успех, победа) стала следствием комплексного, творческого и осознанного соблюдения подавляющего числа принципов военного искусства, позволившего добиться успеха (победы) с минимизацией издержек

Поясним более подробно информацию, представленную в табл. 3.

Применительно к СБД, имеющему низкую релевантность относительно перечня ПВИ, но в практике войск (сил) разово «проявившего» себя как эффективный способ действий, в формируемой системе знаний обязательно должно быть указано, что достигнутый результат прежде всего определяется уникальностью ситуации. Зачастую эта уникальность обусловлена крайне неграмотными действиями противника или необъяснимыми случайностями.

Успех, достигнутый вопреки большинству канонов (например, благодаря вопиющей ошибке противника), признается локальным и контекстно зависимым феноменом. Его ценность – в предостережении от возможных неверных решений или в уточнении порядка действий в аналогичной обстановке. Такой опыт реализации СБД фиксируется в оперативных (боевых, справочных) документах, но не поднимается даже до уровня инструкций, ибо его тиражирование чревато катастрофой в иных условиях. Он используется как инструмент си-

туационной корректировки и напоминание, что «здесь сработало», но «так не надо действовать всегда». Как отмечал К. Клаузевиц «…слепое копирование единичного успеха, не основанного на принципах, есть путь к поражению» [12]. Сформированные в рассматриваемом случае знания о СБД ориентированы на «расширение кругозора» военных специалистов, не обладают высокой повторяемостью и (или) не могут практически использоваться, если нет 100%-ного совпадения всего факторного поля уникальной ситуации.

Информация о СБД, которым свойственна умеренная релевантность перечню ПВИ, внедряется в систему знаний с описанием особенностей ситуаций, факторов и условий, сопутствующих реализации данного способа. Если успех достигнут через соблюдение *ключевых*, но не всех принципов (например, обеспечена внезапность и активность, но нерационально использованы имеющиеся ресурсы), способ подвергается критическому осмыслению и частичной формализации. Анализируются возможность и целесообразность его воспроизводимости (трансляции) в схожих типовых условиях. Вычленяются устойчивые параметры способа, доказавшие свою полезность (действенность). В качестве итога описания анализируемого способа может расссматриваться корректировка документов, регламентирующих порядок выполнения некоторых типов (классов) задач в конкретных условиях обстановки. Поэтому формируемые в данном случае знания о СБД ориентированы на трансляцию (обучение, внедрение в практику) опыта при выполнении специфических задач, которые не обладают высокой применимостью и повторяемостью.

Информация о СБД, имеющих высокую релевантность ПВИ, внедряется в систему знаний с обязательным пояснением, что эти способы, как правило, обладают устойчивостью к изменениям обстановки и возможностью адаптации к различным факторам и условиям. В этом случае значительное внимание уделяется анализу и выявлению причинно-следственных связей между содержанием действий войск, основанным на соблюдении большей части важнейших принципов, и достигнутым результатом. Сформированные при этом знания становятся основой изменений и корректировок, вносимых в методические рекомендации, тактические памятки, уставные документы (в части подготовки и выполнения значительной части боевых задач) [13, 14].

Знания о СБД, имеющие высокую релевантность ПВИ, позволяют:

– обогатить интеллектуальный арсенал командира (командующего), не пересматривая при этом концептуальные (стратегические) основы организации и выполнения боевых задач (задач по предназначению);

– использовать их как инструментарий оперативной адаптации содержания решений на применение подчиненных сил (средств) к конкретным (частным) изменениям в подготовке и ведении боевых действий;

– транслировать (обучать, внедрять в практику) полученный опыт при выполнении значительной части боевых (оперативных) задач, для которых характерны высокая применимость и повторяемость.

Информация о СБД, оптимально релевантных ПВИ, включаемая в рассматриваемую систему знаний, должна однозначно пояснять, что данные способы действий обладают высшей ценностью, в основе их реализации – комплексное, осознанное и, что очень важно, творческое следование принципам военного искусства.

Совокупность знаний о данных СБД следует позиционировать как катализатор эволюции военного дела, их надлежит подвергнуть глубокому осмыслению и анализу, чтобы решить следующие задачи:

– установление факторов, способствующих снятию (нивелированию) противоречий, обусловленных необходимостью реализации всего спектра (подавляющего большинства) «разнохарактерных» ПВИ (достигнута ресурсоемкая цель при рациональных затратах; войска действовали рискованно при соблюдении необходимых мер безопасности; задачи выполнялись согласно плану при необходимой импровизации «на местах» и т. д.);

– определение границ применимости СБД (характер района боевых действий; тактические и оперативные концепции, реализуемые противником; технологический уровень применяемых средств вооруженной борьбы и т. д.);

– формализацию универсальных алгоритмов и последовательности действий (выполнения задач);

– выявление роли и значения неявных факторов (интуиция командиров (командующих) как сверхбыстрый синтез опыта и эмоциональной памяти; моральный дух войск и т. д.).

Знания о СБД следует нацелить на формирование новых «аксиоматических» взглядов о применении войск (сил) в принципиально изменившихся условиях вооруженной борьбы. Для военной науки они должны стать теоретическим «стержнем» обучения как воинских коллективов, так и отдельных военнослужащих.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В завершении еще раз обратим внимание, что боевой опыт, демонстрирующий мастерское разрешение системы противоречий вооруженной борьбы за счет следования ПВИ, обладает всеобщностью, а значит, подлежит возведению в ранг знания. В рамках этих знаний должно однозначно трактоваться понимание, что единичный успех, обусловленный действиями войск (сил), которые не соответствуют ПВИ, – это случай; успех, достигнутый в результате соблюдения комплекса принципов военного искусства – закономерность.

В такой высокорискованной деятельности, как вооруженная борьба внедрение нерелевантного опыта (см. табл. 2) равносильно вводу системной ошибки. Наличие в системе знаний о СБД сведений, обеспечивающих выявление критерия «соответствие содержания способа количеству ПВИ», позволяет отображать (объяснять) анализируемые процессы объективно (насколько это возможно в трудноформализуемых процессах), формулировать выводы о целесообразности воспроизводимости описываемых действий в схожих или других условиях обстановки, снизить риск принятия неправильных решений на применение подчиненных сил (средств) в будущем. Критерий «релевантность способа боевых действий» в системе знаний выступает «фильтром», отсекающим случайные сведения и позволяющим более ясно понимать боевой опыт.

Список использованных источников

1. Стенограмма расширенного заседания коллегии Минобороны России 16 декабря 2024 года. – URL: https://kremlin.ru/events/prezident/news/75887 (дата обращения: 01.07.2025).

2. Способы боевого применения (боевых действий) формирований ракетных войск и артиллерии: аспекты содержания и исследования / В. П. Видуто [и др.] // Военная Мысль. – 2017. – № 2. – С. 84–93.

3. *Казаков В. Г., Кирюшин А. Н.* Исследование и обоснование универсального содержания категории «способ боевых действий» в единстве философских и военно-прикладных аспектов // Вестник Академии военных наук. – 2014. – № 2 (47). – С. 43–48.

4. *Трушин В. В.* Изучение и внедрение боевого опыта – важнейшая задача органов военного управления, вузов и научно-исследовательских организаций // Военная Мысль. – 2024. – № 8. – С. 8–18.

5. *Казахов Б. Д., Каминский О. Э., Иконников О. В.* Разработка способов выполнения задач воинских формирований запуска и управления космическими аппаратами с помощью метода морфологического анализа // Воздушно-космические силы. Теория и практика. – 2020. – № 16. – С. 20–28.

6. *Нечаев В. В., Кошкарев М. И.* Архитектура предметно-ориентированной базы знаний интеллектуальной системы // Образовательные ресурсы и технологии. – 2015. – № 1 (9). – С. 156–162.

7. *Гусев А. Н., Уточкин И. С.* Психологические измерения. Теория. Методы : общепсихологический практикум. – М. : Аспект Пресс, 2011. – 317 с.

8. *Чувашов А. С.* О соотношении законов, принципов и правил композиции в изобразительном искусстве // Международный научно-исследовательский журнал. – 2019. – Вып. № 9(87). – С. 66–69.

9. *Гончаров О. В., Казахов Б. Д., Салтыков К. Б.* Методические подходы изучения и внедрения передового опыта в практику деятельности организационно-технических систем военного назначения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2024. – Вып. 692. – С. 290–301.

10. *Ковалев С. М., Колоденкова А. Е.* Построение базы знаний интеллектуальной системы контроля и предупреждения рисковых ситуаций для этапа проектирования сложных технических систем // Онтология проектирования. – 2017. – Т. 7, № 4 (26). – С. 398–409.

11. *Воробьев И. Н.* Тактика – искусство боя. – М. : ОВА ВС РФ, 2002. – 862 с.

12. фон Клаузевиц К. О войне. – М. : Госвоениздат, 1934. – 448 с.

13. *Свечников В. И.* Военное искусство и теория принятия решений. – СПб. : ВАС, 2008. – 320 с.

14. *Ушаков И. А.* Кибернетика и системный анализ в военном управлении. – М. : ВАГШ, 2015. – 410 с.

Б. А. Летучев,
кандидат военных наук;
В. А. Новиков,
доктор военных наук, профессор;
С. М. Харитонов

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА РАЗМЕЩЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПУСКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ТЕРРИТОРИАЛЬНО РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ПУСКОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Представлен подход к формированию рациональных вариантов размещения в пространстве передвижных и перевозимых организационно-технических элементов обеспечения запусков космических аппаратов в условиях применения системы выведения с территориально распределенными точками старта.

Проведена проверка реализуемости предлагаемой авторами методики, сделан вывод о ее пригодности для решения задач обоснования состава запаса наземных космических средств.

Ключевые слова: система выведения космических аппаратов, обеспечение запусков космических аппаратов, территориально распределенные пуски, ракета космического назначения.

ВВЕДЕНИЕ

Совершенствование старых и разработка новых видов космической техники, расширение круга задач, решаемых космическими системами, требуют повышения качества функционирования их составных элементов. Реализация данного направления деятельности предполагает учет тенденций развития средств выведения космических аппаратов (КА), важнейшей из которых является наделение элементов космических систем способностью к перемещению в пространстве при сохранении целевой функции [1–3].

Однако в настоящее время развертывание и поддержание орбитальных группировок космических аппаратов (ОГ КА) осуществляются со штатных космодромов, пуски ракет космического назначения (РКН) производятся со стационарных пусковых установок, а построение организационно-технической системы обеспечения запусков космических аппаратов (ОТС ОЗКА) предполагает заранее известные параметры трасс полета РКН. Учитывая вышеизложенное, осуществление территориально распределенных пусков РКН, повышающих возможности системы выведения КА, потребует новых подходов к реализации функции построения ОТС ОЗКА.

Анализ представленных подходов [4–7] по решению задачи построения ОТС ОЗКА позволяет сделать вывод о достаточно подробной проработке исследуемой проблемы. Вместе с тем в прямой постановке применять предлагаемые методики для синтеза состава ОТС ОЗКА не представляется возможным ввиду наличия ряда их особенностей:

– не учитывается применение межведомственных перевозимых и передвижных элементов ОТС ОЗКА;

– не учитывается дублирование средств ОЗКА для гарантированного обеспечения реализации этапов запуска КА;

– в качестве основного показателя эффективности выбирается либо стоимость строительства, эксплуатации и утилизации ОТС ОЗКА, либо точность определения координат наблюдаемых объектов;

– расчеты для оценки эффективности функционирования ОТС ОЗКА требуют либо сложных ресурсоемких математических вычислений, либо дают приближенные оценки, существенно снижающие качество моделирования.

Таким образом, возникает необходимость разработать научно-методический аппарат, который позволит учесть вышеизложенные факторы и реализовать процедуру синтеза и отбора рационального варианта размещения организационно-технических элементов ОТС ОЗКА, решению этой задачи и посвящена настоящая статья.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Сущность предлагаемого авторами подхода заключается в следующем.

На начальном этапе конкретизируются условия функционирования системы, оказывающие существенное влияние на ее элементы. Далее определяется в формализованном виде взаимосвязь их влияния на эффективность функционирования системы. Затем осуществляется постановка задачи.

1. Исходные данные:

– множество координат мест базирования и направлений движения наблюдаемых (управляемых) объектов: $\left\{B_n^{\text{ср}}, L_n^{\text{ср}}, i_n^{\text{ср}} \middle| \, n = \overline{1,N}\right\}$, где N – это количество наблюдаемых (управляемых) объектов; $B_n^{\text{ср}}, L_n^{\text{ср}}$ – широта и долгота места базирования; $i_n^{\text{ср}}$ – азимут пуска (полета) наблюдаемого (управляемого) объекта;

– продолжительность движения наблюдаемого (управляемого) объекта: $T_n = \{t_{n1}, t_{n2}\}$, где t_{n1}, t_{n2} – время начала движения и время окончания наблюдения (управления) n-м объектом;

– множество элементов ОТС ОЗКА, выполняющих поставленные задачи: $R = \left\{r_{j,k},\ j = \overline{1,J},\ k = \overline{1,K}\right\}$, где J – количество средств, организационно принадлежащих различным ведомствам; K – тип информации, циркулирующей между наблюдаемым (управляемым) объектом и элементом ОТС ОЗКА;

– множество координат мест базирования и дальности хода перевозимых и передвижных элементов ОТС ОЗКА: $\left\{B_j^{\text{ср}}, L_j^{\text{ср}}, R_j^{\text{ср}} \middle| \, j = \overline{1,J}\right\}$;

– количество запланированных операций функционирования организационно-технических элементов ОТС ОЗКА – $N_{\text{план}}$;

– множество координат, определяющих разрешенные участки размещения элементов ОТС ОЗКА, учитывающие географические координаты одного государства: $\{B_m, L_m | m = \overline{1,M}\}^{\text{гр}}$, где M – множество разрешенных участков [9].

2. Показатели эффективности функционирования ОТС ОЗКА:

– показатель перекрытия зон видимости (ЗВ) элементов ОТС ОЗКА – $P_{\text{зв}}$;

– ресурсоемкость функционирования (подмножество элементов ОТС ОЗКА), выполняющих поставленные задачи: $Res = \left\{r_{j,k}^{\text{зад}},\ j = \overline{1,J_{\text{зад}}},\ k = \overline{1,K}\right\}$;

– устойчивость функционирования ОТС ОЗКА: $Ust = \frac{N_{\text{пров}}}{N_{\text{план}}}$, где $N_{\text{пров}}$ – количество проведенных операций функционирования организационно-технических элементов ОТС ОЗКА.

Расчет значения показателя устойчивости функционирования ОТС ОЗКА производится исходя из сравнения соответствия возможностей системы по проведению операций наблюдения (управления) установленным требованиям, определяемым для каждого участка $\Delta t \in \{t_{n1}, t_{n2}\}$.

Критерий эффективности функционирования ОТС ОЗКА:

– для показателя перекрытия ЗВ элементов ОТС ОЗКА: $P_{\text{зв}} \geq 2, \forall \Delta t \in \{t_{n1}, t_{n2}\}$ [7];

– для ресурсоемкости функционирования: $Res \le Res_{\text{треб}}$, где $Res_{\text{треб}}$ – выделенный ресурс средств (количество элементов ОТС ОЗКА);

– для устойчивости функционирования ОТС ОЗКА: $Ust \to 1$.

3. Сформируем множество вариантов размещения элементов ОТС ОЗКА при выполнении поставленных задач функционирования:

$$\Psi = \{\psi_g | g = \overline{1, G}\}, \quad (1)$$

где $\psi_g = \langle r_{j,k,g}, \{B_j^{\text{ср}}, L_j^{\text{ср}}, R_j^{\text{ср}}\}_g, \{t_{n1}, t_{n2}\}_g, P_g^{\text{зв}} \rangle$.

Необходимо найти такой вариант распределения организационно-технических элементов ОТС ОЗКА ψ^*, который при заданных ресурсных, географических и временных ограничениях позволит достичь требуемый уровень устойчивости функционирования системы минимально возможным количеством средств:

$$\psi^* = \text{argmin}_{\psi_g \in \Psi} Res(\psi_g), \quad (2)$$

$$\begin{cases} P_{\text{зв}}(\psi_g) \ge 2, \forall t \in \{t_{n1}, t_{n2}\}, \\ Res(\psi_g) \le Res_{\text{треб}}, \\ Ust\,(\psi_g) \to 1. \end{cases} \quad (3)$$

Перечислим ограничения, учитываемые при разработке предлагаемой авторами методики:

1) перевозимые и передвижные элементы ОТС ОЗКА располагаются с учетом ограничений по размещению $\{B_m, L_m | m = \overline{1, M}\}^{\text{гр}}$;

2) в качестве наблюдаемого (управляемого) объекта выступают РКН, выведение КА осуществляется с помощью разгонного блока (блока выведения, двигательной установки КА);

3) характеристики ОТС ОЗКА позволяют осуществлять передачу (съем) на управляемый объект (с наблюдаемого объекта) требуемой информации (траекторная, телеметрическая, командно-программная) при условии нахождения объекта в ЗВ элемента ОТС.

Варианты задействования выделенного ресурса элементов ОТС ОЗКА в порядке приоритета представлены в табл. 1.

Таблица 1

Варианты задействования выделенного ресурса объектов ОТС ОЗКА

№ варианта	1-я подсистема		2-я подсистема		..	*r*-я подсистема
	Неподвижные средства	Передвижные средства	Неподвижные средства	Перевозимые средства	...	Перевозимые средства
1	+		+		..	
2	+	+			..	
3		+		+		+
..	..	..	..	..	..	
X	+	+	+	+		+

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА РАЗМЕЩЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПУСКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Структура методики представлена на рис. 1.

Первый этап. Определяются требования к ОТС ОЗКА по степени перекрытия объектов, ресурсоемкости и устойчивости функционирования: $P_{\text{зв}}(\psi_g)$, $Res_{\text{треб}}$, $Ust\,(\psi_g)$.

Второй этап. Задаются следующие исходные данные:
множество наблюдаемых (управляемых) объектов – N;
множество элементов ОТС ОЗКА – $\{r_{j,k}\}$;
параметры исходного положения и траектории движения объектов – $\{B_n^{\text{ср}}, L_n^{\text{ср}}, i_n^{\text{ср}}\}$;
продолжительность движения объектов – $\{t_{n1}, t_{n2}\}$;
параметры элементов ОТС ОЗКА – $\{B_j^{\text{ср}}, L_j^{\text{ср}}, R_j^{\text{ср}}\}$;
множество координат, ограничивающих размещение элементов ОТС ОЗКА – $\{B_m, L_m\}^{\text{гр}}$

Третий этап. для элементов назначенного множества наблюдаемых (управляемых) объектов *N* каждый временной интервал движения T_n разбивают на элементарные элементы Δt_v и определяют потребный тип информации *K*, который необходимо получить от наблюдаемого (управляемого) объекта за каждый элементарный интервал.

Четвертый этап. Осуществляется ранжирование выделенного ресурса объектов ОТС ОЗКА по *J*-й принадлежности к организациям в порядке важности, избранной лицом, принимающим решение (ЛПР), определяя таким образом первоначальный состав объектов ψ_g (например, вариант № 1 из табл. 1). При возвращении к данному этапу осуществляется наращивание количества объектов ОТС, выполняющих задачу функционирования (варианты № 2, 3 и т. д.).

Пятый этап. Для каждого средства $\{r_{j,k}\}$ производится расчет параметров ЗВ:

$$\omega = \arccos\left(\frac{R_{\text{з}}}{h} * \cos(\gamma_{\min})\right) - \gamma_{\min}. \quad (4)$$

$$B^j_{\text{вх}\,v} = B^j_{\text{ср}} + \omega;\ B^j_{\text{вых}\,v} = B^j_{\text{ср}} - \omega, \quad (5)$$

где знаки «+», «–» для прямых витков, для обратных витков – обратные знаки,

$$L^j_{\text{вх}\,v} = L^j_{\text{ср}} + \arccos\left(\frac{\cos\omega - \sin\left(B^j_{\text{вх}\,v}\right) * \sin\left(B^j_{\text{ср}}\right)}{\cos\left(B^j_{\text{ср}}\right) * \cos\left(B^j_{\text{вх}\,v}\right)}\right), \quad (6)$$

$$L^j_{\text{вых}\,v} = L^j_{\text{ср}} - \arccos\left(\frac{\cos\omega - \sin\left(B^j_{\text{вых}\,v}\right) * \sin\left(B^j_{\text{ср}}\right)}{\cos\left(B^j_{\text{ср}}\right) * \cos\left(B^j_{\text{вых}\,v}\right)}\right). \quad (7)$$

Шестой этап. Рассчитывают [10–12] значения показателей эффективности для исследуемой конфигурации организационно-технических элементов системы ОЗКА. Для этого на каждом участке Δt_v осуществляется проверка соблюдения условия перекрытия объектов ЗВ и соответствия типа циркулирующей информации возможностям элемента ОТС ОЗКА, рассчитывается значение показателя устойчивости функционирования ОТС ОЗКА:

$$P_{\text{зв}} = \langle p_{\text{зв1}} \cap p_{\text{зв2}} \cap \ldots \cap p_{\text{зв}v} \rangle, \forall \Delta t_v\ , \forall\ k. \quad (8)$$

$$N_{\text{пров}} = \frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\sum_{v=1}^{V}\frac{P_{\text{вз}\,v,n}}{2}. \quad (9)$$

$$Ust = \frac{N_{\text{пров}}}{N_{\text{план}}} \quad (10)$$

Седьмой этап. Определяется соответствие количества размещенных элементов ОТС избранному критерию (не более выделенного ресурса).

Начало

1. Определяется критерий эффективности функционирования ОТС ОЗКА:

$$P_{\text{зв}}(\psi_g) \geq 2, \forall t \in \{t_{n1}, t_{n2}\}, Res \leq Res_{\text{треб}}, Ust\ (\psi_g) \to 1$$

2. Задается множество исходных данных:

множество наблюдаемых (управляемых) объектов – N;

множество элементов ОТС ОЗКА – $\{r_{j,k}\}$;

исходное положение и траектории движения объектов – $\{B_n^{\text{ср}}, L_n^{\text{ср}}, i_n^{\text{ср}}\}$;

продолжительность движения объектов – $\{t_{n1}, t_{n2}\}$;

параметры элементов ОТС ОЗКА – $\{B_j^{\text{ср}}, L_j^{\text{ср}}, R_j^{\text{ср}}\}$;

множество координат, ограничивающих размещение элементов ОТС ОЗКА – $\{B_m, L_m\}^{\text{гр}}$

3. Определение требований к информации наблюдения (управления) на временном интервале движения:

Тип информации K	Продолжительность движения объекта				
	Δt_1	Δt_2	Δt_3	…	Δt_v
ТНП		+	+	…	+
ТМИ			+	…	+
КПИ	+	+	+	…	+

A

4. Ранжирование (добавление) выделенного ресурса объектов ОТС

$$\psi_g \to R_w = \{r_{j,w}, j = \overline{1,J}\}, w \in W$$

5. Расчет ЗВ для каждого объекта ОТС на множестве отрезков времени Δt_v:

$$\omega = \arccos\left(\frac{R_3}{h} * \cos(\gamma_{\min})\right) - \gamma_{\min};$$

$$B_{\text{вх}\,v}^j = B_{\text{ср}}^j + \omega;\ B_{\text{вых}\,v}^j = B_{\text{ср}}^j - \omega$$

(для прямых витков, для обратных – обратные знаки);

$$L_{\text{вх}\,v}^j = L_{\text{ср}}^j + \arccos\left(\frac{\cos\omega - \sin(B_{\text{вх}\,v}^j) * \sin(B_{\text{ср}}^j)}{\cos(B_{\text{ср}}^j) * \cos(B_{\text{вх}\,v}^j)}\right);$$

$$L_{\text{вых}\,v}^j = L_{\text{ср}}^j - \arccos\left(\frac{\cos\omega - \sin(B_{\text{вых}\,v}^j) * \sin(B_{\text{ср}}^j)}{\cos(B_{\text{ср}}^j) * \cos(B_{\text{вых}\,v}^j)}\right)$$

B

Рис. 1. Методика формирования рационального варианта размещения организационно-технических элементов ОЗКА (начало)

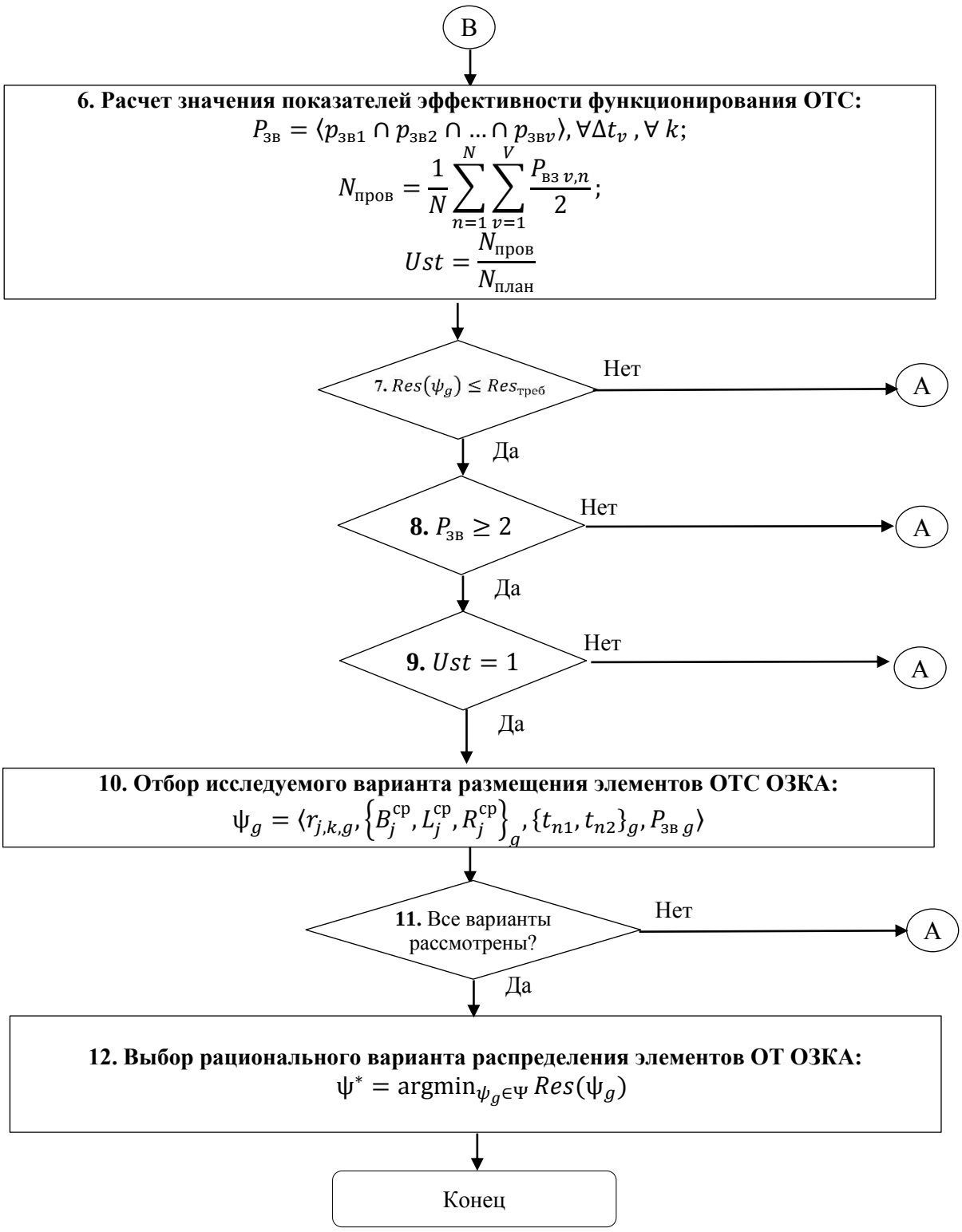


Рис. 1. Методика формирования рационального варианта размещения организационно-технических элементов ОЗКА (окончание)

Восьмой этап. Осуществляется расчет степени перекрытия ЗВ ОТС ОЗКА и трассы полета наблюдаемого (управляемого) объекта.

Девятый этап. Производится оценка достижения целевого показателя функционирования ОТС ОЗКА (3). При соблюдении критериев происходят переходы к следующему по порядку этапу, при невыполнении – происходит возвращение к третьему этапу методики.

Десятый этап. Состоит в запоминании исследуемой конфигурации, накоплении множества удовлетворяющих избранному критерию вариантов размещения элементов ОТС ОЗКА: $\Psi^{\text{доп}} = \{\psi_g^{\text{доп}} | g = \overline{1, G^{\text{доп}}}\}$.

Одиннадцатый этап. Происходит проверка наличия в накопленном множестве хотя бы одного варианта размещения элементов ОТС ОЗКА, удовлетворяющего требованиям (3), при его наличии и переборе всех вариантов распределения осуществляется переход на этап двенадцать, в противном случае – на четвертый этап.

Двенадцатый (заключительный) этап. ЛПР осуществляет выбор в соответствии с заданной целью (2) рационального варианта размещения организационно-технических элементов ОТС ОЗКА Ψ^*.

РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ МЕТОДИКИ ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ВАРИАНТА РАЗМЕЩЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПУСКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Проверка адекватности предлагаемого в работе подхода проводилась в ходе исследовательских командно-штабных военных игр с обучающимися Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского.

Исходные данные проведенных исследований были следующие:

1. Состояние неподвижных организационно-технических элементов ОЗКА принималось как реальное, ресурс передвижных и перевозимых элементов рассматривался как вариативная составляющая множества $\{r_{j,k}\}$.

2. Состояние системы выведения КА – реальное, с учетом дополнительного задействования перспективных элементов [1–3] в виде одного, двух и трех территориально распределенных районов пуска РКН [9].

3. Задача функционирования системы выведения КА – развертывание многоспутниковой ОГ МКА с параметрами: с высотой орбиты 500 км и наклонением орбиты 98^0 [9].

С помощью предлагаемого в работе математического аппарата проведено оценивание устойчивости функционирования ОТС ОЗКА Ust в зависимости от различных вариантов построения системы ψ_g, результаты которого представлены на рис. 2.

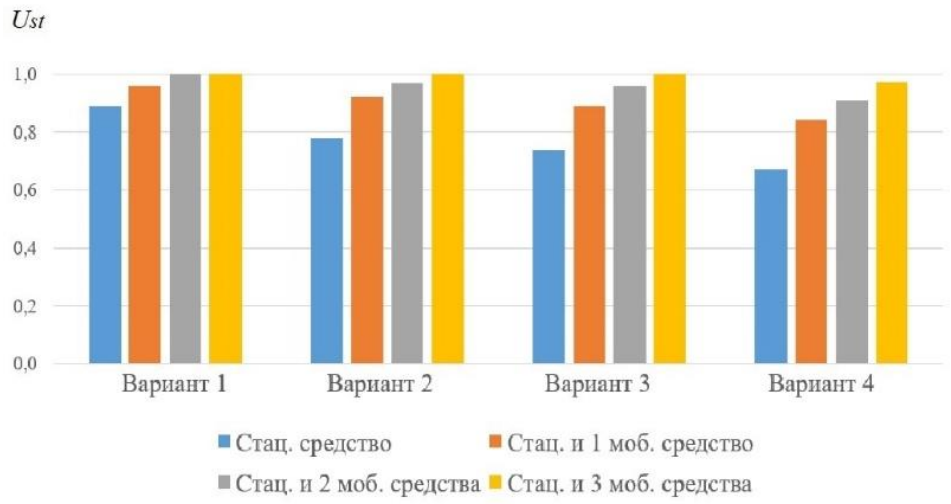


Рис. 2. Результаты исследования зависимости устойчивости функционирования ОТС ОЗКА в зависимости от вариантов размещения ее организационно-технических элементов в пространстве

Анализ полученных данных позволяет сделать вывод о работоспособности разработанной методики, исходя из соответствия выдвинутых теоретических положений полученным эмпирическим результатам:

– при распределении элементов межведомственной ОТС ОЗКА при существующей конфигурации системы выведения КА (вариант № 1) устойчивость функционирования ОТС ОЗКА соответствует избранному критерию при задействовании двух и более подвижных элементов системы;

– при повышении возможностей системы выведения КА (варианты № 2–4) требуется дополнительное задействование перевозимых и передвижных элементов ОТС ОЗКА, позволяющих выполнить поставленные перед системой задачи с требуемым уровнем эффективности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаемая авторами методика позволяет при осуществлении процесса планирования обеспечения запусков КА:

– реализовать осуществление территориально распределенных пусков РКН за счет рационального размещения организационно-технических элементов ОТС ОЗКА с учетом выделенного ресурса средств при обеспечении гарантированного (для заданных условий) выполнения задач функционирования исследуемой ОТС ОЗКА, обеспечив вариативность множества ее состояний, удовлетворяющих избранным условиям (3);

– выработать научно обоснованные рекомендации ЛПР по накоплению запаса передвижных (перевозимых) объектов ОТС ОЗКА для реализации целевых задач функционирования ОТС ОЗКА (2) в быстро изменяемых условиях (изменение даты запуска КА при несоответствии гидрометеорологических условий требуемым, при технических неисправностях вследствие ошибок или нарушений технологии испытаний и др.).

Дальнейшим направлением исследований в указанной предметной области считаем автоматизацию процессов решения информационно-расчетных задач определения параметров размещения организационно-технических элементов ОТС ОЗКА с учетом располагаемого ресурса средств.

Список использованных источников

1. *Кардашев М. А.* Воздушный старт. – М. : Новое время, 2016. – 356 с.

2. Опыт и перспективы запусков отечественных малых космических аппаратов с космодрома Плесецк / Н. А. Башляев [и др.] // Космическая техника и технологии. – М. : РКК «Энергия» имени С. П. Королева. – 2021. – Вып. № 3 (34). – С. 69–82.

3. Морской старт / Д. Г. Майбуров [и др.] // Армейский сборник. – М. : МО РФ, 2025. – Вып № 2. – С. 56–61.

4. Пат. RU 2622514 C1 Рос. Фед. Способ информационного обеспечения запусков космических аппаратов ракетами космического назначения и наземный автоматизированный комплекс управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения и измерений, предусматривающий использование способа / Петушков А. М., Кисляков М. Ю., Моисеев В. А., Бегичев А. Н., Логачев Н. В.; заявитель и патентообладатель АО «Российские космические системы». – № 2016118651; заявл. 13.05.2016; опубл. 16.06.2017, Бюл. № 17. – 23 с.

5. *Малюгин А. В., Пирухин В. А.* Методика обоснования рациональной структуры измерительного комплекса полигона // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 661. – С. 185–190.

6. *Зыков Д. Д., Крупский К. А., Спесивцев А. Б.* Обоснование направлений развития системы средств высокоточных измерений // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 668. – С. 290–297.

7. Методический подход к выбору рационального варианта размещения средств мобильных организационно-технических систем управления космическими аппаратами / С. М. Беседин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 245–252.

8. *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.

9. *Атарщиков А. Н., Данелян А. П., Новиков В. А.* Способ развертывания космического сегмента национальной системы мониторинга обстановки в Арктике // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 279–285.

10. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем : учебник / Н. Ф. Аверкиев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 301 с.

11. *Корянов В. В., Казаковцев В. П.* Основы теории космического полета : учеб. пособие.– М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013. – Ч.1 : Системы координат, расчет времени, невозмущенное движение. – 62 с.

12. *Вентцель Е. С.* Исследование операций: задачи, принципы, методология. – М. : Наука, 1988. – 208 с.

Basyrov A. G., Kuznetsov V. V., Fakhro F. Algorithm of the pipeline-parallel resource-saving process of data analysis and transmission in autonomous aircraft based on the Bayesian approach // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 7–16.

The concept of the pipeline-parallel organization of information processes of data analysis and transmission in the information and control system of autonomous aircraft, taking into account the time and energy costs of implementing information processes, is described. The formulation of the problem is formulated and the indicators of the quality of resource-saving pipeline-parallel information exchange are introduced. The approach to the analytical estimation of the mathematical expectation of the value of the indicator of the effectiveness of this process is considered.

The algorithm of resource-saving pipeline-parallel information process of polynomial complexity is formalized and investigated. Recommendations are given on substantiation of the structure of the device of pipeline-parallel processing and data transmission.

Key words: pipeline-parallel information processing, uncertainty of data quality, resource-saving process, Bayesian approach.

Substantiation of the relevance of using the ontological model of knowledge representation for solving the problems of observing artificial space objects / A. P. Kadochnikov, D. S. Kadochnikova, A. V. Mikhalev, V. Y. Prorok // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 17–34.

The article studies the process of systematization of data to ensure the effectiveness of the functioning of ground-based means of observing artificial space objects in near-Earth space. Within the framework of which the issues of managing the collection and storage of information are considered. The expediency of using the ontological model of knowledge representation about the subject area is substantiated. The results of using the proposed model for organizing data collection and integration in the planning of the work of observation facilities are presented.

Key words: ontology, knowledge base, artificial space object, modeling.

Orkin V. V., Platonov S. A., Prorok V. Y., Conceptual approach to learning intelligent decision support systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 35–43.

The paper discusses possible directions for improving the learning process of intelligent decision support systems. The advantages of step-by-step transformational learning of the system with gradual increases in the level of specialization are revealed, which will prevent a significant decline in the per-formance of the decision support system during periods of adaptation to new initial data or changing conditions.

Key words: structure, learning, transformational theory, strategy, intelligent system, decision-making.

Bolbasova L. A., Lukin V. P. Problems and technologies of observation through the atmosphere by ground optical means of space objects of natural and artificial origin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 44–53.

The article reveals the problems and technologies of observation through the atmosphere by ground-based optical systems of space objects of natural and artificial origin. The results of research on the development of adaptive optics methods with a laser guide star for ground-based optical telescopes are presented.

Key words: adaptive optics, laser guide star, telescope, atmosphere, turbulence, return photon flux.

Grishin A. V., Grishin V. V. Technology for logical-probabilistic calculating the availability of ground radio-electronic systems of space complexes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 54–62.

The availability of ground radio-electronic systems of space complexes in the process of their operation is considered. It is proposed to use an information about the availability parameters of ground radio-electronic systems for management decision-making in their operation. The article provides a mathematical justification for the use of a common logical-probabilistic method for calculating the availability parameters of ground radio-electronic systems and the technology of such calculation is presented.

Key words: ground radio-electronic systems of space complexes, calculating of availability parameters, common logical-probabilistic method, technology.

The model of prior uncertainty of errors in the elements of the reference network / R. I. Altunin, A. V. Astapovich, T. N. Danilova, K. K. Zbanov, A. I. Yakovlev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 63–74.

A description of the mathematical model of a reference geodetic network has been completed, which consists of deterministic and stochastic models of spatial geodetic construction. The deterministic model represents a set of mathematical relationships that allow unique values of the elements of the reference geodetic network to be assigned to given values of input data. The stochastic model is based on generating measurement results of the elements of the reference geodetic network, their adjustment, and the assessment of the accuracy of the geodetic azimuth values.

The results of simulation modeling are presented, which were carried out in the software product "Mathcad" using algorithms described in the mathematical model of geodetic construction. The result of the modeling is the selection of the most rational approach to determining the geodetic azimuth based on the joint processing of satellite and linear-angular measurements.

Key words: geodetic azimuth, deterministic model, simulation modeling, linear-angular measurements, method of least squares, satellite measurements, stochastic model.

Methodology for determining high-precision astronomical azimuths based on the joint processing of satellite and linear-angular, as well as astronomical measurements / R. I. Altunin, A. V. Astapovich, K. K. Zbanov, A. I. Yakovlev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 75–92.

A technique for determining high-precision astronomical azimuths of directions based on the integration of astronomical and satellite methods for determining azimuth is considered. Feature of the proposed methodology is the method for refining the increments of geocentric coordinates determined by satellite-based direction, which is based on the execution of redundant measurements. To achieve this, a third point is selected near the determined direction, forming a geodetic network in the shape of a triangle. In this network, satellite and linear-angular measurements are performed, which are adjusted using a parametric method.

The main stages of the parametric adjustment method are outlined in relation to the joint processing of satellite and linear-angular measurements in space. An approach to formulating parametric equations for angle corrections is proposed, based on the use of a transition matrix from spatial geocentric coordinates, which significantly simplifies the calculations.

A brief description of the procedure for calculating the final value of the astronomical azimuth has been provided.

A description of a field experiment conducted on a reference orientation network is presented. During the experimental research, it was found that the proposed method allows for an 18-38% increase in the accuracy of determining the astronomical azimuth.

Key words: astronomical azimuth, linear-angular measurements, least squares method, parametric adjustment method, satellite measurements.

Forecasting thunderstorm activity on the basis of a hydrodynamic modeling / O. G. Aniskina, S. A. Davidov, S. M. Kamnev, N. B. Tolstobrova // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 93–104.

The article presents the results of forecasting thunderstorm activity using atmospheric instability indices calculated on the basis of a hydrodynamic forecast. The analysis of forecast fields of high probability of thunderstorm occurrence obtained in the course of a numerical experiment is carried out for their compliance with the data of weather maps of the Main Hydrometeorological Center (GHMC) of the Ministry of Defense of the Russian Federation and lightning direction finding maps in real time from the website map.blitzortung.org.

Key words: convective systems, thunderstorm activity forecast, atmospheric instability indices, hydrodynamic modeling.

Dmitrikov G. G., Nikishechkin A. L., Semenyuk S. S. A model for determining the location of a space object based on estimates of the angular coordinates of two measuring instruments // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 105–113.

The article presents the results of analytical and simulation modeling of the process of determining the location of a space object based on estimates of angular coordinates obtained by two spaced radio engineering or optical ground-based measuring instruments. An analytical description of the algorithm for calculating the spatial coordinates of the object of observation and the results of statistical tests to assess the accuracy of determining the location of the object at various heights are given.

Key words: location determination, angular method, angular coordinates, space object.

Korystin A. A., Kuleshov Y. V., Novikov A.V. Simulation modeling of an high-frequency sky wave radar receiving and transmitting channel based on the Watterson ionospheric channel model // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 114–128.

A description of a simulation model of a transmit-receive channel of an high-frequency sky wave radar is presented, in which the ionospheric channel of direct and reverse propagation is modeled using the Watterson model. The results of modeling for typical conditions are presented and an analysis of the results is carried out, the main patterns of fading influence in the ionosphere on the results of the signal optimal processing and targets detection by radar are determined.

Key words: over-the-horizon radar, ionospheric channel, fading, target detection, optimal signal processing.

Kozhich M. D., Mishukov O. A., Sidorov M. V. Methodology for applying a classifier ensemble for botnet detection // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 129–138.

Botnets remain one of the key threats to information security, especially in the context of growing volumes of encrypted network traffic and the use of dynamic domain name generation algorithms by attackers. This paper proposes a methodology for botnet detection based on a soft voting classifier ensemble, which includes a decision tree, gradient boosting, and the k-nearest neighbors algorithm. The novelty of the approach lies in combining heterogeneous models with adaptive weight assignment based on validation metrics and subsequent temporal post-processing of results using a sliding window. Experiments on the CTU-13 dataset demonstrated high values botnet detection accuracy (99.3%), with a false positive rate of less than 1%. The results confirm the feasibility

of using an ensemble approach to improve the effectiveness of botnet detection, including distributed and peer-to-peer architectures.

Key words: information security, machine learning, botnets, ensemble classifiers, network traffic analysis.

Podshibyakin A. S., Kharzhevskaya A. V. Software suite for cognitive analysis of code functions implementing machine learning methods based on syntactic-semantic models // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 139–154.

The article presents a software suite for intelligent analysis of source code implementing machine learning (ML) methods. The developed solution combines formal syntactic parsing of Python code with semantic interpretation using the GPT-4o transformer model, which enables the automated detection of architectural defects, numerical instabilities, and architectural risks. The paper describes the architecture of the software suite, the interaction logic between its components, and provides an evaluation of metric characteristics such as reliability, resilience to undeclared capabilities, degree of automation, and completeness of analysis. The results demonstrate a reduction in operational risks and a significant decrease in time spent on auditing code. The software suite is aimed at integration into engineering practices and serves as a cognitive decision-support tool in the development and maintenance of ML-based systems.

Key words: semantic code analysis, machine learning, transformer models, cognitive auditing, program function interpretation, automated analysis, intelligent software systems, artificial intelligence in software engineering.

Mathematical model for as-sessing the operation of electric installations of the armed forces of the Russian Federation / V. A. Abalakin, A. E. Voronin, N. E. Peshehonov, V. V. Rybakov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 155–164.

The process of evaluating the operation of electrical installations at the facilities of the Armed Forces of the Russian Federation is considered. The main criteria for evaluating the operation of electrical installations are considered. A mathematical model for evaluating the operation of electrical installations is proposed, taking into account all the requirements of the Methodological Recommendations for the Organization of Electrical Installation Surveys in the Armed Forces of the Russian Federation. A diagram of the mathematical model for evaluating the operation of electrical installations is presented.

Key words: electrical installation survey, mathematical model for evaluation, component of opera-tion.

Models of operational-pairing disruptions functioning of the thermal mode of a sealed space vehicle in conditions of degradation of thermoregulating coatings / A. A. Abdurahimov, D. V. Vilisov, G. A. Matveev, G. A. Soya // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 165–176.

The paper presnts models of operational parrying of disruptions in the functioning of the thermal management system of a thermetic spacecraft during in the degradation of thermoregulating coatings, as well as model of the system itself adapted to include parrying models in its composition. Based on numerical modeling, conclusions are down about the effect of the chosen methods of parrying on the thermal regime of the spacecraft.

Key words: sealed spacecraft, thermoregulating coating, degradation, parry.

Averkiev N. F, Goncharov P. S., Kochiev S. G. Methodology for calculating the parameters of the upper limit of an ultra-low orbit for a spacecraft with an outboard gas propulsion system // Pro-

ceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 177–184.

A methodology has been developed for calculating the parameters of the upper limit of an ultra-low orbit, in which an electric propulsion system has the ability to use outboard gas a working fluid. An example of calculating using the proposed methodology with typical characteristics of a small spacecraft is given.

Key words: spacecraft, ultra-low orbit, statistical test method, atmosphere, electric rocket propulsion system, outboard gas.

A categorical-functor approach to modeling adaptive-situational management of the state of technical systems of complex objects based / D. A. Avsykevich, N. B. Litvinova, Y. E. Tupitsin, E. V. Shishkin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 185–197.

An approach to formalizing a system of adaptive situational management of the state of technical systems of complex objects in the form of a set of intersecting sets and relationships between them is considered. Such sets include: goals, modes and parameters of the functioning of technical systems, personnel involved in operation management, disturbing effects and information necessary for condition management.

Key words adaptive situational management, technical systems, categorical-functor approach, parameters of the functioning.

Mathematical model of motion of a low-orbit spacecraft with an electric rocket engine / A. V. Aksenov, P. S. Goncharov, L. P. Zozulya, A. L. Kopeyka // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 198–206.

The problem of estimating the characteristics of the orbital motion of a spacecraft with a low-thrust electric rocket engine under complex dynamic conditions is considered. The main equations of the spacecraft orbital motion in ultra-low orbits are described for arbitrary angles of deviation of the perturbing force from the velocity vector. Analytical dependences of the change in the radius vector, velocity, and polar angle on time are derived. A trajectory equation is obtained. It is revealed that after an integer number of periods the spacecraft finds itself in a new circular orbit with the required velocity. The results obtained provide a basis for developing control algorithms.

Key words: electric κrocket engine, orbital motion, period of revolution, trajectory.

Arsenyev V. N., Kolosov E. V., Slatova E. V. Determination of a target object by a spacecraft surveying near-Earth space based on several series of observations // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 207–212.

A near-Earth space survey spacecraft monitors a specified area. The spacecraft's field of view includes a number of space objects, among which is a target object. The spacecraft's onboard facilities allow several series of measurements (observations) of selective features characterizing the objects of observation. The volume and quality of measurement information about the observed objects within one series of measurements and from series to series may differ. Based on the data obtained, the problem of selecting a target object from a set of observed ones is solved. For this purpose, hypotheses (events) are considered, consisting in the assumption that each observed object is a target. The object for which the mathematical expectation of the number of acceptances of the corresponding hypothesis in all series of observations is maximum is selected as a target.

Key words: near-Earth space, spacecraft, space objects, target object, selective features, integral feature, decision rule.

A methodical approach to the organization of maintenance of complex technical systems for long periods of operation / E. V. Basotin, I. S. Zhiltsov, A. V. Krivonosov, I. E. Saal // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 213–219.

The paper proposes an approach to resolving a problem situation, which consists in the need to ensure the operability of technological equipment of complex technical systems over long periods of operation with minimal resource costs with insufficiently developed scientific and methodological support for substantiating the composition, nomenclature, timing and cost of measures to maintain the performance of technological equipment when concluding service contracts. The problem is formulated and the requirements for the composition of scientific and methodological support for solving the problem are substantiated.

Key words: complex technical system, service maintenance, operational suitability, durability.

Vasilichin R. V., Minyaev S. I., Pavlinov M. Y. Approach to determining the optimal length of test ,allistic missile launch routes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 220–226.

The article is devoted to the problems of evaluating the effectiveness of autonomous flight tests of test objects using three-stage solid-fuel test ballistic missiles. It is considered and solved the design-ballistic optimization (variational) problem of such evaluation depending on the length of missile route and geodetic launch conditions. The modulus of the difference between the target and the realized velocity of test object at the moment of its re-entry into the atmosphere is used as a quantitative measure of such efficiency if the corresponding re-entry angles are equal. The methods of the theory of ordinary differential equations (calculus of variations) and the theory of ballistic missile flight are applied to solve the problem.

Key words: ballistic pause, test ballistic missile, launch range conditions, test objects, missile route, length of missile route, geodetic launch conditions.

Vlasov S. A, Kochiev S. G. Calculatingof the orbital structure of spacecraft systems for periodic survey of the Earth’s surface in different // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 227–242.

Two formulations of the problem of the problem of synthesizing the structure of the spacecraft system are considered. Structures of tables of survey parameters of the Earth’s surface survey parameters have been developed for a given range of discontinuities in observation and given range of the number of the spacecraft revolutions per day.

Key words: spacecraft, spacecraft system, quasi-synchronous orbits, the largest time gap in observation, inter orbit distance, spacecraft frontal group, isopath spacecraft system.

Galaev S. A., Dmitriev A. K. A set of models for monitoring the technical condition of the network infrastructure of a special-purpose data center // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 243–266.

The article considers the issue of improving the efficiency of the system for monitoring the technical condition of the network infrastructure of the special-purpose data center. A mathematical model for monitoring the network infrastructure of the special-purpose data center has been developed, which made it possible to obtain additional diagnostic features. The mathematical model has a high level of abstraction with respect to protocols and types of network devices, and displays the time and probability characteristics of frame processing and transmission processes. In addition, the developed structural model displays the passage of network traffic and the functional elements that affect its properties. The structural model determines the depth of the defect search, as well as the displaying measurement points for the performance of functional elements. The presented structural model makes it possible to identify the network infrastructure of a special-purpose data center, re-

gardless of its scale. The application of the developed models will help to increase the efficiency of control and, as a result, the effectiveness of the control system.

Key words: network infrastructure of a data center, information direction of communication, information and computational task, network graph model, diagnostics, diagnostic traffic.

Gorbulin V. I., Gorbulin P. V., Chernyavcskiy V. A. Optimization method of small space apparatus launching using booster blocks // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 267–273.

In this publication, the problem of small spacecrafts group launching is considered as a problem of optimal control theory in the class of descrete-continous functions. A combined method of group launch is proposed, which involves maneuvering not only the booster block, but also the launched small spacecraft. At the same time, the formation of flight programs takes into account the technical capabilities of the upper stage and spacecraft, and is not based on impulse calculations, unlike existing methods. This task occupies a special place in the spectrum of possible launch schemes for small spacecrafts, which mass is significantly less than the payload capacity of the launch vehicle.

Key words: spacecraft, inter-orbital flights, bounded thrust.

Gribakin V. A., Pirogov S. Y., Unrau D. S. A model of the thermal state of the chamber of a liquid rocket engine rocket block with a rocket-dynamic rescue system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 274–285.

The article provides a description of the main stages of thermal loading of the liquid rocket engine chamber of the reusable rocket block with a rocket-dynamic rescue system. A mathematical model for calculating the thermal state of chamber is described, taking into account the specifics of the functioning of the liquid rocket engine at the stages of recue and landing of the rocket block. The results of a numerical experiment conducted using the developed model are presented.

Key words: reusable liquid rocket engine, rocket-dynamic rescue system, thermal state, chamber.

Dorokhov A. N., Soldatenko V. S. Selection of nominal values of the parameters of the elements of the standard unit of magnitude according to the reliability criterion // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 286–294.

The method is proposed for selecting the nominal values of the parameters of the elements of the unit standard, which provides the maximum value of the reliability criterion calculated by numerical methods based on statistical tests of mathematical models of the output parameters of the unit standard. The optimization method is a variation of the gradient method with a variable metric with the choice of the point of descent by changing the variance of the nominal values of the unit reference parameters.

Key words: unit standards, reliability indicators, characteristic functions, statistical tests, nominal values of parameters, parameter tolerances.

Dudin V. M.,Khlebnikov S. G., Shavin A. S. A methodological approach to astronavigation of a geostationary spacecraft based on measurements of angular coordinates of space object-reference // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 295–302.

This document presents a methodological approach to astronavigation of a geostationary spacecraft. The methodological approach includes the stages such as star recognition, calculation of orientation parameters for onboard optical-electronic equipment orientation, recognition of space objects with known motion parameters at the time of observation, and evaluation of the position vector along with its covariance matrix.

Key words: geostationary orbital spacecraft, astronavigation, orientation quaternion, position vector estimation, covariance matrix.

Kalmykov E. V., Orlov A. A., Saidanov V. O. Simulation model of a decentralized energy supply system for a military infrastructure facility // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 303–322.

The article presents a solution to the applied problem of substantiating the composition and algorithm of functioning of a decentralized energy supply system for a military infrastructure facility. The system modeling methodology and an imitation dynamic model of a decentralized energy supply system implemented on its basis in the software environment of the Powersim system dynamics package are used as tools.

Key words: autonomous energy source, technological scheme, functioning algorithm, simulation model, software implementation, comparative analysis.

Kozlov V. V., Lagun A. V., Syrov A. D. Study of the adaptability property of complex technical systems to destructive impacts // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 323–329.

The article studies the system engineering property of adaptability of a complex technical system. The hierarchical structure of this property is presented, which allows to determine private indicators of adaptability. Based on the morphological analysis of private indicators, expressions for their assessment are obtained and the rule for their aggregation is determined. The proposed approach allows to increase the validity of making organizational and technical decisions to improve the efficiency of design and operation processes of complex technical systems, taking into account destructive effects of various natures.

Key words: adaptability, complex technical system, potential, modernization, modification, durability, security, morphological analysis.

Kozlov V. V., Lagun A. V., Syrov A. D. Methodology for determining the efficiency indicator of the process of ensuring the security of ground-based complexes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 330–340.

Abstract: The article considers the issue of ensuring the functioning of ground-based complexes under external destructive influences based on constructing the function of the result of achieving security, and also considers the main methods of achieving the protection of the complex. A synthesis of private efficiency indicators of security processes is carried out, on the basis of which a conclusion can be made about the achievement of the goal of protecting the complex.

Key words: security, complex, efficiency, indicator.

Krasnoshchyokov S. N., Lukyanenko S. N., Scvortsov D. V. Application of a mathematical model of a lithium-ion battery to determine the residual resource based on telemetry parameters of the current strength // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 341–350.

The paper considers the solution of the applied problem of determining the residual resource of lithium-ion batteries of spacecraft at the stage of orbital operation using telemetry measurement data. A mathematical model of a lithium-ion battery is presented, which describes the dynamics of changes in the voltage at the battery terminals, taking into account variations in the current flowing in the circuit, temperature effects, and degradation processes. Functional dependencies are substantiated, which allow the coefficients of the equations to be expressed in terms of the initial parameters. Two methods for estimating the residual resource have been developed, differing in the set of telemetered parameters used.

Key words: lithium-ion batteries, residual resource, critical condition, telemetered measurements.

Kryzhanovsky V. I., Slatov S. V., Trofimov I. A. Algorithm for turning a spacecraft for remote sensing of the earth // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 351–361.

Algorithms for calculating the trajectory of the Earth remote sensing spacecraft turn when pointing the observation equipment at a single object located on the Earth's surface have been developed using the phase trajectory method, ensuring the formation of an image with minimal distortions. The developed algorithms ensure savings in the working fluid compared to turns that are optimal in terms of speed. The article substantiates the choice of turn options that, depending on the initial conditions, ensure shooting at a subsatellite point or at a point closest to the subsatellite point. Final expressions are obtained for calculating the acceleration, braking, and inertial motion times under various initial conditions.

Key words: spacecraft, targeting, remote sensing of the Earth.

Sokolov I. A., Stepanov A. S. Algorithm for energy quasi-optimal two-pulse control of spatial orientation of spacecraft with flywheel engines // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 362–375.

The article proposes an algorithm for energetically quasi-optimal two-pulse control of the spatial orientation of a spacecraft with flywheel engines. Such control implies the formation of control moments at the beginning and at the end of a program rotation, and between active sections the presence of free rotation of the spacecraft by inertia. The duration of the program turn is fixed. Calculation of control parameters is based on the method of approximate corrective operator proposed earlier. One of the advantages of such control is the ability to minimize the operating time of the controls due to the presence of a section of free angular motion, which has a positive effect on the consumption of the working fluid or electricity.

The main difference between this work and the one mentioned earlier is the use of flywheel engines as controls. The appearance of gyroscopic moments associated with their functioning introduces a perturbing factor into the angular dynamics of the spacecraft, which must be taken into account and compensate, resulting in additional energy costs. The algorithm for controlling the orientation of a spacecraft with flywheel engines proposed in this work allows the influence of gyroscopic moments on the quality of a program turn to be ignored.

Key words: spacecraft, engine-flywheel, terminal control, program rotation, spatial orientation.

Khomich I. V., Shishkov M. A. Method of synchronous generator excitation controller parameters setting considering the saturation of regulating element // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 376–386.

The method of synchronous generator excitation PI-controller parameters analytical setting, allowing to ensure the requirements for the duration of the transient process in autonomous power supply system is proposed. A comparative analysis between proposed and other methods, most commonly used in industry systems, is conducted.

Key words: synchronous generator, excitation controller, parameters setting, transient process duration time.

Kirillov I. G., Severenko A. V., Chirich Y. L. Methodological experience in the use of an interactive training complex in small arms fire training classes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 387–394.

The article considers the possibility of using modern technologies in the system of training military personnel, new methodological techniques for teaching the discipline of fire training from small arms. The technology and methodological experience of using an interactive training complex of virtual reality in the educational process in classes on fire training from small arms are presented.

Key words: interactive training complex, technology, technical training, trainees, visualization, weapons.

Kuzhekin N. S., Myshko V. V., Chikurov V. A. Monitoring the implementation of the discipline curriculum as an integral part of the education quality management // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 395–405.

The article examines the procedure of monitoring the implementation of the discipline curriculum from a systemic perspective as a tool that provides an opportunity to influence the educational process and thus affect the quality of education.

Key words: quality of education, discipline curriculum, monitoring.

Moldovanova S. M., Musienko S. A. Organizational and pedagogical problems of studying the normative legal regulation of educational activities of military educational organizations during the development of additional professional programs // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 406–412.

Regulatory legal regulation plays a key role in the organization of the educational process in military educational organizations. It defines the management structure, the order of implementation of educational programs, the rights and obligations of participants in the educational process. However, the effective development of normative acts is a difficult task, since it is associated with a number of pedagogical problems that arise at all stages of specialist training. This article is devoted to the study of relevant organizational and pedagogical aspects of the study of the regulatory legal regulation of educational activities in military universities during the development of additional professional programs.

Key words: regulatory legal framework, education system, additional professional education, educational activities, additional professional programs, advanced training, professional retraining, individually oriented education, regulatory legal regulation.

Slepova I. A., Schabakov E. I. Model for assessing the innovative potential of military university graduates // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 413–418.

The article presents a model for assessing the innovative potential of graduates during their studies at a military university. It provides a structural diagram of competencies under the conditional name "innovative potential," which describes the learner's innovative potential as a result of the development of their intellectual individual characteristics aimed at achieving the required level of professional competencies. This model serves as the basis for assessing the learner's innovative potential at a military university.

Key words: innovative activities in the educational process, innovative activities in the field of military education, assessment of innovative activities, competence-based approach, competence scheme "innovative potential", model for assessing innovative potential.

Belogurov I. M., Guriev O. V. Experience in building and improving the system of control points of the Joint Armed Forces of the Warsaw Pact Organization // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 419–425.

The scientific work analyzes the construction of a system of command posts of the United Armed Forces of the Warsaw Pact Organization, taking into account the experience of conducting strategic operations of the Great Patriotic War of the Russian Armed Forces together with the troops of the allied states of the USSR, as well as joint operational exercises of the second half of the twentieth century.

Key words: Warsaw Pact Organization, United Armed Forces, command post, control center.

Dobryshkin E. O., Eltsofon D. A. Development of a mathematical model for assessing the measurement error of string transducers in automated monitoring systems under non-stationary conditions using harmonic function // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 426–439.

The article is devoted to the study of fundamental processes occurring in string transducers when measuring dynamically changing nonelectric quantities. The equation of transverse vibrations of a fixed string is solved under the harmonic law of variation of its tension force. Mathematical calculations of the obtained solution are given. The dependences of the amplitude error of a string transducer under the harmonic law of variation of the tension force of its string are derived. Ways to eliminate emerging negative phenomena are proposed.

Key words: string transducer, variable tension force, harmonic law, canonical Mathieu equation, Mathieu function, modulation frequency, modulation depth.

Dobryshkin E. O., Eltsofon D. A. Development of a mathematical model for assessing the measurement error of string transducers in automated monitoring systems under non-stationary conditions using potency function // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 440–451.

The question of the possibility of using string transducers to measure dynamically changing nonelectric quantities is being considered. A mathematical research problem has been set. The equation of transverse vibrations of a fixed string is solved under the power law of variation of its tension force. Mathematical calculations of the obtained solution are given. The dependences of the amplitude error of a string transducer are derived for the power law of variation of the tension force of its string.

Key words: string converter, variable tension force, Sturm-Liouville problem, Bessel function, amplitude error.

Justification of the verification approach knowledge of combat experience troops (forces) based on its relevance principles of military art / O. V. Ikonnikov, B. D. Kazakhov, K. A. Krupsky, B. A. Letuchev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 452–464.

An approach to assessing the verification of knowledge about the combat experience of using troops (forces) based on its compliance with the principles of military art is presented. The content of the process of assessing the degree of conformity of the experience of implementing the method of combat operations with the principles of the art of war is presented. The importance of observing the principles of military art during wars and military conflicts based on historical examples is confirmed.

Key words: combat experience, principles of the art of war, methods of combat, information security.

Letuchev B. A., Novikov V. A., Kharitonov S. M. Methodology for the formation of a rational option for the placement of organizational and technical elements of the spacecraft launch system during the implementation of geographically distributed launches of space rockets // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2025. – Release 697. – P. 465–473.

An approach to the formation of rational options for the placement in space of mobile and mobile organizational and technical elements of the spacecraft launch system when using geographically distributed launch sites for space rockets is presented.

The feasibility of the method proposed by the authors was checked, it was concluded that it was suitable for solving the problems of justifying the composition of the reserve of ground-based space assets.

Key words: spacecraft launch system, spacecraft launches, geographically distributed launches, space rocket.

Абалакин Владимир Анатольевич, кандидат технических наук, доцент; 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

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

Аверкиев Николай Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Авсюкевич Дмитрий Алексеевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (812) 347-95-43, e-mail: vka@mil.ru

Аксёнов Алексей Витальевич, 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); тел.: 8 (987) 885-21-94, e-mail: vka@mil.ru

Анискина Ольга Георгиевна, кандидат физико-математических наук, доцент; Российский государственный гидрометеорологический университет (192007, Россия, Санкт-Петербург, Воронежская ул., 79), тел.: 8 (812) 633-01-74, e-mail: olga.aniskina@mail.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); тел.: 8 (911) 216-13-26, e-mail: vka@mil.ru

Басотин Евгений Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911)709-63-74, 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_24kaf@mil.ru

Белогуров Илья Матвеевич, кандидат исторических наук; Военная академия Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации (119571, Россия, Москва, пр. Вернадского, 100); тел.: 8 (967) 149-21-12, e-mail: dlyadoma1313@gmail.com

Больбасова Лидия Адольфовна, кандидат физико-математических наук; Институт оптики атмосферы имени В. Е. Зуева СО РАН (634055, Россия, Томск, пл. Академика Зуева, 1); тел.: 8 (3822) 492606, e-mail: sla@iao.ru

Василихин Ростислав Витальевич, АО «Корпорация «МИТ» (Россия, Москва), тел.: 8 (996) 911-51-66, e-mail: rvasilikhin@mail.ru

Вилисов Дмитрий Владимирович, войсковая часть 63551 1 Государственного Испытательного Космодрома Министерства Обороны Российской Федерации Федерального государственного бюджетного военного образовательного учреждения высшего образования (164262, Россия, Архангельская обл., Мирный); тел.: 8 (995) 448-51-94, e-mail: 1gikmo@mil.ru

Власов Сергей Александрович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Воронин Алексей Евгеньевич, 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

Галаев Сергей Алексеевич, доктор технических наук, доцент; Военная академия РВСН имени Петра Великого (143900, Россия, Московская обл., Балашиха, ул. Карбышева, 8); тел.: 8 (916) 976-63-36, e-mail: galaev.sergey@mail.ru

Гончаров Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8(812) 347-97-19, e-mail: vka@mil.ru

Горбулин Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Горбулин Павел Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Грибакин Владимир Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (961) 801-76-75, e-mail: vka@mil.ru

Гришин Анатолий Вячеславович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-19, e-mail: vka@mil.ru

Гришин Вячеслав Васильевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-31, e-mail: vka@mil.ru

Гурьев Олег Владимирович, Национальный центр управления обороной Российской Федерации (119160, Россия, Москва, Фрунзенская наб., 22/2); тел.: 8 (926) 566-74-92.

Давыдов Степан Андреевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13) , e-mail: vka@mil.ru

Данилова Татьяна Николаевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (905) 204-35-78, e-mail: vka@mil.ru

Дмитриев Алексей Константинович, Военный университет имени князя Александра Невского (123001, Россия, Москва, ул. Большая Садовая, 14, стр. 1); тел.: 8 (929) 613-44-62, e-mail: da-system@ya.ru

Дмитриков Георгий Геннадьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 942-98-82, e-mail: vka@mil.ru

Добрышкин Евгений Олегович, кандидат технических наук; Военная академия материально-технического обеспечения имени генерала армии А. В. Хрулёва (199034, Россия, Санкт-Петербург, наб. Макарова, 8); тел.: 8 (921) 555-97-02, e-mail: edobryshkin@mail.ru

Дорохов 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

Дудин Владислав Михайлович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Жбанов Константин Константинович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (929) 115-47-71, e-mail: vka@mil.ru

Жильцов Игорь Станиславович, 1 Государственный испытательный космодром Министерства обороны Российской Федерации (164170, Россия, Архангельская обл., Мирный); тел.: 8 (81834) 2-30-04, e-mail: Zhis73@mail.ru

Зозуля Людмила Петровна, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Иконников Олег Владимирович, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-01, e-mail: vka@mil.ru

Кадочников Андрей Павлович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Кадочникова Дарья Сергеевна, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

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

Калмыков Евгений Витальевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Камнев Семён Максимович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

Кириллов Игорь Геннадьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-29, 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Кожич Максим Дмитриевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Козлов Владимир Владимирович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Колосов Егор Валерьевич, Главное командование ВКС (Россия, Москва).

Копейка Александр Леонидович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-19, e-mail: vka@mil.ru

Корыстин Александр Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 327-96-52, e-mail: vka-onr@mil.ru

Кочиев Сергей Георгиевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Краснощёков Сергей Николаевич, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Кривоносов Алексей Викторович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 165-94-94, e-mail: vka@mil.ru

Крупский Кирилл Анатольевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Крыжановский Владимир Иванович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21.

Кужекин Николай Сергеевич, кандидат философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-95-96, e-mail: vka@mil.ru

Кузнецов Вадим Викторович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: Vka_24kaf@mil.ru

Кулешов Юрий Владимирович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 327-96-52, e-mail: vka-onr@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) 347-97-21, 8 (812) 347-95-14, 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

Литвинова Наталья Борисовна, доктор педагогических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (812) 347-95-43, e-mail: vka@mil.ru

Лукин Владимир Петрович, доктор физико-математических наук, профессор; Институт оптики атмосферы имени В. Е. Зуева СО РАН (634055, Россия, Томск, пл. Академика Зуева, 1); тел.: 8 (3822) 492606, e-mail: lukin@iao.ru

Лукьяненко Сергей Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Матвеев Глеб Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 588-93-51, e-mail: vka@mil.ru

Миняев Сергей Игоревич, кандидат физико-математических наук; АО «Корпорация «МИТ» (Россия, Москва), тел.: 8 (905) 725-11-81, e-mail: Sergey_integral@mail.ru

Михалев Александр Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Мишуков Олег Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Молдованова Светлана Михайловна, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-97-62, e-mail: vka@mil.ru

Мусиенко Сергей Анатольевич, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-97-62, e-mail: vka@mil.ru

Мышко Василий Васильевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-95-65, e-mail: vka@mil.ru

Никишечкин Александр Леонидович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 807-88-75, e-mail: vka@mil.ru

Новиков Александр Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 327-96-52, e-mail: vka-onr@mil.ru

Новиков Владимир Александрович, доктор военных наук, профессор; 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

Оркин Вадим Витальевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-98.

Орлов Артём Алексеевич, войсковая часть 25522 (684400, Камчатский край, р-н Усть-камчатский, Ключи).

Павлинов Михаил Юрьевич, АО «Корпорация «МИТ» (Россия, Москва), тел.: 8 (903) 183-22-24, e-mail: mu19.24@yandex.ru

Пешехонов Николай Егорович, кандидат технических наук, доцент; 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

Пирогов Сергей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (964) 3767000, e-mail: vka@mil.ru

Платонов Сергей Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-98.

Подшибякин Александр Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

Пророк Валерий Ярославович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-98.

Рыбаков Вячеслав 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

Сааль Илья Евгеньевич, Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева (456313, Челябинская область, г. Миасс, Тургоякское ш., 1); тел.: 8 (3513) 55-51-91, e-mail: src@makeyev.ru

Сайданов Виктор Олегович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Северенко Александр Викторович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-97-29, e-mail: vka@mil.ru

Семенюк Сергей Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 750-07-88, e-mail: vka@mil.ru

Сидоров Максим Вячеславович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Скворцов Дмитрий Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Слатов Сергей Валерьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21.

Слатова Екатерина Викторовна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Слепова Ирина Андреевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-25, 8 (812) 347-97-21.

Соколов Иван Александрович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-2, 8 (812) 347-97-21.

Солдатенко Владимир Стальевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Соя Геннадий Андреевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 580-37-50, e-mail: vka@mil.ru

Степанов Александр Сергеевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, 8 (812) 347-97-21.

Сыров Артём Дмитриевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Толстоброва Наталия Борисовна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-52.

Трофимов Илья Анатольевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13). тел.: 8 (812) 347-97-21.

Тупицин Юрий Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (812) 347-95-43, e-mail: vka@mil.ru

Унрау Дмитрий Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 947-73-13, e-mail: vka@mil.ru

Факхро Файруз, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (900) 630-07-76, e-mail: fairouzarussia@gmail.com

Харжевская Александра Владимировна, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

Харитонов Сергей Михайлович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-43, e-mail: vka@mil.ru

Хлебников Сергей Германович, кандидат военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Хомич Иван Владимирович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского 8 (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Чернявский Владимир Александрович, кандидат технических наук, доцент, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Чикуров Виталий Александрович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-65, 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Чирич Юрий Леонидович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-97-29, e-mail: vka@mil.ru

Шабаков Евгений Иванович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-99-51.

Шавин Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, e-mail: vka@mil.ru

Шишкин Евгений Вячеславович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-43, e-mail: vka@mil.ru

Шишков Максим Алексеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского 197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-21, 8 (812) 347-95-44, 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

Абдурахимов Алексей Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Аверкиев Николай Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 807-59-91.

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

Бирюков Денис Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-87, e-mail: vka@mil.ru

Горбулин Владимир Иванович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-89.

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

Ефимов Владимир Васильевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

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

Каргу Дмитрий Леонидович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-22, e-mail: vka@mil.ru

Клейменов Виктор Владимирович, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 964-07-44, e-mail: vka@mil.ru

Кужекин Николай Сергеевич, кандидат философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Лохвицкий Владимир Александрович, доктор технических, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Маков Александр Борисович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); 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); тел.: 8 (911) 984-13-77, 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.

Мищенко Владимир Ильич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

Мосин Дмитрий Александрович, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

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

Пилькевич Сергей Владимирович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская 13); тел.: 8 (812) 237-96-54, e-mail: vka@mil.ru

Пирогов Сергей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

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

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

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