

**Труды Военно-космической
академии имени А. Ф. Можайского**

Научное рецензируемое издание

Выходит с 1942 года

Выпуск 683

Проблемы создания
и применения
космических аппаратов
и систем средств
выведения в интересах
решения задач
Вооруженных Сил
Российской Федерации

2022 г.

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
кандидат техн. 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**

Составители:

М. А. Степыко,
доктор техн. наук, проф. **А. А. Абдурахимов**

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 истор. наук, доц.; **А. П. Алёшкин**, доктор техн. наук, проф.;
В. Н. Арсеньев, доктор техн. наук, проф.; **Д. Н. Бирюков**, доктор техн. наук, доц.;
И. А. Готюр, доктор техн. наук, доц.; **А. П. Доронин**, доктор техн. наук, проф.;
И. Ю. Еремеев, доктор техн. наук, проф.; **В. Н. Калинин**, доктор техн. наук, проф.;
Б. Д. Казахов, доктор техн. наук, проф.; **В. В. Клейменов**, доктор техн. наук, проф.;
В. В. Козлов, доктор техн. наук, проф.; **Н. С. Кужекин**, кандидат филос. наук, проф.;
В. Н. Кузьмин, доктор воен. наук, проф.; **Н. Б. Кунтурова**, доктор пед. наук, доц.;
Е. Л. Лебедев, доктор техн. наук, проф.; **А. Г. Ломако**, доктор техн. наук, проф.;
А. И. Лоскутов, доктор техн. наук, проф.; **Г. Н. Мальцев**, доктор техн. наук, проф.;
Т. О. Мысливцев, доктор техн. наук, доц.; **А. Н. Павлов**, доктор техн. наук, проф.;
А. В. Паршуткин, доктор техн. наук, проф.; **Н. А. Репях**, кандидат филос. наук, доц.;
А. М. Сычева, доктор техн. наук, доц.; **И. В. Фоминов**, доктор техн. наук, доц.;
А. В. Харченко, доктор техн. наук, проф.; **К. Ю. Цветков**, доктор техн. наук, проф.;
А. В. Чарушников, доктор воен. наук, проф.

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 включено в Российский индекс научного цитирования (РИНЦ)

Ответственный за выпуск:
редактор **А. В. Головина**
Технический редактор
и компьютерная верстка: **Е. Е. Лавриенко**
Техническая поддержка:
К. И. Чувирова, Е. Н. Семёнов

Адрес:
197198, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д. 13;
тел.: 8 (812) 347-97-69;
<http://trudvka.ru>

Подписано к печ. 03.06.2022.
Формат печатного листа 445×300/4.
Уч.-печ. л. 75,00. Уч.-изд. л. 37,25
Тираж 45 экз. Заказ 3996/83.
Отпечатано в типографии
Военно-космической академии
имени А. Ф. Можайского

СОДЕРЖАНИЕ

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

- Алёшин Е. Н., Воротягин В. Н., Павлов А. Н., Умаров А. Б.* Особенности аналитико-имитационного моделирования функционирования сложных объектов управления в условиях деструктивных воздействий..... 6
- Алёшин Е. Н., Павлов А. Н., Павлов Д. А., Умаров А. Б.* Модель планирования выполнения комплекса операций обработки информации в неоднородной распределенной системе с учетом многорежимности ее функционирования..... 13
- Охтилев М. Ю., Потрясаев С. А., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Интеллектуальная информационно-аналитическая платформа и ее использование при проактивном управлении космическими средствами..... 21
- Соколов Б. В., Ушаков В. А.* Модели и алгоритмы оперативного планирования информационных процессов в динамической сети, образованной подвижными объектами..... 29

СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

- Аверкиев Н. Ф., Бутенко Е. В., Салов В. В.* Концептуальная модель системы оперативного баллистико-навигационного обеспечения применения космических систем... 37
- Архипова М. А., Данилова Т. В., Маслова М. А.* Алгоритм формирования уточненных оценок параметров ориентации звездных датчиков относительно корпуса космического аппарата..... 43
- Бондарева М. К., Васьков С. В., Салов В. В.* Комплексование методов верификации навигационных решений при навигационно-баллистическом обеспечении управления космическими аппаратами..... 49
- Калабин П. В., Степанов А. С., Фоминов И. В.* Методика синтеза квазиоптимального по быстродействию экстенсивного управления ориентацией динамически несимметричного космического аппарата с использованием двигателей-маховиков... 57
- Миронов В. И., Сасункевич А. А., Степанов А. С.* Исследование влияния изменения моментов инерции малого космического аппарата с манипулятором на точность его пространственной ориентации..... 66
- Шильниковский В. С.* Методика автономного определения орбитальных параметров малых космических аппаратов по серии измерений направлений на Луну..... 74

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

- Абдурахимов А. А., Денисов А. М., Пинегин В. Ф., Скворцов Д. В.* Концепция применения технологий унифицированных космических платформ на основе открытой архитектуры в процессах создания и эксплуатации перспективных космических аппаратов..... 84

<i>Абдурахимов А. А., Лизан В. М., Роцин Г. Б.</i> Методика обоснования требований к космическим системам на базе малых космических аппаратов.....	91
<i>Абраменков Г. В., Лебедев Е. Л.</i> Методика апостериорного оценивания точности навигационных определений космических аппаратов.....	99
<i>Атарищиков А. Н., Данелян А. П., Лагун А. В.</i> Обоснование системы показателей оценивания живучести средств наземного автоматизированного комплекса управления	105
<i>Беликов И. Д., Кузьмичев Ю. А.</i> Алгоритм управления угловым положением космического робота с солнцезащитным экраном на геостационарной орбите.....	112
<i>Богдан А. Н., Поляков А. П., Степенко А. Н.</i> Методика определения сроков доступности устаревающих покупных комплектующих изделий технологического обслуживания ракетно-космических комплексов.....	118
<i>Болдырев К. Б., Карчин А. Ю.</i> Методика оценивания несущей способности конструкции межбаковых отсеков ракетных блоков на пассивном участке полета.....	125
<i>Брагарчук А. И., Морозов А. В.</i> Методика определения характеристик упругости компонентов углерод-углеродного композитного материала на основе иглопробивного каркаса.....	131
<i>Вивчарь Р. М., Пачин А. В., Свирский В. Ю.</i> Повышение качества решений по управлению системой обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску на основе риск-ориентированного подхода.....	139
<i>Виноградов Д. Ю., Суевалов В. В.</i> Технология автономного поддержания орбитальных параметров систем космических аппаратов большой численности.....	144
<i>Воронин Н. А., Лысюк Б. В., Рудковский Д. М., Селиванов Н. Д.</i> Экспериментальное исследование модуля упругости и коэффициента Пуассона конструкционного материала печатных плат бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов.....	150
<i>Герасименко С. Ю., Пирогов С. Ю., Постищенко В. И., Пыжов С. И.</i> Методика определения оптимальных энергомассовых параметров ракеты-носителя с ракетодинамической системой спасения первой ступени.....	157
<i>Геча В. Я., Каверин В. В., Пугач И. Ю.</i> Возможность создания низкоорбитального космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на атмосферных газах в качестве рабочего тела.....	167
<i>Гончаров В. В., Кротова Л. В., Кубасов И. Ю., Михайлов М. Ю., Николаев А. Ю.</i> Методика определения параметров ориентации ракеты-носителя «Союз-2» на основе комплексирования измерений комплекса командных приборов и блока датчиков угловых скоростей.....	173
<i>Дема И. А., Пирогов С. Ю., Постищенко В. И.</i> Энергомассовая модель ракетных блоков с электронасосной системой подачи топлива.....	185
<i>Загорный С. В., Наумчик Е. Е., Наумчик И. В.</i> Методика оценивания технического состояния насосного агрегата и его остаточного ресурса.....	190
<i>Зотов В. Г., Никитин А. О.</i> Обоснование возможности технической реализации системы установки ракеты-носителя сверхтяжелого класса на пусковое устройство...	198
<i>Калюжный В. А., Крылов П. В.</i> Обоснование методов удаления загрязнений в системах заправки и термостатирования ракетно-космических комплексов.....	206

<i>Кирилюк Е. В., Степанов М. Н.</i> Сквозная оптимизация траекторий перелета многоступенчатого орбитального блока с низкой опорной орбиты на геостационарную	214
<i>Кисин Ю. К., Панченко Д. И., Шамшин М. В.</i> Алгоритм применения однократной прямой угловой засечки для определения места падения ракеты.....	225
<i>Коблов С. В., Макаров Ю. Н., Ступак Г. Г.</i> Пути развития российской автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве.....	232
<i>Коваленко А. Ю., Кульвиц А. В., Хасанов А. Ю.</i> Построение систем космических аппаратов с малыми разрывами в наблюдении поверхности Земли.....	238
<i>Кононов Н. С., Левандович А. В.</i> Обоснование параметров электроракетной двигательной установки для довыведения космических аппаратов на целевую орбиту.....	245
<i>Крамаренко Р. М., Онуфриев В. В., Черникова П. Д.</i> Расчет напряженности электрического поля в сверхзвуковом потоке плазмы аммиака.....	252
<i>Лихачева С. С.</i> Макромодели тепловой защиты горловины сопел ракетных двигателей твердого топлива.....	258
<i>Серебро И. Н.</i> Тепловакуумные испытания инфракрасной камеры с неохлаждаемой микроболометрической матрицей.....	264
<i>Тютюкин А. Е., Уртминцев И. А.</i> Энергомассовая модель космического аппарата с солнечной электроракетной двигательной установкой.....	270
Рефераты статей	279
Сведения об авторах	290
Сведения о рецензентах	297

Е. Н. Алёшин,
кандидат технических наук;
В. Н. Воротягин;
А. Н. Павлов,
доктор технических наук, профессор;
А. Б. Умаров

ОСОБЕННОСТИ АНАЛИТИКО-ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ОБЪЕКТОВ УПРАВЛЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ДЕСТРУКТИВНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

При решении задачи многокритериального структурно-функционального синтеза вариантов конфигурации сложных объектов управления следует учитывать деструктивные воздействия. Как правило, для объектов космического назначения это связано с воздействием факторов космического пространства на радиоэлектронную аппаратуру. В данной статье рассмотрен комплексный (аналитико-имитационный) подход к моделированию эффективных вариантов конфигураций систем сложных объектов на этапе проектирования. Так на этапе создания диалоговой интерактивной процедуры с лицом, принимающим решение, предлагается использовать аналитическую модель многокритериального выбора конфигураций проектируемого аппарата. Для оценивания структурно-функциональной живучести отобранных вариантов систем сложных объектов с учетом деструктивных воздействий разработана имитационная модель, в основе которой лежит метод статистических испытаний Монте-Карло. На примере бортовой системы управления движением малого космического аппарата «Аист-2Д» представлена практическая реализация предложенного комплексного подхода.

Ключевые слова: аналитико-имитационное моделирование; структурно-функциональная живучесть; конфигурация, многокритериальный синтез.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из важнейших направлений применения космических средств и технологий для научных, социальных и военных целей является создание, постоянное совершенствование и успешная эксплуатация аппаратуры по изучению земной поверхности. Многие страны уже успешно используют в развитии своей экономики малые космические аппараты (МКА), а также на различных этапах находятся до 300 новых проектов по изучению Земли из космического пространства. Виден быстрый прогресс в области повышения технического уровня МКА и сокращения затрат на их создание и эксплуатацию. Это возможно за счет применения новых материалов конструкций и вариантов проектирования, минимизации массогабаритных характеристик, разработки унифицированных орбитальных платформ, применения современных компьютерных средств и технологий при формировании бортовых функций, искусственного интеллекта, перспективных возможностей формирования многоспутниковых «кластерных» космических систем из разнотипных МКА [1, 2].

С целью определения роли конкретных комплектующих элементов создаваемого сложного объекта управления космического назначения (в частности МКА), следует проводить анализ, во-первых, показателей надежности реализации системой различных выходных функций с учетом структурно-функциональной избыточности, во-вторых, ресурсных показателей (энергопотребления, массогабаритных, стоимостных и др.) и, наконец, показателей его структурно-функциональной живучести в условиях воздействия факторов космического пространства (ФКП) [3, 4].

Структурный анализ функционирования систем сложных объектов, представленный в работах [3, 4, 7], начинается с построения схемы функциональной целостности (СФЦ) объекта

и сводится к тому, что наиболее благоприятным способом повышения надежности систем является введение структурно-функциональной избыточности (за счет структурного и функционального резервирования его элементов и подсистем). Если различные варианты комбинаторного резервирования можно учесть при построении СФЦ [6, 7], то максимальную кратность резервирования функциональных элементов (ФЭ) можно задать при формальной постановке задачи структурно-функционального синтеза вариантов конфигураций объекта управления. Следует отметить, что при выборе вариантов проектируемой системы следует учесть показатели структурно-функциональной надежности и живучести реализации ее режимов функционирования, энергопотребления, а также массогабаритные и стоимостные параметры.

Содержательная постановка задачи структурно-функциональной конфигурации объекта управления сводится к следующему: требуется определить эффективные варианты конфигураций системы, обеспечивающие максимум структурно-функциональной надежности и живучести функционирования объекта, минимум энергопотребления и массогабаритных характеристик.

КОМПЛЕКСНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ДЕСТРУКТИВНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Решение задачи структурно-функционального синтеза конфигурации объекта управления связано с преодолением ряда трудностей [5]: большой размерности и нелинейности целевых показателей математической модели; необходимости учета в моделях воздействия факторов внешней среды на объект; разрешения критериальной неопределенности. Для преодоления указанных препятствий предлагается следующий комплексный (аналитико-имитационный) подход к моделированию конфигураций объекта управления.

Безотказность работы космической техники напрямую зависит от прочности конструктивных материалов и элементов бортового оборудования к влиянию окружающей космической среды. По разным оценкам экспертов в области оборонной промышленности, более половины отказов и сбоев в работе бортовой аппаратуры космических средств обусловлено неблагоприятным воздействием факторов космического пространства (ФКП). Во время полета на космические средства воздействует обширный комплекс ФКП [10]: свободные электроны и гравитационная энергия, потоки космической плазмы, солнечное электромагнитное излучение, заатмосферная субстанция, различный космический мусор и другие факторы. В результате такого воздействия в материалах и элементах бортового оборудования космических средств протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению их характеристик и параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для систем. Некоторые из воздействующих факторов, например, космическая плазма и солнечное ультрафиолетовое излучение, оказывают влияние на свойства материалов и характеристики бортовой аппаратуры и, как следствие, приводят к отказам в работе всего космического объекта по истечении некоторого периода эксплуатации, а также к возникновению внезапных отказов в работе бортовой аппаратуры, непосредственно сопровождающих воздействие.

Под показателем структурно-функциональной живучести конфигураций объекта управления в данной статье будем понимать вероятность того, что система сохранит эффективность своего функционирования при воздействиях ФКП. Однако воздействия ФКП трудно прогнозируемы, поэтому формально учесть это воздействие при оценивании показателя структурно-функциональной живучести в аналитическом виде не представляется возможным. В данном случае показатель живучести функционирования систем космических средств, зада-

дим алгоритмически с помощью имитационного моделирования. Воспользуемся для этого методом статистических испытаний Монте-Карло [6].

Рассмотрим некоторый вариант реализации конфигурации объекта управления. Каждый ФЭ такой системы, используемый в рассматриваемой реализации, характеризуется вероятностью безотказной работы (ВБР) $p_i, i \in N$. Одним из естественных методов статистического моделирования для оценки показателя структурно-функциональной живучести системы сложного объекта является имитация случайных отказов ФЭ конфигураций системы и проверка работоспособности полученных ее состояний.

Суть указанной процедуры заключается в следующем.

1. Для каждого i -го ФЭ генерируется случайное число по равномерному закону распределения ξ_i из интервала $[0,1]$.

2. Данные числа $\{\xi_i, i \in N\}$ сравниваются с известными для рассматриваемого варианта системы ВБР $\{p_i, i \in N\}$ соответствующих ФЭ.

3. Если $\xi_i \leq p_i$, то $\tilde{p}_i = 1$ (i -й ФЭ работоспособен), в противном случае $\tilde{p}_i = 0$ (i -й ФЭ отказал).

4. После построения случайной реализации состояния всех ФЭ определяется работоспособность всей системы. Если $P(\{\tilde{p}_i, \tilde{q}_i = 1 - \tilde{p}_i\}, i \in N) = 1$, то система работоспособна и в счетчик числа успешных испытаний добавляется единица. Другими словами, реализуется схема испытаний Бернулли.

5. Шаги 1–4 процедуры повторяются заданное число испытаний. Полученное значение в счетчике числа успешных испытаний делится на общее число проведенных испытаний, в результате получается значение показателя живучести данной конфигурации объекта.

Для поиска обоснованных и достоверных вариантов конфигураций сложных объектов уместно применить в рамках предлагаемой имитационной системы аналитическую модель формирования эффективных (паретовских) вариантов конфигураций объекта управления. Совместное использование таких разнотипных моделей, методов и алгоритмов позволит взаимно компенсировать их объективно существующие недостатки и ограничения, одновременно усилить их положительные качества. Так для решения задачи структурно-функционального синтеза конфигурации объекта управления воспользуемся аналитической многокритериальной моделью [3, 4]: $\min_{X \in \Delta} C(X), \min_{X \in \Delta} V(X), \max_{X \in \Delta} P(X)$. Множество допустимых альтернатив Δ формируется с учетом ограничений, связанных узкой и широкой номенклатурой используемых комплектующих изделий. Для широкой номенклатуры комплектующих элементов вводятся ограничения $\sum_{j=1}^{m_i} x_{ij} \leq 1, \forall i \in N$, т. е. в качестве i -го ФЭ используется какой-то элемент j -го типа из его номенклатуры ($x_{ij} \in \{0,1\}$, m_i – количество типовых элементов). Для узкой номенклатуры комплектующих элементов ограничение $\sum_{j=1}^{m_i} x_{ij} \leq 1, \forall i \in N$ требуется трактовать следующим образом: максимальная кратность резервирования i -го ФЭ не более m_i и $x_{ij} = 1$ тогда, когда осуществляется дублирование i -го ФЭ кратностью j . При этом $p_{i1} = p_i, p_{i2} = 1 - (1 - p_i)^2, \dots, p_{im_i} = 1 - (1 - p_i)^{m_i}, \forall i \in N, \vartheta_{i1} = \vartheta_i, \vartheta_{i2} = 2\vartheta_i, \dots, \vartheta_{im_i} = m_i \vartheta_i, \forall i \in N$ и $c_{i1} = c_i, c_{i2} = 2c_i, \dots, c_{im_i} = m_i c_i, \forall i \in N$.

Тогда целевые функции можно представить следующим образом: показатель энергопотребления системы сложного объекта – $C(X) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} c_{ij} \cdot x_{ij}$, масса-габаритный показатель

Тогда целевые функции можно представить следующим образом: показатель энергопотребления системы сложного объекта – $C(X) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} c_{ij} \cdot x_{ij}$, масса-габаритный показатель

системы сложного объекта – $V(X) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{m_i} \vartheta_{ij} \cdot x_{ij}$, показатель структурно-функциональной

надежности системы сложного объекта – $P(X) = P_F \left(\sum_{j=1}^{m_1} p_{1j} \cdot x_{1j}, \sum_{j=1}^{m_2} p_{2j} \cdot x_{2j}, \dots, \sum_{j=1}^{m_n} p_{nj} \cdot x_{nj} \right)$.

Другими словами, следует найти эффективные (паретовские) варианты конфигураций проектируемого объекта управления $\Delta^{nd} \subseteq \Delta$, удовлетворяющие требованиям указанных критериев (энергопотребления, массы, структурно-функциональной надежности реализации режимов функционирования) и максимизирующие показатель структурно-функциональной живучести.

ПРИМЕР ПРАКТИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ КОНФИГУРАЦИЙ БОРТОВЫХ СИСТЕМ МКА

Особенности аналитической модели многокритериального выбора эффективных проектных вариантов БС МКА, связаны с тем, что множество допустимых альтернатив дискретно, целевая функция $P(X)$ нелинейная и присутствует критериальная неопределенность. Для преодоления критериальной неопределенности в работах [3, 9] было обосновано применение метода последовательных уступок (лексикографического интервального результирующего отношения предпочтения), позволяющего осуществить последовательное сужение множества альтернатив $X^* \in \Delta^2 \subseteq \Delta^1 \subseteq \Delta$ следующим образом:

$$\Delta^1 = \{X \in \Delta \mid P(X) \geq P_{\max} - \varepsilon_1\} \Rightarrow \Delta^2 = \{X \in \Delta^1 \mid C(X) \leq C_{\min} + \varepsilon_2\} \Rightarrow X^* = \arg \min_{X \in \Delta^2} V(X),$$

где $P_{\max} = \max_{X \in \Delta} P(X)$, $C_{\min} = \min_{X \in \Delta^1} C(X)$.

Другими словами, вначале проводится оптимизация по первой целевой функции $P(X)$ (надежность МКА по реализации режимов функционирования), определяется максимальное значение этой функции $P_{\max} = \max_{X \in \Delta} P(X)$ и вводится максимальное допустимое снижение данного показателя (уступка) ε_1 . Далее производится оптимизация по $C(X)$ (энергопотребление БС МКА) на суженном множестве Δ^1 , определяется минимальное значение этой функции $C_{\min} = \min_{X \in \Delta^1} C(X)$ и вводится максимальное допустимое повышение данного показателя (уступка) ε_2 . Наконец, осуществляется оптимизация по показателю $V(X)$ (масса БС МКА). Для нахождения заданного числа равномерно расположенных решений в области Парето был разработан алгоритм [3, 4], в основе которого лежит метод уступок и способ линеаризации целевой функции $P(X)$ с использованием структурной значимости ФЭ неоднородной БС. Дальнейшее сужение множества недоминируемых альтернатив (множество Парето) осуществляется в интерактивном режиме с активным привлечением дополнительной информации от лица, принимающего решение (ЛПР).

Для нахождения рациональных вариантов реализации БС МКА воспользуемся исходными данными для системы управления движением (СУД) МКА «Аист-2д» [8], представленными в работе [3]. СУД МКА «Аист-2д» выполняет режимы «точной», «грубой» ориентации и «ориентации на Солнце». Результаты применения аналитической модели и алгоритма многокритериальной конфигурации СУД МКА при реализации всех режимов ориентации приведены в табл. 1.

Таблица 1

Эффективные (паретовские) варианты конфигурации СУД МКА «Аист-2д»

Вариант	ОИУС 1	ОИУС 2	ОИУС 3	ОИУС 4	УДМ 1	УДМ 2	УДМ 3	УДМ 4	ССН	ОЗД 1	ОЗД 2	ПОЗ 1	ПОЗ 2	МА 1	МА 2	ЭМ 1	ЭМ 2	ЭМ 3	Масса	Энергопотребление	Надежность
1	7	7	7	6	4	4	4	4	-	-	-	1	-	5	5	2	2	2	16,38	83,5	0,643
2	2	2	6	2	4	4	4	4	-	-	-	-	3	5	3	2	2	2	8,18	104,0	0,698
3	2	7	6	5	4	4	4	4	-	-	-	3	4	4	3	2	2	2	12,20	104,5	0,769
4	2	2	2	2	4	4	4	4	-	-	-	3	3	4	4	3	2	2	8,21	125,0	0,820
5	7	7	7	7	4	4	4	4	-	-	-	3	3	3	3	2	2	5	16,42	104,0	0,827
6	7	7	7	7	4	4	4	4	-	-	-	1	3	6	6	2	5	3	20,45	104,0	0,866
7	7	7	7	7	4	4	4	4	-	-	-	1	1	6	6	3	3	3	21,87	103,0	0,885
8	7	2	2	2	4	4	4	4	-	-	-	4	4	3	6	3	3	3	11,91	124,5	0,895
9	2	2	2	2	4	4	4	4	-	-	-	3	3	4	3	5	5	5	8,20	137,5	0,917
10	4	4	4	2	6	6	6	4	-	-	-	3	4	4	6	3	5	5	12,17	146,4	0,928
11	7	7	4	7	4	4	4	4	-	-	-	3	4	4	6	5	5	5	16,32	124,0	0,928
12	4	4	4	4	4	6	6	6	-	-	-	3	3	4	4	5	5	5	12,36	160,4	0,938
13	7	7	7	7	6	6	6	6	-	-	-	4	4	4	6	5	5	5	20,42	124,2	0,938
14	7	7	7	7	7	6	6	6	1	-	-	4	6	7	7	5	5	5	28,78	145,4	0,944
15	4	4	4	4	6	6	6	6	1	-	7	3	3	4	4	5	5	5	16,23	177,2	0,945
16	4	7	7	2	4	4	4	4	1	-	-	3	4	4	4	5	5	5	16,42	146,0	0,956
17	4	7	7	4	7	7	7	7	1	7	7	6	4	7	7	5	5	5	32,52	188,0	0,956
18	4	4	4	4	7	7	7	7	1	5	7	4	4	7	7	5	5	5	28,74	206,0	0,958
19	4	4	4	4	7	7	7	7	7	7	7	6	6	7	7	5	5	5	32,60	209,0	0,960
20	4	4	4	4	7	7	7	7	1	5	5	3	5	7	4	5	5	5	28,74	216,5	0,960
21	4	4	4	4	7	7	7	7	1	5	5	5	5	7	7	5	5	5	32,78	223,0	0,961

Используя дополнительную информацию от ЛПР, которая состоит в том, что надежность реализации режимов ориентации должна быть не ниже 0,94, показатель энергопотребления изделия не является критичным, масса СУД не должна превышать 20,0 условных единиц, ему будут предложены для дальнейшего анализа только два варианта из табл. 1 – варианты № 15 и № 16. ВБР компонентов облика СУД МКА для данных вариантов представлены в табл. 2. Применив имитационную модель, осуществим вычисление показателей структурно-функциональной живучести этих вариантов для различных режимов ориентации, результаты расчета представлены в табл. 3.

Заметно, что структурно-функциональная живучесть варианта № 15 лучше, следовательно, для синтеза СУД БС МКА целесообразно выбрать данный вариант реализации.

Таблица 2

Исходные данные ВБР ФЭ 15-го и 16-го вариантов

Вариант	ОИУС 1	ОИУС 2	ОИУС 3	ОИУС 4	УДМ1	УДМ 2	УДМ 3	УДМ 4	ССН	ОЗД 1	ОЗД 2	ПОЗ 1	ПОЗ 2	МА 1	МА 2	ЭМ 1	ЭМ 2	ЭМ 3
15	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,96	0,74	–	0,7	0,9	0,9	0,94	0,94	0,9	0,9	0,9
16	0,96	0,95	0,95	0,94	0,94	0,94	0,94	0,94	0,74	–	–	0,9	0,91	0,94	0,94	0,9	0,9	0,9

Таблица 3

Значения показателя структурно-функциональной живучести предложенных вариантов

Номер варианта	Режим «точной» ориентации	Режим «грубой» ориентации	Режим «ориентации на Солнце»
15	0,955	0,956	0,959
16	0,948	0,93	0,948

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Используя комплексный (аналитико-имитационный) подход к моделированию многокритериальной конфигурации БС МКА, ЛПР существенно сможет снизить количество ошибок при проектировании и тем самым обоснованно выбирать вариант реализации проектного решения сложного объекта еще на этапе его создания.

Список используемых источников

1. Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года. – М.: Федеральное космическое агентство, 2006. – 72 с.
2. История развития систем управления, радиотехнических систем и наземного автоматизированного комплекса управления отечественной ракетно-космической техники. – М.: ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия»», 2019. – Т. 6. – 600 с.
3. Алгоритм проектирования надежности системы управления движением малого космического аппарата / А. Н. Павлов [и др.] // Моделирование и Анализ Безопасности и Риска в Сложных Системах: международная конференция МАБР-2020. Санкт-Петербург, 23–25 июня, 2020 г.: сб. статей / под ред. Е. Д. Соложенцева, В. В. Карасева. – СПб.: ГУАП, 2020. – С. 115–121.
4. Methodology of Structural-Functional Synthesis for the Small Spacecraft Onboard System Appearance / Pavlov A. N. [et al.] // Stability and Control Processes. SCP 2020. Lecture Notes in Control and Information Sciences – Proceedings of the 4th International Conference Dedicated to the Memory of Professor Vladimir Zubov. – Cham: Springer, 2022. – P. 687–694.
5. Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М. Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М.: Наука, 2006. – 410 с.
6. Ушаков И. А. Курс Теории надежности систем: учеб. пособие для вузов. – М.: Дрофа, 2008. – 239 с.

7. 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. Можаяева. – СПб.: НИКА, 2011. – 416 с.
8. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» / А. Н. Кирилин [и др.]. – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.
9. Военная системотехника и системный анализ. Модели и методы принятия решений в сложных организационно-технических комплексах в условиях неопределенности и многокритериальности: учебник / Б. В. Соколов [и др.]; под общ. ред. Б. В. Соколова. – СПб.: ВИККУ им. А. Ф. Можайского, 1999. – 496 с.
10. Космическое пространство и его влияние на элементы конструкций космических аппаратов: электрон. метод. пособие к практ. работам / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост.: Н.Д. Семкин, А.М. Телегин, М.П. Калаев. – Самара, 2013. – 46 с.

Е. Н. Алёшин,
кандидат технических наук;
А. Н. Павлов,
доктор технических наук, профессор;
Д. А. Павлов,
кандидат технических наук;
А. Б. Умаров

МОДЕЛЬ ПЛАНИРОВАНИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ КОМПЛЕКСА ОПЕРАЦИЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В НЕОДНОРОДНОЙ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЕ С УЧЕТОМ МНОГОРЕЖИМНОСТИ ЕЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

Предлагается вариант модификации и согласования ранее разработанной модели потокового планирования комплекса операций обработки информации с моделью оценивания структурно-функциональной надежности соответствующей аппаратуры обработки. Построена схема функциональной целостности рассматриваемой системы обработки информации, проведен анализ совместности режимов ее функционирования, получены оценки вероятности успешного выполнения комплекса операций обработки и соответствующие им варианты распределения времени выполнения режимов, построена матрица попарной несовместности реализации режимов функциональными элементами.

Ключевые слова: потоковое планирование, структурно-функциональная надежность, отдельное и совместное задействование режимов, равноценная и неравноценная интенсивность задействования режимов.

ВВЕДЕНИЕ

Современные методы обработки сигналов, многоспектральных изображений и иных комбинированных данных уже не первый год успешно реализуются в программном и/или аппаратном исполнении, в том числе пригодном для применения на гетерогенных информационных сетях. Перенос функций обработки такой информации на распределенную неоднородную сеть предполагает высокую степень автоматизации (вплоть до автоматического) выполнения комплекса целевых и обеспечивающих технологических операций, в частности планирования целевого применения сети с автоматической обработкой данных.

Как правило, для проведения указанной автоматизации следует использовать комплексное моделирование для обоснования проектных решений [1, 2], которое для достижения наилучшего системного эффекта предполагает, в числе прочего, решение вопросов взаимодействия моделей из различных классов не только на уровне «вход-выход», но и с выявлением и использованием более тесных («глубинных») взаимосвязей, которые позволили бы взаимно компенсировать недостатки, присущие существующим классам моделей.

Согласованию и модификации ранее разработанной модели потокового планирования с моделью оценивания структурно-функциональной надежности – моделей из разных классов – для их обоснованного совместного применения и посвящена данная работа.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ НАДЕЖНОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ РЕЖИМОВ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

Рассмотрим пример возможной конфигурации некоторой системы обработки информации. Ее функциональными элементами (ФЭ) являются:

f_1, f_2, f_3 – свободные ядра центрального процессора (ядро f_0 выполняет обеспечивающие функции и не задействуется в обработке информации);

f_4 – графический процессор (GPU) с поддержкой технологий программного управления его ядрами (например, технологии CUDA);

f_5 – нейросетевой процессор (аппаратное средство самостоятельного решения задач обработки информации).

Для традиционной параллельной обработки данных посредством ядер центрального процессора (CPU) соответствующие программные решения могут быть реализованы в нескольких режимах выполнения:

- в однопоточковом/однопроцессном исполнении;
- в многопоточковом/многопроцессном исполнении с фиксированным числом выделяемых ресурсов CPU (ядер);
- в многопоточковом/многопроцессном исполнении с адаптацией к свободным ресурсам CPU.

Реализация программных решений с применением технологий программного управления ядрами GPU для обеспечения высокоскоростной обработки данных предполагает, как правило, использование для этого управления одного свободного ядра CPU.

Обработка данных посредством нейросетевого процессора не предполагает дополнительного задействования иных ФЭ, так как он является самостоятельным аппаратно-реализованным вычислителем (например, Intel NeuroComp или отечественный аналог NeuroMatrix).

Таким образом, для рассматриваемой конфигурации системы обработки информации режимы и участие в них ФЭ могут быть отражены в виде, представленном в табл. 1 и на рис. 1. На рис. 1 приняты следующие обозначения: r_{1jk} – варианты реализации режимов обработки информации (где j – число выделяемых ядер CPU для обработки, k – порядковый номер варианта выполнения режима) на ФЭ f_i , здесь i принимает значения от 1 до 3 (номер выделяемого ядра CPU); r_{2j} – варианты реализации режимов обработки информации (где j – номер выделяемого ядра CPU для обработки) на ФЭ f_i , здесь i принимает значения от 1 до 4 (выделение одного ядра CPU и GPU) для обработки на f_4 – GPU; r_3 – режим обработки информации на отдельном нейросетевом процессоре.

Таблица 1

Возможные варианты задействования ФЭ в режимах обработки информации

	f_1	f_2	f_3	f_4	f_5
r_{1-1-1}	1	0	0	0	0
r_{1-1-2}	0	1	0	0	0
r_{1-1-3}	0	0	1	0	0
r_{1-2-4}	1	1	0	0	0
r_{1-2-5}	1	0	1	0	0
r_{1-2-6}	0	1	1	0	0
r_{1-3-7}	1	1	1	0	0
r_{2-1}	1	0	0	1	0
r_{2-2}	0	1	0	1	0
r_{2-3}	0	0	1	1	0
r_3	0	0	0	0	1

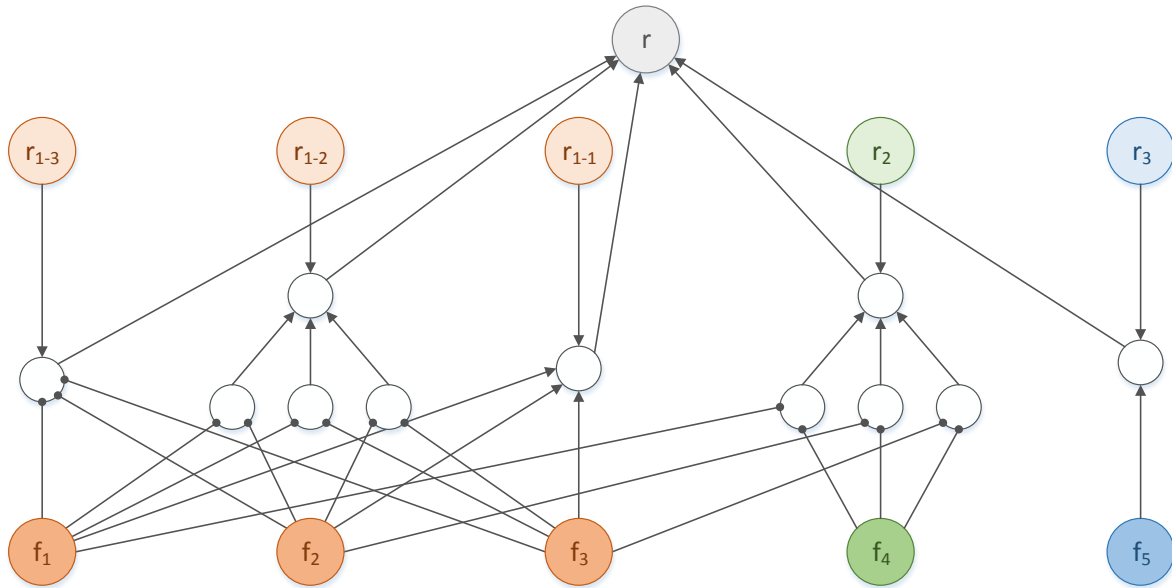


Рис. 1. Пример схемы функциональной целостности системы обработки информации

Для дальнейшего исследования построенной схемы функциональной целостности (СФЦ) воспользуемся общим логико-вероятностным методом (ОЛВМ), предложенным в работах профессора А. С. Можаяева и его учеников [6], и построим реализацию структурно-логической функции в виде нижеследующего полинома:

$$p_9 + q_9 \cdot p_{10} + p_5 \cdot q_9 \cdot q_{10} + q_5 \cdot p_8 \cdot q_9 \cdot q_{10} + p_3 \cdot q_5 \cdot q_8 \cdot q_9 \cdot q_{10} + q_3 \cdot q_5 \cdot p_7 \cdot q_8 \cdot q_9 \cdot q_{10} + p_2 \cdot q_3 \cdot q_5 \cdot q_7 \cdot q_8 \cdot q_9 \cdot q_{10} + p_1 \cdot q_2 \cdot q_3 \cdot q_5 \cdot q_7 \cdot q_8 \cdot q_9 \cdot q_{10},$$

где вероятности безотказной работы (отказа) с индексами от 1 до 5 соответствуют ФЭ f_i , а с индексами от 6 до 10 – режимам r_{1-1} , r_{1-2} , r_{1-3} , r_2 , r_3 .

В работе [5] авторами была предложена концепция параметрического генома и несколько интегральных оценок структурно-функциональной надежности системы обработки в зависимости от характера выполнения режимов обработки информации элементами системы. Для рассматриваемой системы обработки информации параметрический геном будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} & - p^4 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 + p^4 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 + p^4 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_9 - p^4 \cdot p_{10} \cdot p_7 + p^4 \cdot p_{10} \cdot p_8 \cdot p_9 - p^4 \cdot p_{10} \cdot p_8 - p^4 \cdot p_{10} \cdot p_9 + \\ & + p^4 \cdot p_{10} + p^4 \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 - p^4 \cdot p_7 \cdot p_8 - p^4 \cdot p_7 \cdot p_9 + p^4 \cdot p_7 - p^4 \cdot p_8 \cdot p_9 + p^4 \cdot p_8 + p^4 \cdot p_9 - p^4 + \\ & + 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 - 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 - 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_9 + 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_7 - 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_8 \cdot p_9 + \\ & + 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_8 + 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} \cdot p_9 - 4 \cdot p^3 \cdot p_{10} - 4 \cdot p^3 \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 + 4 \cdot p^3 \cdot p_7 \cdot p_8 + 4 \cdot p^3 \cdot p_7 \cdot p_9 - 4 \cdot p^3 \cdot p_7 + \\ & + 4 \cdot p^3 \cdot p_8 \cdot p_9 - 4 \cdot p^3 \cdot p_8 - 4 \cdot p^3 \cdot p_9 + 4 \cdot p^3 - 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 + 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 + \\ & + 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_9 - 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_7 + 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_8 \cdot p_9 - 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_8 - 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} \cdot p_9 + 6 \cdot p^2 \cdot p_{10} + \\ & + 6 \cdot p^2 \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 - 6 \cdot p^2 \cdot p_7 \cdot p_8 - 6 \cdot p^2 \cdot p_7 \cdot p_9 + 6 \cdot p^2 \cdot p_7 - 6 \cdot p^2 \cdot p_8 \cdot p_9 + 6 \cdot p^2 \cdot p_8 + 6 \cdot p^2 \cdot p_9 - 6 \cdot p^2 + \\ & + 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 - 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 - 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_7 \cdot p_9 + 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_7 - 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_8 \cdot p_9 + 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_8 + \\ & + 4 \cdot p \cdot p_{10} \cdot p_9 - 4 \cdot p \cdot p_{10} - 4 \cdot p \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 + 4 \cdot p \cdot p_7 \cdot p_8 + 4 \cdot p \cdot p_7 \cdot p_9 - 4 \cdot p \cdot p_7 + 4 \cdot p \cdot p_8 \cdot p_9 - 4 \cdot p \cdot p_8 - 4 \cdot p \cdot p_9 + \\ & + 4 \cdot p - p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 + p_{10} \cdot p_7 \cdot p_8 + p_{10} \cdot p_7 \cdot p_9 - p_{10} \cdot p_7 + p_{10} \cdot p_8 \cdot p_9 - p_{10} \cdot p_8 - p_{10} \cdot p_9 + p_{10} + \\ & + p_7 \cdot p_8 \cdot p_9 - p_7 \cdot p_8 - p_7 \cdot p_9 + p_7 - p_8 \cdot p_9 + p_8 + p_9, \end{aligned}$$

а соответствующие интегральные оценки структурно-функциональной надежности будут иметь следующие значения:

- неоднородная оценка для несовместных равнозначных режимов 0.958;
- неоднородная оценка для совместных равнозначных режимов 0.987;
- неоднородная оценка для совместных неравнозначных режимов 0.996;
- неоднородная оценка для несовместных неравнозначных режимов 0.971.

Данные значения свидетельствуют о том, что наилучшим способом управления структурно-функциональной избыточностью с точки зрения надежности является совместное применение неравнозначных режимов, а также о том, что возможность совместного (параллельного) применения режимов дает несколько больший вклад в надежность, чем возможность балансировки относительного времени их применения. В практике выполнения режимов функционирования соответствующие оценки также будут меняться в зависимости от применяемых моделей и методов управления (планирования).

Полученные значения интегральных оценок структурно-функциональной надежности также могут использоваться для обоснования стратегий применения и эксплуатации системы обработки информации с последующими рекомендациями по соотношениям времени задействования режимов функционирования ее элементов на весь расчетный срок активного существования.

Очевидно, что в процессе управления рассматриваемой системой обработки соотношение времени функционирования в различных режимах будет меняться в зависимости от множества факторов неопределенности, а само задействование ФЭ для решения целевых задач должно носить плановый характер (с применением уже других классов моделей – моделей управления (планирования)), преимущественно направленный на повышение целевой эффективности. В этой связи отсутствуют какие-либо гарантии на то, что в долгосрочной перспективе получаемое постфактум соотношение суммарных временных интервалов задействования режимов функционирования будет стремиться к некоторому равновесию в смысле показателей надежности. Возможные пути разрешения этого обстоятельства, по мнению авторов, связаны с необходимостью введения в процесс управления (планирования), помимо показателя качества целевого применения, показателя структурно-функциональной надежности, а также их согласованного учета в зависимости от временных интервалов задействования режимов, предыстории эксплуатации системы обработки, текущих возможностей, целей и задач, ожидаемого остаточного срока эксплуатации ФЭ в частности и системы обработки в целом.

МОДИФИКАЦИЯ МОДЕЛИ ПЛАНИРОВАНИЯ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ С УЧЕТОМ СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ НАДЕЖНОСТИ

В работе [4] предложена модель планирования информационных потоков на гетерогенной сети обработки информации, ограничения которой имеют вид:

$$\left(\sum_{d \in D_{\text{рес}}} \sum_{j \in J_{\text{микс}}} x_{\mu j p d k} - \sum_{d \in D_{\text{рес}}} \sum_{j \in J_{\text{микс}}} x_{\mu j p d k} \right) + (y_{\mu p k} - y_{\mu p (k-1)}) + \left(\sum_{o \in O_{\text{рес}}} g_{\mu p o k} - \sum_{o \in O_{\text{рес}}} g_{\mu p o k} \right) + z_{\mu p k} + \chi_{\mu p k} r_{\mu p k} = I_{\mu p k}, \forall i, j \in N; k \in K; \chi_{\mu p k} \in \{0; 1\}; \rho \in P; \mu = 1, \dots, m; \quad (1)$$

$$t_{\mu i o k}^g \cdot V_{\rho o} - g_{\mu p o k} \cdot T_o = 0, \forall k \in K; \forall i \in N; \forall o \in O; \forall \rho \in P; \quad (2)$$

$$t_{\mu j d k}^x \cdot V_{\rho d} - x_{\mu j p d k} \cdot T_d = 0, \forall k \in K; \forall i \in N; \forall d \in D; \forall \rho \in P; \quad (3)$$

$$\sum_{\rho \in P} y_{\mu p k} \leq Y_i; \forall k \in K; \forall i \in N; \quad (4)$$

$$\sum_{d \in D_{\text{рес}}} \sum_{j \in J_{\text{микс}}} \xi_{\mu}^{(x)} t_{ij p k}^x + \sum_{d \in D_{\text{рес}}} \sum_{j \in J_{\text{микс}}} \xi_{\mu}^{(x)} t_{ji p d k}^x \leq T_k; \forall k \in K; \forall i \in N; \rho \in P; \quad (5)$$

$$\sum_{o \in O} \xi_{\mu}^{(g)} t_{io}^g \leq T_k; \forall k \in K; \forall i \in N; \rho \in P. \quad (6)$$

Ограничения (1) регулируют потоковый баланс в распределенной системе обработки информации, ограничения (2) и (3) применяются для задания пропускных способностей операций обработки и передачи информации, ограничения (4) задают объем запоминающих устройств в системе обработки, ограничения (5) и (6) ограничивают суммарное время выполнения операций обработки и передачи информации.

Здесь следует подчеркнуть, что в данной работе понятие «режим» и «операция» авторами соотнесены между собой следующим образом: потребность в режиме задает необходимость выполнения обработки информации, а соответствующая операция назначается в результате планирования одному из ФЭ. При этом для каждого ФЭ, входящего в системы обработки, может быть использована для учета структурно-функциональной надежности задействования режимов при потоковой оптимизации обработки информации вышеприведенная СФЦ (см. рис. 1). Узлами распределенной системы обработки информации выступают ФЭ f_{1-5} каждой подсистемы, информационные взаимосвязи между ФЭ отдельной подсистемы обработки реализуются общей информационной шиной используемой платформы, а значения потребностей в режимах функционирования $r_{1-1}, r_{1-2}, r_{1-3}, r_2, r_3$ (рис. 2) могут быть вычислены:

- 1) исходя из фактической (или моделируемой) предыстории эксплуатации подсистемы до текущего момента времени;
- 2) на основе плана операций обработки для текущего горизонта планирования;
- 3) исходя из рекомендаций по эксплуатации проектируемой подсистемы на весь расчетный срок активного существования.

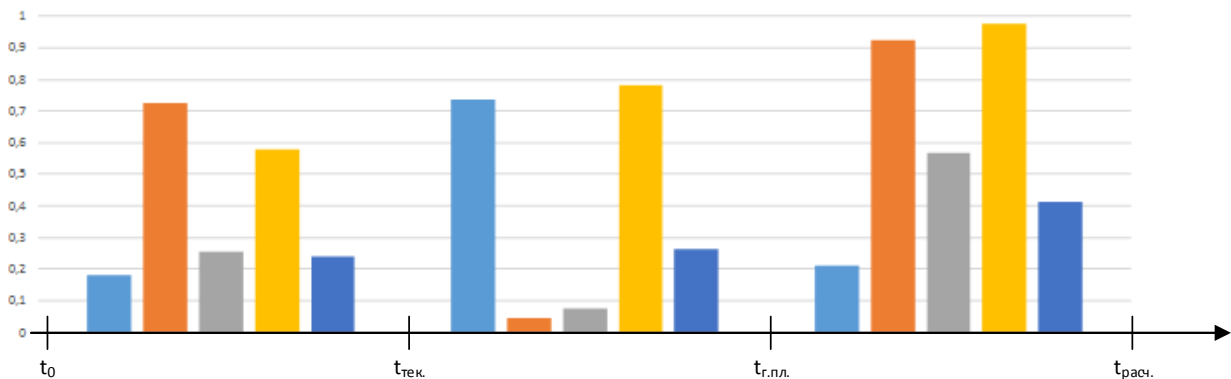


Рис. 2. Условная временная развертка соотношений режимов обработки информации до расчетного срока активного функционирования

Здесь первый блок соотношений задействований режимов от t_0 до $t_{\text{тек}}$ соответствует предыстории эксплуатации подсистемы обработки до текущего момента времени; от $t_{\text{тек}}$ до $t_{\text{г.пл.}}$ (горизонт планирования) – искомое соотношение задействований режимов в рамках процедуры планирования реконфигурации; в третьем блоке (визуально от $t_{\text{г.пл.}}$ до $t_{\text{расч.}}$) предполагается наличие рекомендованного соотношения задействований на весь расчетный срок активного существования подсистемы обработки.

Поскольку в настоящей статье основное внимание уделяется вопросам потокового планирования, то при построении соответствующей модели потребности в режимах из предыстории функционирования ФЭ и для всего расчетного срока активного существования рассматриваются как заданные. Вычисление последних, само по себе, является отдельной научной задачей и требует дополнительных исследований.

Такой подход (в условиях отсутствия явных показателей надежности ФЭ в модели) позволяет опосредованно учесть динамику надежностных характеристик ФЭ и скорректировать

задействование ФЭ при планировании операций обработки информации, по возможности приближаясь к «идеальным» потребностям в режимах функционирования на всем расчетном сроке активного существования. В этом случае потребуется следующая модификация модели планирования:

- модификация структуры ограничений (1)–(6) (так, чтобы в ней были учтены совместность режимов и их взаимосвязь с операциями информационного взаимодействия);
- введение в критерий оптимальности (помимо показателя пропускной способности) показателя минимизации невязок суммарных задействований режимов функционирования от t_0 до $t_{г.пл.}$ и рекомендованных задействований от t_0 до $t_{расч.}$

Для формирования ограничений на несовместность режимов обработки информации необходимо на основе табл. 1 построить таблицу несовместности возможных реализаций режимов функционирования. Для рассматриваемого случая соответствующая табл. 2 приведена ниже. Она формируется по правилу $R_{r_j} = F_{r_{1j}} \cdot F_{r_{2j}} \forall r_1, r_2 \in \{1, M\} : r_1 \neq r_2$, где F_{r_j} – матрица возможных вариантов задействования ФЭ в режимах обработки информации. Элементам главной диагонали матрицы R_{r_j} присваиваются единицы.

Таблица 2

Попарная несовместность реализаций режимов обработки информации

	r_{1-1-1}	r_{1-1-2}	r_{1-1-3}	r_{1-2-4}	r_{1-2-5}	r_{1-2-6}	r_{1-3}	r_{2-1}	r_{2-2}	r_{2-3}	r_3
r_{1-1-1}	1	0	0	1	1	0	1	1	0	0	0
r_{1-1-2}	0	1	0	1	0	1	1	0	1	0	0
r_{1-1-3}	0	0	1	0	1	1	1	0	0	1	0
r_{1-2-4}	1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	0
r_{1-2-5}	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	0
r_{1-2-6}	0	1	1	1	1	1	1	0	1	1	0
r_{1-3}	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0
r_{2-1}	1	0	0	1	1	0	1	1	1	1	0
r_{2-2}	0	1	0	1	0	1	1	1	1	1	0
r_{2-3}	0	0	1	0	1	1	1	1	1	1	0
r_3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1

Модификация ограничений

Исходя из полученной таблицы сформируем ограничения на операции обработки информации в соответствии со следующим принципом: для любого сценария структурной динамики системы обработки информации, для любого интервала постоянства его структуры информационного взаимодействия (ИВ), для любой подсистемы обработки суммарное время на выполнение несовместных режимов обработки информации не должно превышать длительности интервала времени постоянства структуры ИВ. С учетом того обстоятельства, что для любой типовой подсистемы обработки реализация режима обработки практически тождественная понятию «операция» ввиду учета ФЭ в модели планирования как единого целого (узла распределенной динамической сети обработки), то данные ограничения могут быть реализованы очевидным образом, исходя из значений табл. 2, и включены в структуру модели планирования, заменив собой ограничения (6) в следующем виде:

$$\sum_{o \in O_r} \xi_{\mu}^{(g)} t_{iok}^g \leq T_k; \forall k \in K; \forall i \in N; \forall O_r = \{j | R_{r_j} = 1 \forall j \geq r\}, \quad (7)$$

где R_{r_j} – матрица попарной несовместности реализаций режимов обработки информации.

Формирование целевой функции

В предыдущих публикациях, в частности в работе [3], в качестве основных показателей результативности планирования распределенной обработки информации применялись показатель пропускной способности и показатель выравнивания энергетических затрат между ФЭ на выполнение операций обработки и передачи информации. В модифицированной модели потокового планирования также допустимо использование данных показателей в качестве целевых функций. В то же время результаты проведенных исследований позволяют нам ввести в качестве еще одного показателя результативности модели планирования показатель вероятности успешного выполнения комплекса операций в виде степени достижения обоснованных/рекомендованных соотношений суммарных времен заедействования режимов обработки информации до расчетного срока активного функционирования:

$$J_{\text{реж}} = \sum_{i \in N} \sum_{o \in O} \frac{t_{\text{расч}_{io}} - t_{\text{мек}_{io}}}{\max_{\substack{j \in N \\ o \in O}} (t_{\text{расч}_{jo}} - t_{\text{мек}_{jo}})} \sum_{k \in K} t_{iok}^g, \quad (8)$$

где $t_{\text{расч}_{io}}$ – обоснованное/рекомендуемое суммарное время заедействования режима $o \in O$ на подсистеме обработки $i \in N$;
 $t_{\text{мек}_{io}}$ – суммарное фактическое время заедействования режима $o \in O$ на подсистеме обработки $i \in N$ к моменту времени $t_{\text{мек}}$.

К достоинствам предлагаемого варианта данного показателя можно отнести: его простоту; возможность использования в качестве единственного показателя без получения начального плана; учет того обстоятельства, что в случае выхода суммарного времени заедействования режима за расчетную величину дальнейшее планирование его применения будет сопряжено со «штрафом» в целевой функции.

Недостатками предлагаемого варианта исполнения являются: однозначность его применения при планировании только до расчетного срока активного существования; результирующее значение показателя не совсем однозначно говорит о непосредственном качестве приближения к требуемым соотношениям времен заедействования режимов, что не позволяет применять данный показатель в явном виде совместно с другими показателями при разрешении критериальной неопределенности.

Таким образом, модифицированная модель (1)–(5), (7) с учетом применения предлагаемого показателя (8) принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} & \sum_{i \in N} \sum_{o \in O} \frac{t_{\text{расч}_{io}} - t_{\text{мек}_{io}}}{\max_{\substack{j \in N \\ o \in O}} (t_{\text{расч}_{jo}} - t_{\text{мек}_{jo}})} \sum_{k \in K} t_{iok}^g \rightarrow \max, \\ & \left(\sum_{d \in D_{\text{рес}}} \sum_{j \in J_{\text{микс}}} x_{\text{мидк}} - \sum_{d \in D_{\text{рес}}} \sum_{j \in J_{\text{микс}}} x_{\text{мидк}} \right) + (y_{\text{мидк}} - y_{\text{мидк}(k-1)}) + \left(\sum_{o \in O_{\text{рес}}} g_{\text{мидк}} - \sum_{o \in O_{\text{рес}}} g_{\text{мидк}} \right) + \\ & + z_{\text{мидк}} + \chi_{\text{мидк}} r_{\text{мидк}} = I_{\text{мидк}}, \forall i, j \in N; k \in K; \chi_{\text{мидк}} \in \{0; 1\}; \rho \in P; \mu = 1, \dots, m, \\ & t_{\text{мидк}}^g \cdot V_{\rho} - g_{\text{мидк}} \cdot T_o = 0, \forall k \in K; \forall i \in N; \forall o \in O; \forall \rho \in P, \\ & t_{\text{мидк}}^x \cdot V_{\rho} - x_{\text{мидк}} \cdot T_d = 0, \forall k \in K; \forall i \in N; \forall d \in D; \forall \rho \in P, \\ & \sum_{\rho \in P} y_{\text{мидк}} \leq Y_i; \forall k \in K; \forall i \in N, \end{aligned}$$

$$\sum_{d \in D_{\text{рых}}} \sum_{j \in J_{\text{ивых}}} \xi_{\mu}^{(x)} t_{ij\rho k}^x + \sum_{d \in D_{\text{рых}}} \sum_{j \in J_{\text{ивх}}} \xi_{\mu}^{(x)} t_{ji\rho dk}^x \leq T_k; \forall k \in K; \forall i \in N; \rho \in P,$$

$$\sum_{o \in O_r} \xi_{\mu}^{(g)} t_{io k}^g \leq T_k; \forall k \in K; \forall i \in N; \forall O_r = \{j \mid R_{rj} = 1\}.$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках проведенных исследований построена СФЦ некоторой системы обработки информации, проведен анализ совместности режимов ее функционирования, получены оценки вероятности успешного выполнения режимов обработки информации и соответствующие им варианты распределения времени выполнения режимов, построена матрица попарной несовместности реализации режимов функциональными элементами – операций обработки информации.

На основе полученных результатов проведена модификация модели планирования операций обработки информации, которая позволила учесть в ней в явном виде совместность/несовместность выполнения режимов функционирования, а также опосредовано – показатель структурно-функциональной надежности выполнения комплекса операций.

Введен показатель вероятности успешного выполнения комплекса операций в виде степени достижения обоснованных/рекомендованных соотношений суммарных времен задействования режимов обработки информации до расчетного срока активного функционирования и определена область его целесообразного применения при планировании функционирования подсистем обработки.

Список используемых источников

1. Соллогуб А. В., Анишаков Г. П., Данилов В. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: математические модели повышения эффективности КА. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
2. Ханцеверов Ф. Р., Остроухов В. В. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.
3. Павлов Д. А. Выравнивание энергетических нагрузок между функциональными элементами сложных технических систем при планировании операций их информационного взаимодействия // Информатизация и связь. – 2015. – № 2. – С. 17–22.
4. The Technique of Informational Interaction Structural-parametric Optimization of a Earth's Remote sensing Small Spacecraft Cluster / D. A. Pavlov [et al.] // Cybernetics and Algorithms in Intelligent Systems: proceedings of 7th Computer Science On-line Conference. – 2018. – Vol. 3. – P. 155–166.
5. Исследование структурно-функциональной живучести малых космических аппаратов / Д. А. Павлов [и др.] // Региональная информатика и информационная безопасность: сб. тр. – СПб., 2020. – Вып. 8. – С. 43–50.
6. 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. Можяева. – СПб.: НИКА, 2011. – 416 с.

М. Ю. Охтилев*,
доктор технических наук, профессор;
С. А. Потрясаев*,
доктор технических наук;
Б. В. Соколов*,
доктор технических наук, профессор;
Р. М. Юсупов*,
доктор технических наук, член-корреспондент РАН
*СПб ФИЦ РАН, г. Санкт-Петербург.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИ ПРОАКТИВНОМ УПРАВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ

В настоящее время ключевыми факторами развития современных предприятий становится импортозамещение, комплексная автоматизация и интеллектуализация их деятельности на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ). В статье предлагаются новые интеллектуальные технологии и программные комплексы сбора, интеграции, интерпретации, визуализации данных и знаний, реализованные как единая отечественная интеллектуальная информационно-аналитическая платформа (ИИАП) проактивного управления ЖЦ сложных технических объектов (СТО), в качестве которых рассматриваются различные классы космических средств (КСр). Основная научно-техническая идея, положенная в основу данной ИИАП заключается в создании принципиально нового подхода к проектированию и применению проактивного управления ЖЦ СТО на основе комплексной разработки и использования, во-первых, киберфизических систем, обеспечивающих, соответствующие процессы управления с обратной связью постоянно актуализируемой и обрабатываемой информацией, и, во-вторых – интеллектуальных интерфейсов с элементами визуального программирования, позволяющих различным категориям пользователей на профессиональном языке осуществлять адаптивное взаимодействие с платформой в ходе проактивного управления ЖЦ СТО. При этом интеллектуальные интерфейсы обеспечивают тиражируемость извлекаемых у экспертов знаний о состоянии СТО для последующего внедрения их в аналогичные смежные системы на основе использования новых логико-алгебраических и логико-лингвистических моделей, созданных для описания рассматриваемых изделий и базирующихся на постулатах теории искусственного интеллекта, инженерии знаний, теории управления. Проактивное же управление ЖЦ СТО позволяет, в отличие от традиционно реализуемого на практике реактивного управления, заранее предотвращать предпосылки (а не последствия) возникновения нештатных (критических) ситуаций за счет целенаправленно сформированной структурно-функциональной избыточности. В статье в качестве первого примера практической реализации приводится описание разрабатываемого в рамках ИИАП единого виртуального электронного паспорта конкретных образцов ракетно-космической техники. Второй пример связан с проактивным управлением процессами конфигурации и реконфигурации бортовых систем космических аппаратов.

Ключевые слова: единая отечественная интеллектуальная информационно-аналитическая платформа, космические средства, киберфизические системы, интеллектуальные интерфейсы, проактивное управление жизненным циклом, единый виртуальный электронный паспорт.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время по отношению к России со стороны ведущих западных стран наблюдается все более и более усилившееся санкционное давление в наукоемких отраслях отечественной экономики, к числу которых относится и сфера информационно-коммуникационных технологий и систем (ИКТС) [1–3].

К сожалению, начиная с первой половины 90-х годов, в этой отрасли экономики, которая во времена СССР была на передовых позициях, РФ стала существенно отставать из-за общего кризиса в экономике, вызванного переходом к другому общественно-политическому строю. В этих условиях не многие отечественные предприятия осуществляют разработку конкурентно-способных изделий на мировом рынке информационных и компьютерных тех-

нологий, причем зачастую осуществляют продвижение зарубежных технологий при создании собственных продуктов.

За последние годы данные тенденции усилились и связано это с нарастающим экономическим кризисом, вызванным коронавирусом COVID-2019.

Поэтому Президентом РФ и Правительством РФ в последнее время были сформулированы цели и поставлены задачи по разработке и реализации отечественной стратегической инициативы и соответствующих комплексных программ развития ИКТС, предполагающих ориентацию на совершенствование существующих и создание перспективных ИИАП в различных предметных областях с целью повышения эффективности нашей экономики и качества жизни населения, а также укрепления обороноспособности и в целом национальной безопасности нашего государства.

Для реализации данной цели авторы и возглавляемые ими научно-исследовательские коллективы в течение последних более чем 20 лет комплексно и эффективно решали проблемы, связанные с созданием, внедрением и использованием единой отечественной интеллектуальной информационно-аналитической платформы (ИИАП) проактивного управления жизненным циклом сложных объектов (СЛО) в различных отраслях экономики РФ [4–10]. Другими словами, авторы статьи на информационно-аналитическом и программно-техническом уровнях описания СЛО предметно и конкретно занимались вопросами обеспечения импортозамещения процессов автоматизации и интеллектуализации управленческой деятельности при создании и эксплуатации изделий и систем ракетно-авиакосмической отрасли, а также систем, используемых в сфере атомной энергетики и в интересах Минобороны России. Все вышесказанное безусловно определяет как актуальность, так и научную новизну и практическую значимость тематики представляемой статьи.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ СОЗДАНОЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИОННО- АНАЛИТИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

Разработка рассматриваемой ИИАП, потребовала развития соответствующих научных основ, включающих в себя две новые прикладные теории: *теорию проактивного (упреждающего) управления ЖЦ СЛО*, а также дополняющую ее *теорию многокритериального оценивания и выбора наиболее предпочтительных моделей и полимодельных комплексов (ПМК)*, описывающих функционирование СЛО и соответствующих информационно-аналитических систем, в рамках которых осуществляется реализация проактивного управления СЛО на различных этапах их ЖЦ. Последнюю теорию авторы назвали *квалиметрией моделей и полимодельных комплексов*. Данные две теории вносят существенный вклад в развитие современной информатики. Вклад теории проактивного управления ЖЦ СЛО состоит в том, что благодаря ей современная информатика на конструктивном уровне обогащается методологией и методическим обеспечением, разработанным в классической кибернетике (обобщенной теории управления). В табл. 1 в левом столбце представлены известные результаты классической кибернетики, которые до последнего времени не использовались в информатике. В правом столбце данной таблицы представлены новые научные результаты, которые были привнесены авторами статьи в современную информатику в ходе создания отечественной ИИАП проактивного управления жизненным циклом СЛО (в том числе и КСр). При этом данные результаты имеют более широкую трактовку, чем это представлено в данной таблице. Это связано с тем, что в современных условиях одна из главных тенденций в области информационных технологий (ИТ), существующих за рубежом и в нашей стране, является тенденция, связанная с созданием и широким использованием интернет-платформ в различных предметных областях материального производства и оказания услуг (сервисов), на базе которых в настоящее время разрабатываются и внедряются на

практике технологии промышленного (индустриального) Интернета и Интернета вещей. Созданная авторами ИИАП, является одной из реализаций Интернет-платформы. Поэтому рассматриваемая прикладная теория и ее конкретные результаты ориентированы на более общую перспективу.

Таблица 1

**Вклад теории проактивного управления жизненным циклом сложных объектов
в развитие современной информатики**

№ п/п	Теория проактивного управления жизненным циклом сложных объектов	
	Фундаментальные научные результаты, полученные в классической кибернетике	Новые научные результаты, которые привносятся авторами в современную информатику
1	Условия управляемости, достижимости и наблюдаемости в задачах управления динамическими системами	Математический аппарат (модели, методы, алгоритмы) решения задач проверки реализуемости технологии и комплексных планов проактивного управления информационными процессами в промышленном Интернете. Выявление основных факторов (ограничений), влияющих на показатели, оценивающие эффективность проактивного управления ЖЦ сложных объектов
2	Условие существования и единственности оптимального управления динамическими системами	Математический аппарат (модели, методы, алгоритмы) решения задач оценивания возможности получения оптимальных решений в задачах синтеза технологии и комплексных планов управления информационными процессами в промышленном Интернете
3	Необходимые и достаточные условия оптимальности в задачах управления динамическими системами	Математический аппарат (модели, методы, алгоритмы) решения задач формирования структуры технологии и комплексных планов проактивного управления информационными процессами в промышленном Интернете
4	Методы и алгоритмы решения задач оптимального управления динамическими системами	Математический аппарат (модели, методы, алгоритмы) решения задач автоматизации комплексного планирования (на уровне автоматизированных систем управления предприятием, производственными и технологическими процессами, проектирования производства), мониторинга, оперативного управления, координации информационных процессов в промышленном Интернете
5	Условия устойчивости и чувствительности в задачах управления динамическими системами	Математический аппарат (модели, методы, алгоритмы) решения задач оценивания устойчивости (чувствительности) синтезированных технологии и комплексных планов проактивного управления информационными процессами в промышленном Интернете к возможным возмущающим воздействиям, к изменению состава и структуры исходных данных

С использованием рассматриваемой теории удалось осуществить формальную постановку и решение следующих задач при разработке и внедрении ИИАП проактивного управления СЛО:

- разработки и модернизации облика ИАП;
- определения сроков проектирования;
- синтеза технологии;
- формирования и реализации плана разработки и модернизации СЛО.

Это позволило найти ответы на вопросы: в какие конкретные моменты времени, какие работы (операции), на каких ресурсах надо выполнять и что делать в случае возникновения расчетных и нерасчетных ситуаций при выполнении производственных планов и планов модернизации оборудования?

При традиционном проектировании ИИАП указанные задачи из-за большой размерности, нестационарности, нелинейности, неопределенности решаются с применением методов и приемов эвристического моделирования, а также процедур декомпозиции и агрегирования. Переход от традиционных к предлагаемым авторами проектным решениям, базирующимся не на эвристиках, а на фундаментальных научных результатах, позволил на практике существенно повысить оперативность, обоснованность и в целом эффективность принятия решений на различных этапах ЖЦ СЛО за счет их новой системно-кибернетической интерпретации процессов создания и применения ИИАП СЛО, многокритериального оценивания и выбора соответствующих наилучших управляющих воздействий.

Вторая из разработанных авторами и их коллегами теорий – *квалиметрия моделей и ПМК*, описывающих управляемую структурную динамику СЛО, предоставляет разработчикам, исследователям и эксплуатационникам новый научно-методический аппарат, позволяющий им, исходя из поставленных целей и задач проактивного управления ЖЦ СЛО, обоснованно выбирать, либо синтезировать конкретные модели (ПМК), обеспечивающие эффективное решение данных задач. На рис. 1 представлены основные элементы данной теории и примеры ее использования при решении практических задач.

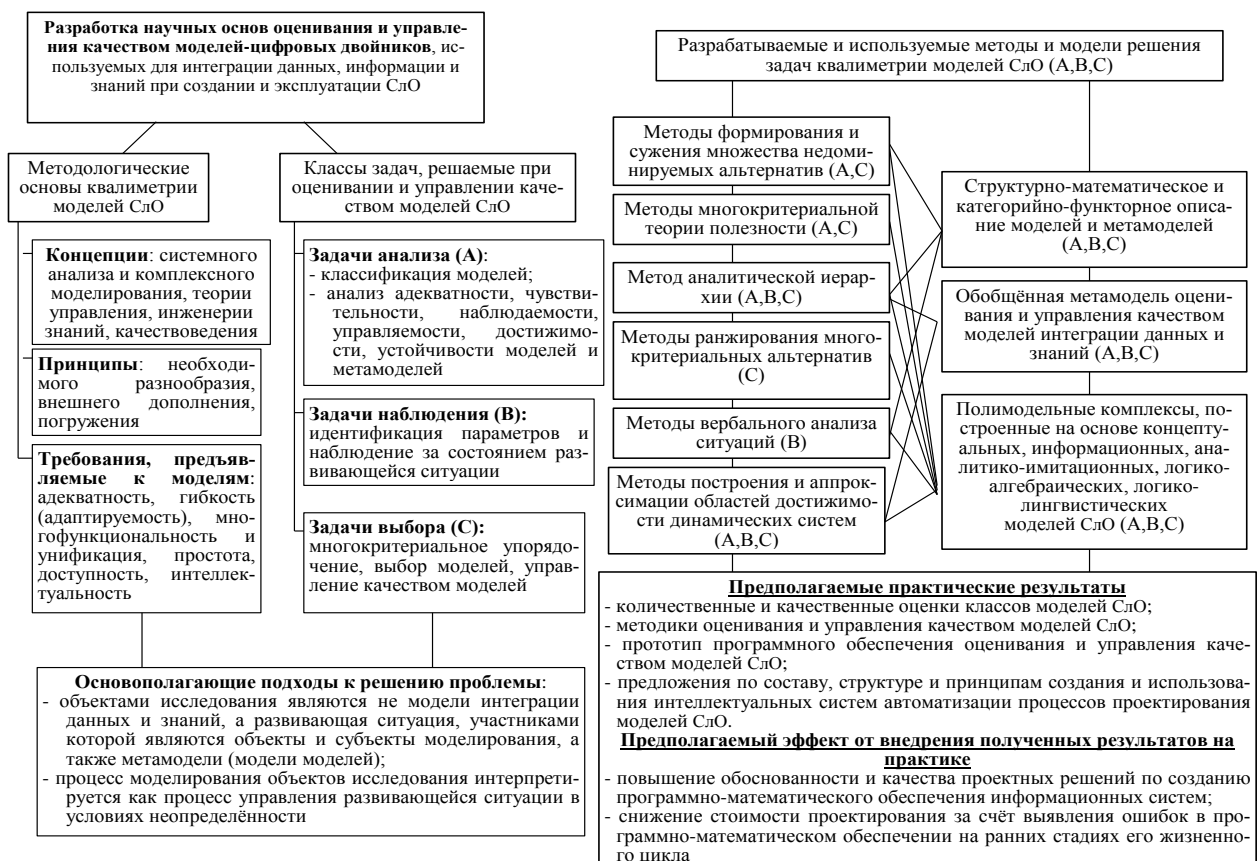


Рис. 1. Теория многокритериального оценивания качества моделей и ПМК, описывающих процессы проактивного управления этапами ЖЦ СЛО (квалиметрия моделей и ПМК)

Квалиметрию моделей и ПМК можно рассматривать как теоретическую базу интенсивно развиваемых в настоящее время технологий создания и использования цифровых двойников, реально существующих СЛО. Благодаря данной теории в информатике появился новый ма-

тематический аппарат, позволяющий повысить обоснованность и качество проектных решений по созданию программно-математического обеспечения информационных систем (в том числе и в рамках разработанной ИИАП), снизить стоимость проектирования и эксплуатации за счет выявления ошибок в программно-математическом обеспечении на всех стадиях его жизненного цикла.

Наряду с созданными научными основами ИИАП была разработана также *новая отечественная интеллектуальная информационная технология* (ИИТ) проактивного управления жизненным циклом сложных объектов. Основное достоинство предлагаемой ИИТ и соответствующих инструментальных средств, ее реализующих, состоит в том, что они базируются на одной из наиболее перспективных концепций автоматизации – «программирование без программирования», позволяющей самим конечным пользователям-технологам создавать и сопровождать уникальные программные модули автоматизации контроля и управления сложными техническими процессами и объектами, практически без участия профессиональных программистов. Разработанная специализированная инструментальная среда, базирующаяся на предлагаемой ИИТ, обеспечивает автоматическое (автоматизированное) формирование программных модулей, с помощью которых уже далее непосредственно использовались в многочисленных проектах создания конкретных информационно-аналитических систем.

Кроме того, рассматриваемая ИИТ и соответствующая ИИАП приобрели принципиально новое качество за счет повсеместного использования на всех этапах проактивного управления ЖЦ СЛО, во-первых, *киберфизических систем*, обеспечивающих, управление с обратной связью не только на уровне технологических (традиционный подход), но и организационных процессов постоянно актуализируемой и обрабатываемой информацией, и, во-вторых – *интеллектуальных интерфейсов* с элементами визуального программирования, позволяющих различным категориям пользователей на профессиональном языке осуществлять адаптивное взаимодействие с платформой в ходе проактивного управления ЖЦ СЛО. При этом интеллектуальные интерфейсы обеспечивают тиражируемость извлекаемых у экспертов знаний о состоянии СЛО для последующего внедрения их в аналогичные смежные системы на основе использования новых логико-алгебраических и логико-лингвистических моделей, созданных для описания рассматриваемых изделий и базирующихся на постулатах теории искусственного интеллекта, инженерии знаний, теории управления. Проактивное же управление ЖЦ СЛО позволяет, в отличие от традиционно реализуемого на практике реактивного управления, заранее предотвращать предпосылки (а не последствия) возникновения нештатных (критических) ситуаций за счет целенаправленно сформированной структурно-функциональной избыточности. Разработанная методология и технологии управления ЖЦ СЛО, принципиально отличаются от разрабатываемых за рубежом технологий CL2M (*Closed Loop Lifecycle Management* – управление ЖЦ с обратной связью) тем, что они базируются на концепции проактивного (упреждающего) управления. На рис. 2 представлена обобщенная архитектура созданной единой отечественной ИАП проактивного управления ЖЦ СЛО.

Уникальность данной ИИАП состоит в том, что она полностью удовлетворяет весьма актуальным в современных условиях требованиям импортозамещения, так как является открытой (конверсионной) версией программного обеспечения, создаваемого с середины 70-х годов прошлого века и по настоящее время в интересах решения задач Министерства обороны РФ (до этого СССР) независимо от зарубежных информационных технологий и систем. Среди представленных на рис. 2 основных подсистем ИИАП новыми подсистемами, принципиально отличающимися ее от существующих отечественных и зарубежных ИС данного класса, являются:

– *подсистема обработки и анализа данных, информации и знаний* (за счет реализации функций параметрической и структурной адаптации моделей к прошлым, текущим и будущим событиям, а также автоматического синтеза программ);



Рис. 2. Обобщенная архитектура созданной единой отечественной ИИАП проактивного управления ЖЦ СЛО

– подсистема упреждающего многовариантного прогнозирования (за счет реализации функции формирования моделей предиктивной аналитики, функции упреждающего ситуационного многовариантного прогнозирования);

– подсистема генерации и синтеза управленческих решений (за счет реализации функций логического и прецедентного вывода рекомендаций на основе онтологий предметной области, выбора оптимальных альтернативных решений, обоснования и объяснения этих решений, синтеза технологий и программ проактивного мониторинга и управления ЖЦ СЛО).

Говоря о практической реализации разработанной ИИАП, следует указать, что многофункциональность и унифицированность программно-технических решений, положенных в ее основу, позволили реализовать на практике большое число конкретных информационно-аналитических систем, успешно используемых в космонавтике, атомной энергетике, промышленном производстве. Данная реализация осуществлялась в тесной кооперации СПИИРАН, СКБ «Орион», НИО ЦИТ «Петрокомета», АО «Аэромар», ЗАО «Универсал Аэро» с организациями, входящими в корпорации Роскосмос, Росатом, Минпром, Минобороны России. Так, например, в Госкорпорации Роскосмос реализовано к настоящему моменту несколько версий конкретных ИАС для решения задач проактивного мониторинга и управления следующими типами космических средств:

– всех типов разгонных блоков (РБ) (11С861, ДМ, «Бриз», «Фрегат») – на средствах единого центра управления полетом (ЕЦУП) РБ, командных пунктов (КП) ГИКЦ, КП Космических войск (КВ); космических аппаратов (КА) «Кондор» – как при проведении заводских испытаний, так и на средствах ЦУП КА «Кондор»; КА наблюдения («Кобальт-М», «Персона», «Барс-М») – как для проведения заводских испытаний, так и на средствах центра управления полетом (ЦУП) КА наблюдения;

– РКН «Союз-2» на активном участке ее траектории – на средствах ЦСОАИ, КП ГИКЦ, КП КВ;

– РКН «Союз-2» в составе АСУ подготовки и пуска (АСУ ПП) 1-го государственного испытательного космодрома (ГИК) Минобороны России. Отдельные элементы АСУ ПП внедрены также в Гвианском космическом центре, на космодроме «Восточный».

К числу последних наиболее интересных и перспективных реализаций в космической сфере следует отнести ИАС поддержки всех этапов ЖЦ единого виртуального электронного паспорта изделий ракетно-космической техники, содержащего согласованную и корректную информацию об их состоянии, однозначно воспринимаемую пользователями на всех этапах жизненного цикла. Разработанная отечественная информационно-аналитическая система (на рис. 3 представлен один из используемых интеллектуальных интерфейсов данной системы), обеспечивающая формирование и использование электронного паспорта изделий ракетно-космической техники, оперирует не только с традиционными документами и файлами, но и с формализованными, постоянно актуализируемыми с помощью соответствующих киберфизических систем, информационными моделями, содержащими данные, информацию и знания об изделиях и однозначно воспринимаемыми всеми участниками их ЖЦ.

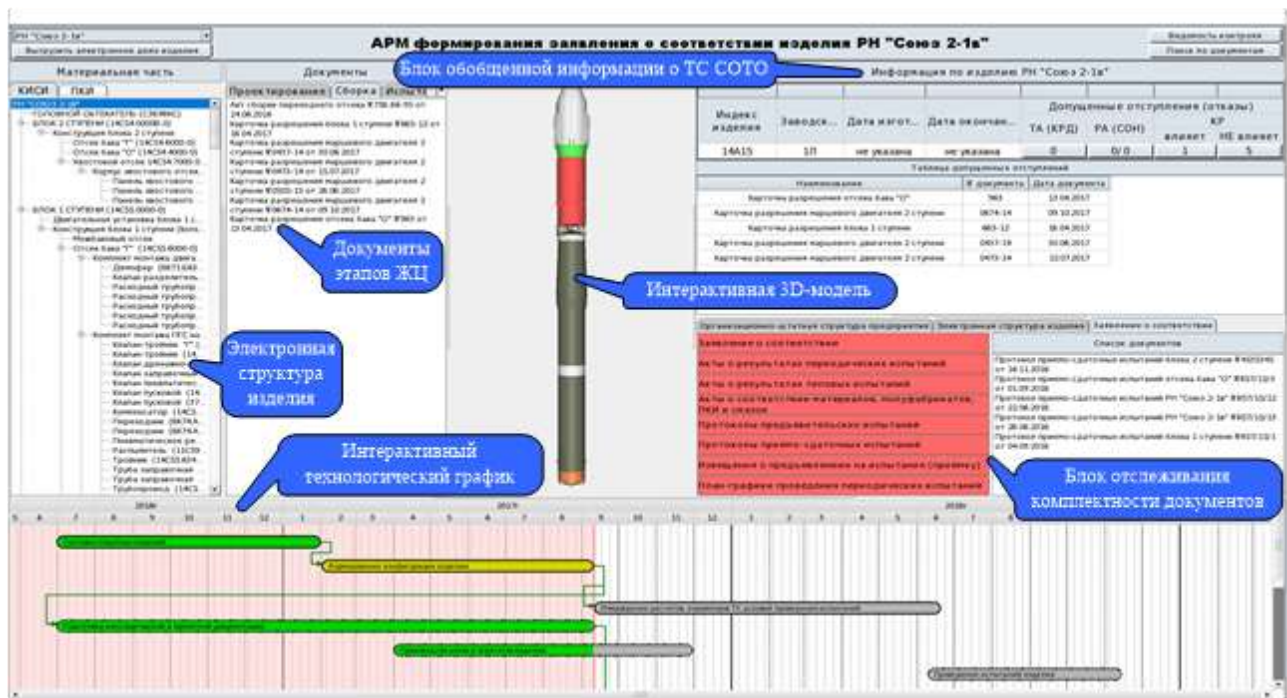


Рис. 3. Пример интеллектуального интерфейса для доступа к информации из электронного паспорта ракеты-носителя «Союз-2»

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализованная на практике на основе разработанной теории проактивного управления жизненным циклом сложных объектов отечественная интеллектуальная информационно-аналитическая платформа характеризуется следующим образом:

– является фундаментальным научным заделом для создания доверенных интеллектуальных программно-аппаратных платформ опережающего принятия стратегических решений в области управления критическими инфраструктурами на основе отечественных компонентов и программного обеспечения;

– имеет конкурентные преимущества по функциональным возможностям перед аналогами, в том числе, зарубежными;

– получила широкое внедрение в Госкорпорациях «Роскосмос» и «Росатом».

При этом в Госкорпорации «Роскосмос» при эксплуатации систем проактивного управления сложными техническими объектами на космодромах и в центрах управления полетом достигнуто: повышение до 80% общего количества аналитически обосновываемых и принимаемых управленческих решений за счет систематизации исходных данных и знаний при наличии в них некорректных сведений и применения многокритериального анализа и выбора большего числа альтернатив по сравнению с эвристическими подходами; сокращение на 50% времени планирования и принятия управленческих решений на основе их полимодельного описания и за счет комплексной обработки и анализа в реальном масштабе времени информации о техническом состоянии ракет-носителей, разгонных блоков, космических аппаратов.

В Госкорпорации «Росатом» при эксплуатации единых систем управления защитой ядерных реакторов на атомных электростанциях России достигнуто: сокращение на 50% времени на принятие решений при проактивном управлении безопасностью за счет многовариантного прогнозирования и диагностирования неисправностей системы управления ядерным реактором и контекстной выдачи советов оператору в аварийных ситуациях; сокращение в 10–15 раз длительности цикла разработки и внедрения новых версий информационных систем управления за счет интеграции и согласованности информационных потоков и ресурсов, а также использования уникальных человеко-машинных интеллектуальных интерфейсов и средств визуального проектирования.

Исследования, выполненные по данной тематике, проводились при частичной финансовой поддержке грантов РФФИ (№ 19-08-00989, № 20-08-01046), в рамках бюджетной темы № 0073-2019-0004.

Список используемых источников

1. *Ершова Т.* О цифровой парадигме развития // Информационное общество. – 2019. – № 4-5. – С. 1–2.
2. *Куприяновский В. П., Намиот Д. Е., Синягов С. А.* Кибер-физические системы как основа цифровой экономики // International Journal of Open Information Technologies. – 2016. – Т. 4, № 2. – С. 18–24.
3. *Wolf W.* Cyber-physical systems // Computer. – 2009. – № 3. – Р. 88–89.
4. *Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М.: Наука, 2006. – 410 с.
5. *Охтилев М. Ю.* Основы теории автоматизированного анализа измерительной информации в реальном времени. Синтез системы анализа. – СПб.: ВИКУ им. А. Ф. Можайского, 1999. – 160 с.
6. *Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Концептуальные основы оценивания и анализа качества моделей и полимодельных комплексов // Теория и системы управления. – 2004. – № 6. – С. 5–16.
7. *Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Комплексное моделирование рисков при выработке управленческих решений в сложных организационно-технических системах // Проблемы управления и информатики. – 2006. – № 1. – С. 1–22.
8. Концепция и технологии проактивного управления жизненным циклом изделий / М. Ю. Охтилев [и др.] // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2020. – Т. 63, № 2. – С. 158–163.
9. *Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М.: Наука, 2006. – 410 с.
10. *Микони С. В., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Квалиметрия моделей и полимодельных комплексов. – М.: РАН, 2018. – 314 с.

Б. В. Соколов*,
доктор технических наук, профессор;

В. А. Ушаков*

*СПб ФИЦ РАН, г. Санкт-Петербург.

МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ДИНАМИЧЕСКОЙ СЕТИ, ОБРАЗОВАННОЙ ПОДВИЖНЫМИ ОБЪЕКТАМИ

В статье представлены результаты разработки и исследований моделей и алгоритмов оперативного планирования информационных процессов в динамической сети, образованной подвижными объектами (ДС ПдО) в интересах повышения оперативности получения потребителем данных о состоянии сложных технических систем (СТС). Полученные модели и алгоритмы целесообразно использовать для решения задач комплексной автоматизации и интеллектуализации процессов мониторинга состояния СТС.

Новизна разработанного специального модельно-алгоритмического обеспечения состоит в том, что при его создании конструктивную реализацию получили две фундаментальные системно-кибернетические концепции, а именно, концепция системного моделирования и концепция проактивного интеллектуального управления.

Ключевые слова: специальное программно-математическое обеспечение, модели и алгоритмы планирования информационных процессов, управление структурной динамикой, комплексное моделирование и проактивное управление ПдО.

ВВЕДЕНИЕ

Развитие автоматизированных систем управления (АСУ) сложными территориально-распределенными комплексами, функционирование которых связано с переработкой и передачей больших объемов данных, информации и знаний, приводит к необходимости использования в контуре управления таких систем заданного множества подвижных элементов (в том числе и ретрансляторов), обеспечивающих периодический мониторинг состояния заданного класса сложных технических систем (СТС), непосредственную передачу полученных данных и информации между основными подсистемами АСУ, входящими в состав соответствующей информационно-вычислительной сети (ИВС), а также доставку обработанных данных и информации конечным потребителям. В качестве примера такой ИВС может быть рассмотрена динамическая сеть (ДС), образованная подвижными объектами (ПдО), например, беспилотными летательными аппаратами-ретрансляторами (БпЛА-Р), и обеспечивающая информационное взаимодействие ПдО друг с другом и наземными абонентами. Анализ показывает, что структура и параметры такой сети из-за постоянного движения ПдО и ряда других ограничений меняются или, говоря другими словами, в пространстве образуется ДС и наблюдается ее структурная динамика. В этих условиях особую актуальность приобретает постановка и решение не только задач планирования и управления перемещением ПдО, но и задачи управления процессами сбора, хранения, обработки и передачи информации по ИВС, образованной данными объектами. Перечисленные процессы в совокупности будем называть информационными процессами.

Предполагается, что определены основные пространственно-временные, технические, технологические, организационно-финансовые ограничения, учитывающие специфику как соответствующего класса ПдО, в качестве которых могут рассматриваться, например, наземные, воздушные, надводные, подводные, космические ПдО, так и той среды, где они функционируют. Предполагается также, что задана система показателей качества управления как каждым ПдО в отдельности, а также показатели качества управления перечисленными информационными процессами. В этих условиях особую актуальность приобретает решение

двух взаимосвязанных классов задач управления информационными процессами. Во-первых, задачи синтеза наилучшей технологии организации информационных процессов для рассматриваемой ДС при условии, что известна ее структурная динамика (решены задачи кооперативного движения ПдО) и, во-вторых – задачи программного управления (планирования) информационными процессами для синтезированной технологии управления указанными процессами. В статье предлагается подход, позволяющий решить одновременно указанные задачи с использованием разработанного полимодельного комплекса, описывающего рассматриваемую предметную область, а также комбинированного алгоритма поиска оптимальной технологии и программы управления информационными процессами.

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ СИНТЕЗА ТЕХНОЛОГИЙ И ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫМИ ПРОЦЕССАМИ

В основу создаваемой методологии решения исследуемых задач были положены фундаментальные системно-кибернетические концепции. Первая концепция комплексного (системного) моделирования ДС ПдО предполагает разработку и реализацию новых принципов, подходов к проведению полимодельного логико-динамического описания различных вариантов построения и использования ДС ПдО, а также разработку и комбинированное использование методов, алгоритмов и методик многокритериального анализа, синтеза и выбора наиболее предпочтительных проактивных управленческих решений (в том числе и ориентированных на их реконфигурацию), связанных с созданием, использованием и развитием рассматриваемых объектов в различных условиях динамически изменяющейся внешней и внутренней обстановок.

В качестве второй концепции, использованной при разработке рассматриваемого специального программно-математического обеспечения (СПМО), была выбрана концепция проактивного управления структурной динамикой ДС ПдО в изменяющихся условиях, вызванных воздействием различных факторов (внешних, внутренних, объективных, субъективных и их комбинаций). Реализация данной концепции предполагает, в отличие от традиционно используемого на практике реактивного управления ДС ПдО, ориентированного на оперативное реагирование на уже произошедшие негативные события и недопущение их последующего развития, упреждающее предотвращение причин возникновения инцидентов за счет создания (либо целенаправленного поиска) в соответствующей системе проактивного мониторинга и управления новых системно-функциональных резервов, обеспечивающих динамическое формирование принципиально новых возможностей по парированию возможных расчетных и нерасчетных нештатных и аварийных ситуаций, с использованием методологии и технологий системного (комплексного) моделирования, а также многовариантного ситуационно-адаптивного прогнозирования.

В работах [1–7] представлены конструктивные пути реализации данной концепции на основе построения и использования многомерных аппроксимированных областей достижимости логико-динамических моделей, описывающих рассматриваемую предметную область.

Еще одной используемой при создании рассматриваемого специального программно-математического обеспечения управления информационными процессами концепцией является концепция интеллектуализации управления, предусматривающая в качестве условий эффективного управления ДС ПдО необходимость применения интеллектуальных инструментов управления (новых интеллектуальных информационных технологий), носящих ярко выраженный инновационный характер и направленных на достижение комплексной интеграции естественного и искусственного интеллектов. В разработанном СПМО конструктивно данная концепция была реализована за счет использования нечетко-возможностной свертки векторного показателя качества функционирования ДС ПдО, использованного в логико-динамической модели проактивного управления информационными процессами.

СТАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И АЛГОРИТМ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ДИНАМИЧЕСКОЙ СЕТИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Для решения рассматриваемых в статье задач был предложен полимодельный комплекс, включающий в себя статическую и динамическую модели. При разработке статической модели синтеза технологии управления и агрегированного плана распределения информационных процессов в ДС ПдО предполагалось, что каждый элемент сети оборудован унифицированным аппаратно-программным комплексом (АПК), предназначенным для хранения, передачи и обработки информации и данных, и известны технические характеристики АПК: объем запоминающего устройства (ЗУ) в каждом узле; производительность вычислительных средств; пропускная способность каналов связи между узлами ПдО.

Основными параметрами статической модели, на основе которых определяются планы работы ДС, являются: объем информации, переданной из одного узла в другой на некотором интервале времени; объем информации, который может быть (согласно плану работы системы управления (СУ) ДС ПдО) записан в ЗУ узла на некотором интервале, либо обработан в данном узле, либо потерян в узле (из-за ограниченной пропускной способности ДС).

Оптимизация технологии организации информационных процессов с использованием статической модели осуществлялась исходя из максимизации показателя качества функционирования СУ ДС ПдО, характеризующего общий объем информации, обработанной в рассматриваемой СУ, и минимизации показателя, характеризующего количество потерянной информации.

В рамках предложенной формализации задача синтеза технологии информационных процессов в СУ ДС ПдО сводится к большеразмерной многокритериальной задаче линейного программирования с двухсторонними ограничениями [3]. Для решения данной задачи использовалось программное обеспечение, входящее в состав Mathworks Matlab [5] и содержащее предопределенные функции в Optimization Toolbox для решения задачи линейного программирования и задачи «о назначениях» (целочисленного линейного программирования), которые были формально описаны в разработанной статической модели.

ЛОГИКО-ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И АЛГОРИТМ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ДИНАМИЧЕСКОЙ СЕТИ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

В работах [1, 2, 4, 6–8] представлено подробное описание разработанной логико-динамической модели (ЛДМ) оперативного планирования (программного управления) информационных процессов, включающих в себя процессы приема, передачи и обработки данных и информации для различных классов СУ ДС ПдО.

В основу формального описания перечисленных процессов была положена их динамическая интерпретация, позволившая с единых методологических, методических и технологических позиций рассмотреть исследуемую управляемую структурную динамику. На рис. 1 представлен пример указанной структурной динамики. На данном рисунке приняты следующие условные обозначения: БКУ СДО и НКУ СДО – бортовые и наземные комплексы управления сложными динамическими объектами соответственно; ИС – информационно-вычислительная система, входящая в состав БКУ и НКУ СДО.

Используя обозначения, введенные в [6–8], и предполагая, что автоматизированное управление будет осуществляться только одним классом ПдО ($\xi = 1$), можно ввести в рассмотрение следующие множества: $A = \{A_1, \dots, A_n\}$ – множество ПдО; $D = \{D_1, \dots, D_s\}$ – множество информационных операций взаимодействия (ИОВ) ПдО A_i с другими ПдО A_j ;

$i, j \in N = \{1, \dots, n\}, i \neq j$. Кроме того, как уже указывалось ранее, пусть на каждом ПДО имеется универсальный АПК (канал обслуживания (КО)), обеспечивающий выполнение всех ИОВ (прием, хранение, обработку, передачу информации). В этом случае можно ввести множество КО $C = \{C_1, \dots, C_l\}$.

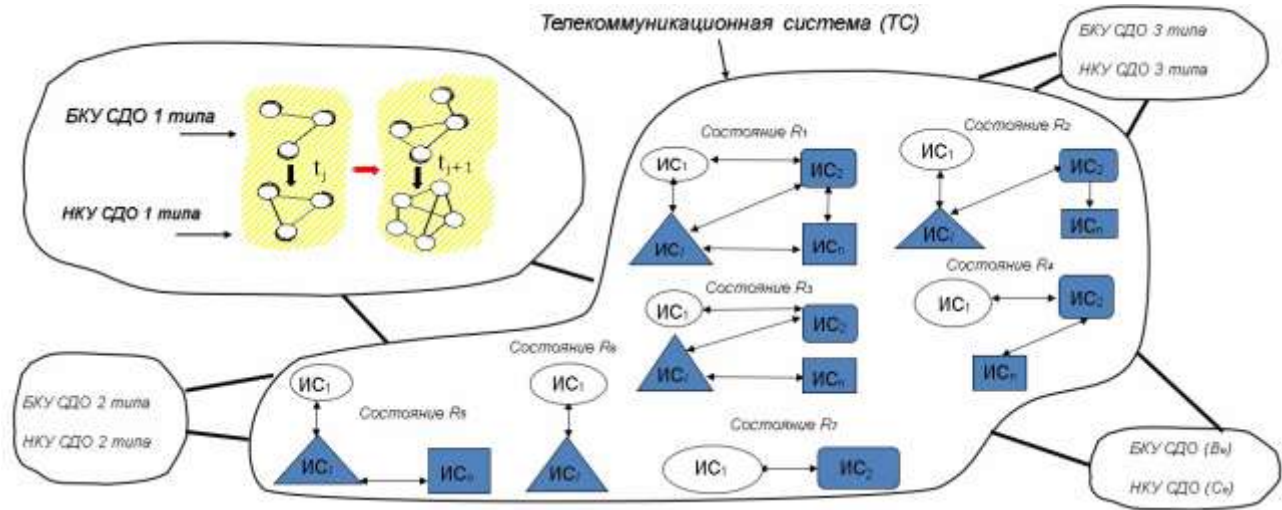


Рис. 1. Пример управляемой структурной динамики сети подвижных объектов

Будем предполагать, что в каждый момент времени $t \in (t_0, t_k]$ (где t_0, t_k – заданные моменты времени начала и конца интервала, на котором осуществляется процесс автоматизированного управления (АУ) ДС ПДО и информационными процессами, происходящими в ней) для каждого ПДО A_i известен радиус-вектор $\vec{r}_i(t)$, характеризующий его положение в трехмерном пространстве (другими словами, известна модель движения ПДО: $M^{(0)}$). В этом случае можно заранее определить потенциальные зоны взаимодействия (ЗВ) (контактный потенциал) каждой пары ПДО $\langle A_i, A_j \rangle$, используя следующую формулу [7]:

$$\varepsilon_{ij}(t) = \gamma + \left\{ R_{ij} - \|\vec{r}_i(t) - \vec{r}_j(t)\| \right\}, \quad (1)$$

где $i, j \in N, \gamma_+(\alpha) = 1$, если $\alpha > 0, \gamma_+(\alpha) = 0$, если $\alpha < 0$, а R_{ij} – заданный радиус действия технических средств КО A_i, A_j . С учетом вышеизложенного могут быть предложены следующие логико-динамические модели, описывающие различные аспекты процесса автоматизированного управления ДС ПДО.

Логико-динамическая модель управления информационными операциями взаимодействия (ИОВ) ПДО (модель $M^{(0)}$):

$$M^{(0)} = \left\{ \begin{aligned} &\vec{u}^{(0)}(\cdot) \dot{x}_{i\varphi}^{(0)} = \sum_{j=1}^n \varepsilon_{ij}(t) \cdot u_{i\varphi_j}^{(0)}; x_{i\varphi}^{(0)}(t_0) = 0; x_{i\varphi}^{(0)}(t_f) = a_{i\varphi}^{(0)}; \sum_{i=1}^n \sum_{\varphi=1}^{s_j} u_{i\varphi}^{(0)} \leq c_j^{(0)}; \\ &\sum_{j=1}^n \sum_{\varphi=1}^{s_j} u_{i\varphi_j}^{(0)} \leq c_i^{(0)}; \sum_{\alpha \in \Gamma_i} \sum_{\beta \in \Gamma_{i\varphi}} u_{i\varphi_j}^{(0)} (a_{\alpha\beta}^{(0)} - x_{\alpha\beta}^{(0)}) = 0, u_{i\varphi_j}^{(0)} \in \{0, 1\}, i, j = 1, \dots, n; i \neq j \end{aligned} \right\}; \quad (2)$$

- где $x_{i\varphi}^{(0)}$ – переменная, характеризующая состояние выполнения ИОВ $D_{\varphi}^{(i)}$;
- $a_{i\varphi}^{(0)}, a_{\alpha\beta}^{(0)}$ – заданные объемы выполнения $D_{\varphi}^{(i)}, D_{\beta}^{(\alpha)}$;
- $u_{i\varphi_j}^{(0)}(t)$ – управляющее воздействие, $u_{i\varphi_j}^{(0)}(t)=1$, если $D_{\varphi}^{(i)}$ должна выполняться, $u_{i\varphi_j}^{(0)}(t)=0$ в противоположном случае;
- Γ_i – множество номеров тех ПдО, $D_{\beta}^{(\alpha)}$ ИОВ которых должны выполняться перед операцией $D_{\varphi}^{(i)}$;
- $\Gamma_{i\varphi}$ – множество ИОВ, непосредственно предшествующих $D_{\varphi}^{(i)}$;
- $c_i^{(0)}, c_j^{(0)}$ – заданные константы, характеризующие технические ограничения, связанные с функционированием ДС ПдО и СУ ДС ПдО в целом.

Динамическая модель управления информационными потоками в СУ ДС ПдО (модель $M^{(n)}$):

$$M^{(n)} = \left\{ \dot{u}_{i\varphi_j}^{(n)}(\cdot) \dot{x}_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)} = u_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)}; \dot{x}_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)} = u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)}; x_{i\varphi_j\rho}^{(n,\eta)}(t_0), x_{i\varphi_j\rho}^{(n,\eta)}(t_f) \in \mathfrak{R}^1, \eta = 1, 2; \right.$$

$$0 \leq u_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)} \leq c_{i\varphi_j}^{(n,1)} u_{i\varphi_j}^{(0)}; u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)} (a_{i\varphi\rho}^{(n)} - x_{i\varphi_j\rho}^{(n)}) = 0; u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)} x_{ij}^{(0)} = 0; u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)}(t) \in \{0, 1\}; \quad (3)$$

$$\left. \sum_{i=1}^n \sum_{\varphi=1}^{S_i} \sum_{\rho=1}^{\mu} x_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)} (u_{i\varphi_j\rho}^{(0)} + u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)}) \leq P_j^{(1)}; \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^{S_i} u_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)} \leq P_{j\rho}^{(2)}; \sum_{\varphi=1}^{S_i} \sum_{\rho=1}^{\mu} u_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)} \leq P_{ij}^{(3)} \right\},$$

- где $x_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)}$ – переменная, характеризующая текущий объем информации типа ρ , полученной A_j от A_i в ходе выполнения $D_{\varphi}^{(i)}$;
- $x_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)}$ – вспомогательная переменная, характеризующая общую продолжительность (время) нахождения информации типа ρ на ПдО A_i ;
- $u_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)}$ – интенсивность передачи информации ρ от A_i к A_j ;
- $c_{i\varphi}^{(n,1)}$ – заданная константа, характеризующая максимально возможное значение $u_{i\varphi_j\rho}^{(n,1)}$;
- $u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)}$ – управляющее воздействие, принимающее значение 1, если закончен прием информации, $u_{i\varphi_j\rho}^{(n,2)} = 0$ в противоположном случае, либо в том случае, когда начинает выполняться операция D_j^l , следующая в технологическом цикле управления (ТЦУ) ПдО A_i непосредственно за $D_{\varphi}^{(i)}$;
- $P_j^{(1)}, P_{i\rho}^{(2)}, P_{ij}^{(3)}$ – заданные величины, характеризующие соответственно максимально возможный объем информации, который может находиться на A_j , пропускную способность A_j , пропускную способность каналов c_i, c_j ;
- $a_{i\varphi\rho}^{(n)}$ – заданный объем информации типа « ρ », который может передаваться с ПдО A_i в ходе выполнения $D_{\varphi}^{(i)}$.

Для ряда ИОВ, связанных, прежде всего, с проведением измерений и оцениванием компонент вектора состояния ПдО, возможно задание дополнительных параметров, характеризующих точность определения состояния ПдО.

Оценивание качества процессов управления информационными процессами можно проводить, используя различные частные (косвенные) показатели эффективности [6–8], такие, например, как

$$J_1 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{\varphi=1}^{s_i} \left[(a_{i\varphi}^{(0)} - x_{i\varphi}^{(0)}(t))^2 + \sum_{j=1}^n \int_{t_0}^{t_f} \eta_{i\varphi}(\tau) u_{i\varphi j}^{(0)}(\tau) d\tau \right], \quad (4)$$

$i \neq j$

$$J_2 = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \sum_{\varphi=1}^{s_i} \sum_{\rho=1}^{\mu} \int_{t_0}^{t_f} x_{i\varphi j\rho}^{(n,2)}(\tau) d\tau, \quad i \neq j, \quad (5)$$

где $\eta_{i\varphi}(\tau)$ – монотонные функции времени, которые выбираются с учетом заданных директивных сроков начала (конца) выполнения ИОВ.

Показатель (4) вводится в том случае, если необходимо, во-первых, оценить точность выполнения краевых условий, либо минимизировать потери, вызванные невыполнением отдельных ИОВ, и, во-вторых – для оценивания суммарного штрафа за невыполнение директивных сроков проведения ИОВ. Критериальная функция (5) позволяет оценивать суммарные потери в оперативности обработки и передачи информации.

Анализ предложенных логико-динамических моделей программного управления информационными процессами показывает, что с их помощью удалось в явном виде учесть такие базовые логические функции и соответствующие ограничения как «И», «ИЛИ», «альтернативное ИЛИ», «НЕ». Более того, данные функции удалось задать в виде временных логик, с помощью которых задаются альтернативные сценарии реализации технологий управления информационными процессами, полученные с использованием статической модели. При этом введение данных функций и ограничений не привело к выходу синтезируемых программных управлений информационными процессами в ДС ПдО (или, по-другому, планов их функционирования) из класса кусочно-непрерывных функций. Все это позволило при решении задач синтеза технологий и программ информационными процессами в ДС ПдО на конструктивной основе использовать фундаментальные и прикладные результаты, полученные как в классической, так и в современной теории управления.

Еще одно достоинство предложенного полимодельного комплекса состоит в том, что с его помощью можно единообразно (с использованием одних и тех же математических структур) формально описать как задачи комплексного моделирования процессов проактивного управления информационными процессами в ДС ПдО, так и задачи планирования их действий, коррекции планов (перепланирования), а также задачи оперативного управления и мониторинга их состояния, обеспечив, тем самым, корректную межмодельную координацию за счет использования единого языка описания рассматриваемых процессов.

В основу алгоритма решения задачи планирования информационных процессов в ДС ПдО был положен модифицированный алгоритм Крылова–Черноузько, который показал достаточно быструю сходимость при условии задании хорошего первого приближения вектора сопряженной системы уравнений [8–10]. Исследования показали, что в качестве диспетчерского решения в рассматриваемой задаче неклассического вариационного исчисления может быть даже выбран нулевой вектор управления [11].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны и реализованы на программном уровне статическая и динамическая модели синтеза технологий и программ управления алгоритм и модели оперативного планиро-

вания информационными процессами в ДС ПдО, соответствующие алгоритмы решения многокритериальной большеразмерной задачи линейного программирования, а также многокритериальной задачи оптимального программного управления информационными процессами.

Взаимосвязь статической и динамической моделей осуществлена через терминальные показатели качества Майера, позволивших результаты решения задачи синтеза технологий задать в виде краевых условий, которые должны быть выполнены в ходе итерационного поиска соответствующих программ управления информационными процессами в ДС ПдО.

Предложенное статико-динамическое описание рассматриваемых процессов наглядно показывает несомненные преимущества комплексного моделирования. В самом деле, в статической модели легко учитываются ограничения, связанные с изменяющейся топологией ДС, ее параметрами (пропускными способностями, производительностью, объемами памяти АПК применительно к каждому конкретному ПдО), ограничения, связанные с возможной потерей данных и информации на каждом из этапов их передачи, хранения и обработки. В динамической модели данные ограничения потребовали бы введения соответствующих фазовых ограничений. В динамической же модели легко учитываются вопросы распределения складываемых и нескладываемых ресурсов ДС ПдО, ограничения, связанные с заданием альтернативных сценариев реализации технологий управления информационными процессами. Кроме того, в разработанных логико-динамических моделях можно задать большое разнообразие терминальных и интегральных показателей качества управления информационными процессами в ДС ПдО. Таким образом, каждая из моделей, входящих в разработанный полимодельный комплекс, своими достоинствами компенсирует ограничения (недостатки) других моделей.

Исследования, выполненные по данной тематике, проводились при финансовой поддержке РФФИ в рамках научных проектов № 19-38-90221, 20-08-01046 и в рамках бюджетной темы № FFZF-2022-0004.

Список используемых источников

1. Специальное программно-математическое обеспечение управления реконфигурацией бортовых систем маломассоразмерных космических аппаратов / Ю. В. Зайченко [и др.] // Информатизация и связь. – 2020. – № 5. – С. 125–131. – DOI: 10.34219/2078-8320-2020-11-5-126-131.
2. Захаров В. В. Динамическая интерпретация формального описания и решения задачи модернизации сложных объектов // Известия вузов. Приборостроение. – 2019. – Т. 62, № 10. – С. 914–920. – DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-914-920.
3. Корбут А. А., Финкельштейн Ю. Ю. Дискретное программирование. – М.: Наука, 1969. – 368 с.
4. Модельно-алгоритмическое обеспечение планирования реконфигурации бортовой аппаратуры маломассоразмерных космических аппаратов / А. Ю. Кулаков [и др.] // Информационные технологии в управлении (ИТУ-2018): материалы конференции. Санкт-Петербург, 02–04 октября 2018 г. – СПб.: АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2018. – С. 123–130.
5. Чен К., Джоблин П., Ирвинг А. Matlab в математических исследованиях / пер. с англ. В. Е. Кондрашова и С. Б. Королева. – М.: Мир, 2001. – 346 с.
6. Микони С. В., Соколов Б. В., Юсупов Р. М. Квалиметрия моделей и полимодельных комплексов. – М.: РАН, 2018. – 314 с. – DOI: 10.31857/S9785907036321000001.
7. Комбинированные модели управления структурной динамикой сложных технических объектов / Б. В. Москвин [и др.] // Известия вузов. Приборостроение. – 2020. – Т. 63, № 11. – С. 53–61.

8. *Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М.: Наука, 2006. – 410 с.
9. *Болтянский В. Г.* Математические методы оптимального управления. – М.: Наука, 1969. – 408 с.
10. *Семашкин В. Е.* Максимизация дальности управляемого полета с использованием метода Крылова – Черноусько // XIII Всероссийское совещание по проблемам управления (ВСПУ-2019): материалы конференции. Москва, 17–20 июня 2019 г. – М.: ИПУ РАН, 2019. – С. 1267–1271. – DOI: 10.25728/vspru.2019.1267.
11. *Ушаков В. А.* Разработка модели и алгоритма планирования информационных процессов в автоматизированной системе управления подвижными объектами // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Москва, 23–27 ноября 2020 г. : тезисы. – М.: изд-во «Перо», 2020. – С. 318–320.

Н. Ф. Аверкиев,
доктор технических наук, профессор;
Е. В. Бутенко,
кандидат военных наук;
В. В. Салов,
доктор технических наук, доцент

КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОГО БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В статье описана концептуальная модель системы оперативного баллистико-навигационного обеспечения применения космических систем в интересах действий потребителя космической информации, предназначенная для ее систематизированного содержательного описания. Так же в статье сформирована макро модель системы оперативного баллистико-навигационного обеспечения применения космических систем, выбран аппарат формализации представлений о взаимодействии системы оперативного баллистико-навигационного обеспечения применения космических систем и комплексов с внешней средой.

Ключевые слова: баллистико-навигационное обеспечение, концептуальная модель, космические системы, математическое описание.

В настоящее время космические системы (КС) создаются и функционируют в основном для решения стратегических задач, в этой связи и система баллистико-навигационного обеспечения (БНО) ориентирована как на полет и управление КА, так и на обеспечение применения по назначению. Для того чтобы система БНО применялась на оперативном, а в дальнейшем и на тактическом уровне, необходимо формировать системы оперативного БНО (ОБНО) применения КС. Однако в настоящее время имеющийся научно-методический аппарат не позволяет этого сделать.

Для систематизированного содержательного описания моделируемой системы прежде всего следует создать концептуальную модель, соответствующую данной системе. Описание разрабатываемой концептуальной модели включает в себя определение и характеристики параметров моделируемой ОБНО, а также взаимодействие между элементами системы. Концептуальная модель содержит множество начальных значений (условий), необходимых для лица, принимающего решения, выполняющего системный анализ и формализацию системы. При этом используется определенная методология и технология. Основываясь на неформализованном описании, осуществляется разработка более подробного описания концептуальной модели.

Система ОБНО применения КС в интересах действия группировок войск (сил) – функционально взаимосвязанные между собой орбитальные и наземные технические средства, непосредственно участвующие в проведении операций по получению и применению баллистических данных, необходимых для разработки замысла, заблаговременной подготовки и проведения операции группировки войск (сил) в сложившихся условиях обстановки с применением космических систем.

При рассмотрении вопросов применения КС для обеспечения потребителей космической информацией в сложившихся условиях обстановки в районе обслуживания показано, что формируемая система ОБНО применения КС является сложной системой и ее моделирование сопряжено с рядом трудностей. Если модели движения средств выведения КА и модели движения КА разработаны достаточно хорошо [1], то модели планирования применения и применения КС в интересах повышения эффективности действий потребителей космической информации находятся на начальной стадии осмысления этого процесса. Более того,

включение в этот процесс моделей запросов от потребителей космической информации в соответствии со сценариями применения КС по району обслуживания существенно усложнит создание концептуальной математической модели систем ОБНО применения КС.

Чтобы охватить весь спектр проблем формирования системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации в целом, следует представить все элементы, необходимые для формирования окончательного решения о стратегии проведения операции. Рассмотрим концептуальную модель системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации. Эта модель отображает все элементы процесса формирования системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации, последовательность формирования частных задач, а также взаимосвязи между ними.

Сложность обстановки, в которой происходит анализ системы ОБНО применения КС (недостаточность информации, чрезвычайная сложность исследуемой системы, наличие в ее составе субъективного фактора – человека), а также нежелание рисковать потерей каких-либо важных его результатов, заставляет прибегать к использованию макромоделей исследуемых процессов [2].

Вопрос формирования макромоделей системы ОБНО применения КС – это вопрос выбора аппарата формализации представлений о взаимодействии системы ОБНО применения КС с внешней средой. На начальной стадии формирования системы ОБНО применения КС, когда проводится формирование ее организации, нет возможности эту связь представить в виде систем дифференциальных уравнений просто из-за недостатка информации. Учитывая, что формирование организации системы ОБНО применения КС проводится в условиях риска и неопределенности, то наиболее подходящим аппаратом формализации по-видимому является аппарат теории множеств и теории функциональных пространств.

Формальный анализ проблем общих основ формирования системы ОБНО применения КС может основываться на методах аналогий, а аппарат формализации – использовать возможности теории множеств и теории функциональных пространств.

Концептуальную модель в ряде работ [3, 4] также предлагается представлять в виде системы множеств. Применительно к проблеме разработки и реализации концептуальной модели для формирования системы оперативного БНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации можно представить в виде картежа параметров:

$$\langle U, \Lambda, H, G, Y, \Psi, W, K, P, \Theta \rangle, \quad (1)$$

- где U – множество возможных стратегий формирования ОБНО;
 Λ – множество значений определенных и неопределенных факторов при формировании ОБНО;
 H – модель операции (множество моделей, соответствующих системным уровням формирования ОБНО);
 G – множество реализаций функционирования системы ОБНО;
 Y – множество характеристики (числовое выражение результата операции);
 W – показатель эффективности функционирования системы ОБНО;
 K – критерий эффективности функционирования системы ОБНО;
 P – модель предпочтений лица, принимающего решения,
 $D = \{U, \Lambda, G, Y, W, K\}$;
 Θ – множество показателей исходной информации (о цели операции, о типе характеристиках множество значений определенных и неопределенных факторов) для формирования системы ОБНО применения КС.

Параметры, входящие в модель (1), формулируются следующим образом.

Множество возможных стратегий формирования систем оперативного БНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации представляется в виде:

$$U = \langle U_{КА}, U_{НТСр}, U_{РКН}, U_f, U_{t_0} \rangle, \quad (2)$$

- где $U_{КА}$ – множество возможных планов управления и применения КА ОГ;
 $U_{НТСр}$ – множество возможных планов применения НТСр;
 $U_{РКН}$ – множество вариантов восполнения и наращивания ОГ КА;
 U_f – множество вариантов выбора функциональных связей между элементами системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации;
 U_{t_0} – множество вариантов выбора времен начала операций (t_0).

Выбор стратегии при формировании системы ОБНО применения КС рекомендуется осуществлять на основе минимального ресурсопотребления.

Наличие множества значений определенных и неопределенных факторов как независимого элемента в концептуальной математической модели системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации (1) предполагает, что при разработке решений будет либо обязательно установлено, либо отыскание этих значений будет представлять самостоятельную задачу:

$$\Lambda = \langle N^{КА}, N^{НТСр}, N^{РКН}, \Lambda_\Psi, \Lambda_{T_0}, \Lambda_\Delta, \Lambda_\zeta \rangle, \quad (3)$$

- где $N^{КА}$ – множество КА (включая их тактико-технические характеристики и параметры орбит);
 $N^{НТСр}$ – множество наземных технических средств (включая их тактико-технические характеристики и месторасположения);
 $N^{РКН}$ – множество средств выведения и КА, готовых к запуску (включая их тактико-технические характеристики);
 Λ_Ψ – множество характеристик района обслуживания (объектов обслуживания);
 Λ_{T_0} – множество времен начала операции;
 Λ_Δ – множество длительностей операции;
 Λ_ζ – множество случайных и неопределённых факторов (точность прогнозирования движения КА, вероятность отсутствия облачности и другие факторы).

Проблема выбора показателя эффективности функционирования системы ОБНО связана с установлением вида функции соответствия характеристики исхода результата операции требуемым характеристикам функционирования системы ОБНО.

Модель предпочтений лица, принимающего решение, есть формализованное представление лицом, принимающим решение, о качестве элементов множеств перечисленных выше.

При формировании системы оперативного БНО применения КС при задании одного из критериев (пригодности либо оптимальности) может привести к выделению некоторого множества альтернатив этих систем. В этом случае для однозначного выбора лучшей альтернативы необходимо формирование составного критерия – решающего правила, включающего как формальные, так и неформальные предписания по вынесению суждения.

Множество моделей операций, соответствующих системным уровням формирования системы ОБНО применения КС, представляются в виде

$$H = \langle H_1, H_2, H_3, H_4, H_5 \rangle, \quad (4)$$

- где H_1 – модель динамики орбитальной группировки (математические модели полета и маневрирования КА);
 H_2 – модель функционирования КА (модель расчета характеристик обслуживания военных потребителей);
 H_3 – модель функционирования наземных технических средств;

H_4 – модель полета РКН;

H_5 – модель функционирования системы ОБНО применения КС.

Множество исходов операции, т. е. множество реализаций функционирования системы ОБНО применения КС, определяется статистикой имитационной модели функционирования системы ОБНО применения КС:

$$G = \langle G_1, G_2, G_3, G_4, \dots, G_m \rangle, \quad (5)$$

где G_1 – множество моментов времени обслуживания;

G_2 – периодичность обслуживания;

G_3 – дальности и углы визирования до объектов в момент обслуживания;

G_4 – зоны радиовидимости;

G_5 – целеуказания;

G_6 – внешние условия в момент обслуживания (освещенность, прозрачность и т. д.);

G_7 – количество КА, одновременно обслуживающих район;

G_8 – время доставки информации до потребителя;

G_m – другие баллистико-навигационные данные, полный перечень которых зависит, прежде всего, от требований потребителя к обеспечению его информацией от КС.

Числовое выражение результата операции $g \subseteq G$ формирования системы ОБНО применения КС представляется в следующей форме:

$$Y = \langle Y_1, Y_2, \dots, Y_n \rangle, \quad (6)$$

где Y_1 – оперативность доставки информации до потребителей космической информации;

Y_2 – периодичность (частота) обновления информации у потребителей космической информации;

Y_3 – точность привязки координат на местности;

Y_4 – интервалы времени обеспечения потребителей космической информации космической связью;

Y_5 – количество и координаты вскрытых объектов противника;

Y_6 – количество пораженных объектов противника в результате нанесения ударов средствами поражения;

Y_7 – данные метеорологической обстановки в районе (метеоданные и метеопрогноз);

Y_n – другие числовые характеристики обслуживания потребителей космической информации.

Множество реализаций функционирования системы ОБНО применения КС и числовые выражения результата формирования системы ОБНО применения КС формируются исходя из требований потребителей космической информации в районе обслуживания, а также формируемых на основе этих требований задач к применению КС, например:

– доведение до потребителей высокоточной навигационной информации и сведений системы единого времени;

– обеспечение метеоданными и метеопрогнозом;

– наблюдение за районом обслуживания и выдача данных для целеуказаний;

– обеспечение данными о наземной и космической обстановке;

– приведение космической информации к виду, пригодному для непосредственного использования в районе обслуживания;

– выдача полученных данных потребителям космической информации.

Взаимосвязь указанных элементов концептуальной модели представлена в содержании рис. 1.

$\langle U, \Lambda, H, G, Y, \Psi, W, K, P, \Theta \rangle$

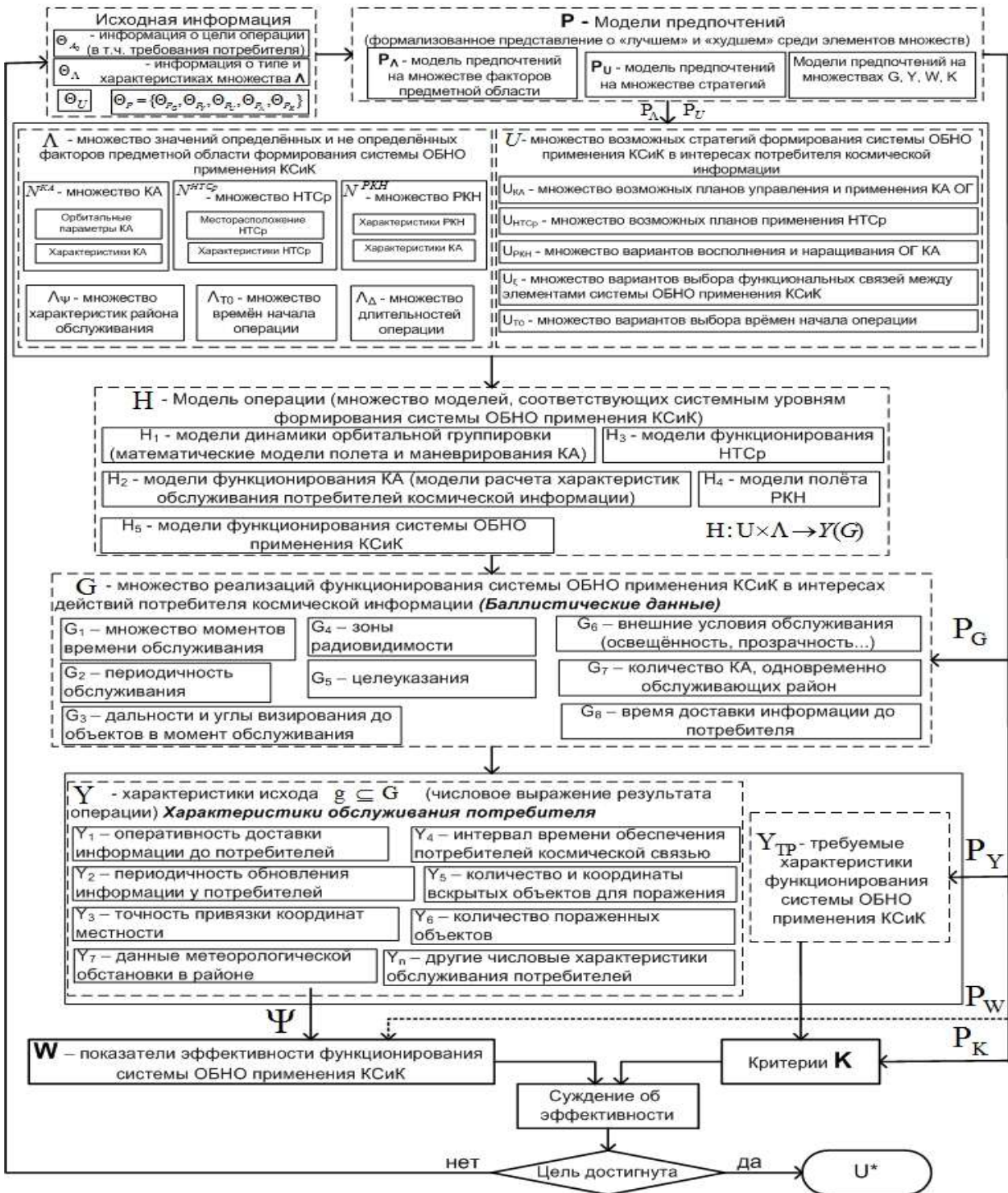


Рис. 1. Концептуальная модель системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации

Связи показывают отношения между элементами концептуальной модели функционирования ОБНО применения КС. Начиная с анализа информации о цели операции, лицо, принимающее решение, последовательно формирует множества применяемых стратегий на основе исходной информации, опираясь на предпочтения к качеству элементов множеств. Далее ос-

новываясь на результате исхода операции с учетом предпочтений лица, принимающего решения, формируется модель Ψ «результат–показатель». Одновременно формируется критерий к показателю эффективности, которая может задавать критерий в форме решающего правила. На основе суждения о степени достижения цели операции либо осуществляется выбор лучшей альтернативы из множества $U^* \in U$, либо осуществляется возврат и коррекция элементов концептуальной модели.

Задачи, соответствующие двум основным процессам принятия решений при исследовании эффективности формирования системы ОБНО применения КС, формируются на основе концептуальной модели функционирования системы ОБНО применения КС и представляются в соответствующих формах:

– для процесса получения результатов

$$\Psi: \{Y|H: U \times \Lambda \xrightarrow{\Theta} Y(G)\} \xrightarrow{\Theta} W; \quad (7)$$

– для процесса анализа результатов

$$P \xrightarrow{\Theta} K: U \xrightarrow{W} U^*. \quad (8)$$

В выражении (7) запись $\{H: U \times \Lambda \xrightarrow{\Theta} Y(G)\}$ означает множественность моделей операций, соответствующих системным уровням формирования системы ОБНО применения КС. При этом, исходя из концепции вышестоящей цели, информация Θ для низших уровней иерархии может быть либо получена с верхнего уровня, либо сформирована на основе информации от лица, принимающего решение.

В выражении (8) символом U^* обозначено подмножество «наилучших» с точки зрения достижения цели операции с учетом выбранной стратегии формирования ОБНО применения КС, из которых окончательно выбирают принятое решение.

Таким образом, представленная на рис. 1 концептуальная модель послужит основой для постановки задач исследований в следующих областях:

- структуризации исходной информации;
- анализа неопределенных факторов;
- формирования множества возможных стратегий;
- моделирования исходов функционирования системы ОБНО применения КС в интересах действий потребителей космической информации;
- моделирования суждения об эффективности достижения цели операции.

При решении этих задач, а также формировании научно-методического аппарата необходимого для функционирования системы ОБНО применения КС, позволит смоделировать процесс функционирования системы ОБНО.

Список используемых источников

1. Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н. Теория полета космических аппаратов: учебник. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.
2. Матвеевский С. Ф. Основы системного проектирования комплексов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
3. Хартов В. В., Ефанов В. В., Занин К. А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2011. – 132 с.
4. Надежность и эффективность в технике: справочник: в 10 т. / ред. совет: В. С. Авдудевский (пред.) и др. – М.: Машиностроение, 1988. – Т. 3: Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – 328 с.

М. А. Архипова;
Т. В. Данилова,
кандидат технических наук;
М. А. Маслова

АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ УТОЧНЕННЫХ ОЦЕНОК ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ ЗВЕЗДНЫХ ДАТЧИКОВ ОТНОСИТЕЛЬНО КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Предлагается алгоритм формирования уточненных оценок углов положения звездных датчиков, жестко закрепленных на корпусе космического аппарата, при наличии высокоточных данных о параметрах орбиты, не превышающих 20–30 м по положению и 15–20 мм/с по вектору скорости. Приборные погрешности измерений координат звезд составляют несколько десятых долей угловой секунды. Вышеуказанные оценки углов положения (крепления) датчиков определяются путем численного решения системы матричных уравнений. Применение алгоритма приводит к существенному, на один–два порядка, снижению погрешностей параметров ориентации приборов относительно корпуса аппарата и, как следствие, к формированию высокоточных оценок параметров ориентации корпуса космического аппарата в геоцентрической инерциальной и подвижной орбитальной системах координат, средние значения которых принимают порядок единиц угловых секунд, а подчас снижаются до уровня приборных погрешностей измерений координат звезд в датчиках. Приводятся результаты моделирования и рекомендации по применению алгоритма.

Ключевые слова: автономная ориентация, автономная навигация, бортовой комплекс управления, космический аппарат, звездный датчик, случайные погрешности измерений.

ВВЕДЕНИЕ

В русле общемировой тенденции повышения уровня автономности функционирования космических аппаратов (КА) развитие астрономических систем автономной навигации и ориентации приобретает все большее значение [1–3]. Основой функционирования таких систем является использование результатов измерений в звездных датчиках (ЗД) характеристик наблюдаемого звездного поля. Научные разработки и промышленное производство ЗД претерпевают непрерывное развитие по основным направлениям. К этим направлениям относятся: расширение функциональных возможностей ЗД; разработка алгоритмов управления и обработки информации; снижение программных затрат и требований к производительности вычислителя, сокращение времени обработки информации; увеличение надежности аппаратуры, обусловленное требованием увеличения срока активного существования КА. На сегодняшний день в мире насчитывается более десяти производителей, которые выпускают около сорока моделей звездных датчиков различных типов и назначения [4–7].

Возможны два варианта крепления ЗД к корпусу КА – помещение прибора в карданов подвес или жесткое крепление. В последнем случае параметрами ориентации ЗД в системе координат, связанной с корпусом КА, являются углы крепления: прямое восхождение λ и склонение ρ оптической оси прибора.

На основе измерений координат звезд и звездных величин и последующего распознавания звезд определяется геоцентрическая ориентация ЗД, а затем, используя данные об углах его положения относительно корпуса КА, оценивается и ориентация корпуса КА в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат (ГЭИСК). После этого наличие оценок параметров орбиты позволяет рассчитать ориентацию КА в текущей орбитальной системе координат (ТОСК). При жестком положении ЗД на корпусе КА углы крепления известны в лучшем случае с точностью до нескольких десятков угловых секунд, что приводит

к погрешностям такого же порядка в определении ориентации КА в геоцентрической и орбитальной системах координат [3, 8].

Таким образом, для повышения точности расчета параметров ориентации КА на основе астроизмерений необходимо снижение погрешностей углов крепления ($\Delta\lambda$ и $\Delta\rho$). Задача разработки алгоритма формирования уточненных оценок параметров ориентации ЗД относительно корпуса КА является актуальной, ее решение имеет большое практическое значение.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Формирование уточненных оценок углов крепления ЗД на корпусе КА возможно за счет использования результатов измерений в приборе и расчета геоцентрической ориентации его осей, т. е. матрицы перехода из геоцентрической системы координат в приборную. С другой стороны, эта матрица может быть получена на основе данных о параметрах орбиты, ориентации КА в ТОСК и оптической оси прибора относительно корпуса аппарата с использованием соответствующих матриц перехода, что позволяет составить систему матричных уравнений для расчета требуемых оценок.

Полагаем, что проведено S измерительных сеансов в P звездных датчиках, при этом случайные погрешности измерений координат звезд $\sigma_{ЗД}$ не превышают $0,5''$. Предварительные значения углов крепления приборов λ_{p0} и ρ_{p0} известны с определенными погрешностями $\Delta\lambda_{p0} = \Delta\rho_{p0}$, $p = 1, \dots, P$.

Параметры орбиты КА известны с точностью до нескольких десятков метров по вектору положения; каждому s -му измерительному сеансу соответствует матрица перехода из ТОСК в ГЭИСК \mathbf{A}_s , $s = 1, \dots, S$:

$$\mathbf{A}_s = \begin{vmatrix} \cos\Omega_s \cdot \cos u_s - \sin\Omega_s \cdot \sin u_s \cdot \cos i_s & -\cos\Omega_s \cdot \sin u_s - \sin\Omega_s \cdot \cos u_s \cdot \cos i_s & \sin\Omega_s \cdot \sin i_s \\ \sin\Omega_s \cdot \cos u_s + \cos\Omega_s \cdot \sin u_s \cdot \cos i_s & \cos\Omega_s \cdot \cos u_s \cdot \cos i_s - \sin\Omega_s \cdot \sin u_s & -\cos\Omega_s \cdot \sin i_s \\ \sin u_s \cdot \sin i_s & \cos u_s \cdot \sin i_s & \cos i_s \end{vmatrix},$$

где Ω_s – аргумент восходящего узла;
 i_s – наклонение плоскости орбиты;
 u_s – угол в орбите.

Также в результате проведения измерительных сеансов в ЗД известны матрицы перехода из ГЭИСК в ПСК \mathbf{D}_{ps} .

Наличие перечисленных исходных данных позволяет составить следующую систему матричных уравнений:

$$\mathbf{D}_{ps} = \mathbf{A}_s \cdot \mathbf{B}_s \cdot \mathbf{C}_p, \quad (1)$$

где \mathbf{B}_s – матрица перехода из связанной системы координат (ССК) в ТОСК,

$$\mathbf{B}_s = \begin{vmatrix} -\sin\theta_s \cdot \cos\psi_s & \cos\theta_s \cdot \sin\gamma_s + \sin\theta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \cos\gamma_s & \cos\theta_s \cdot \cos\gamma_s - \sin\theta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \sin\gamma_s \\ \cos\theta_s \cdot \cos\psi_s & \sin\theta_s \cdot \sin\gamma_s - \cos\theta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \cos\gamma_s & \sin\theta_s \cdot \cos\gamma_s + \cos\theta_s \cdot \sin\psi_s \cdot \sin\gamma_s \\ \sin\psi_s & \cos\psi_s \cdot \cos\gamma_s & -\cos\psi_s \cdot \sin\gamma_s \end{vmatrix}. \quad (2)$$

Здесь θ_s , ψ_s и γ_s – значения углов тангажа, рысканья и крена;

\mathbf{C}_p – матрица перехода из приборной системы координат (ПСК) p -го датчика в связанную с корпусом КА систему координат,

$$\mathbf{C}_p = \begin{vmatrix} -\sin \lambda_p & -\cos \lambda_p \cdot \sin \rho_p & \cos \lambda_p \cdot \cos \rho_p \\ \cos \lambda_p & -\sin \lambda_p \cdot \sin \rho_p & \sin \lambda_p \cdot \cos \rho_p \\ 0 & \cos \rho_p & \sin \rho_p \end{vmatrix}.$$

Здесь λ_p и ρ_p – прямое восхождение и склонение оптической оси прибора в ССК.

Погрешности расчета элементов матриц \mathbf{D}_{ps} довольно малы, так как определяются точностью измерений координат звезд в приборах, которая высока в сравнении с точностью данных об углах крепления λ_p , ρ_p и ориентации в ТОСК θ_s , ψ_s , γ_s . Погрешности расчета элементов матриц \mathbf{A}_s при наличии высокоточных оценок параметров орбиты также малы. В силу этого погрешностями матриц \mathbf{A}_s и \mathbf{D}_{ps} при решении рассматриваемой задачи пренебрегаем.

Как видно из выражения (1), матрица \mathbf{D}_{ps} зависит не только от λ_p и ρ_p , но и от θ_s , ψ_s и γ_s , поэтому при решении системы уравнений (1) параметры θ_s , ψ_s и γ_s также включаются в вектор неизвестных. В итоге система содержит m нелинейных уравнений $m = 9 \cdot P \cdot S$, с n неизвестными, $n = 2 \cdot P + 3 \cdot S$, $m > n$.

Представим данную систему в виде

$$\mathbf{L}(\mathbf{X}) = \mathbf{0}, \quad (3)$$

где совокупная матрица

$$\mathbf{L}(\mathbf{X})_{K \times 3} = \{\mathbf{A}_s \cdot \mathbf{B}_s \cdot \mathbf{C}_p - \mathbf{D}_{ps}\}, \quad K = 3 \cdot P \cdot S.$$

Здесь \mathbf{B}_s – матрица, содержащая неизвестные θ_s , ψ_s и γ_s ;

\mathbf{C}_p – матрица, содержащая неизвестные λ_p и ρ_p .

В формуле (3) введены следующие обозначения:

$\mathbf{0}$ – нулевая матрица размерности $K \times 3$;

\mathbf{X} – n -мерный вектор неизвестных, $\mathbf{X} = (\{\lambda_p, \rho_p\}, \{\theta_s, \psi_s, \gamma_s\})$, $\mathbf{X} \in \hat{\mathbf{X}}$, где $\hat{\mathbf{X}}$ – n -мерное ограниченное пространство неизвестных,

$$\hat{\mathbf{X}} = \left(\left\{ \left[\lambda_{p0} - q \cdot \Delta \lambda_{p0}, \lambda_{p0} + q \cdot \Delta \lambda_{p0} \right], \left[\rho_{p0} - q \cdot \Delta \rho_{p0}, \rho_{p0} + q \cdot \Delta \rho_{p0} \right] \right\}, \left\{ \left[\theta_{s0} - q \cdot \Delta \theta_{s0}, \theta_{s0} + q \cdot \Delta \theta_{s0} \right], \left[\psi_{s0} - q \cdot \Delta \psi_{s0}, \psi_{s0} + q \cdot \Delta \psi_{s0} \right], \left[\gamma_{s0} - q \cdot \Delta \gamma_{s0}, \gamma_{s0} + q \cdot \Delta \gamma_{s0} \right] \right\} \right).$$

В последней формуле λ_{p0} , ρ_{p0} , $\Delta \lambda_{p0}$, $\Delta \rho_{p0}$ заданы априори; θ_{s0} , ψ_{s0} и γ_{s0} рассчитываются из матрицы \mathbf{B}_s , имеющей вид (2); величины погрешности для углов тангажа, рысканья и крена $\Delta \theta_{j0} = \Delta \psi_{j0} = \Delta \gamma_{j0} = 3 \cdot \sqrt{2} \cdot \Delta \lambda$, где $\Delta \lambda = \max_p \Delta \lambda_{p0}$; значение коэффициента q характеризует «размер» пространства неизвестных, из опыта моделирования $q = 3,0$. На s -м навигационном сеансе предварительное значение матрицы \mathbf{B}_s рассчитывается на основе данных об орбите и результатов измерений в звездном датчике: $\mathbf{B}_s = \mathbf{A}_s^T \cdot \mathbf{F}_s$, здесь \mathbf{F}_s – матрица перехода из ГЭИСК в ССК на s -ом навигационном сеансе, $\mathbf{F}_s = \frac{1}{P} \cdot \sum_{p=1}^P (\mathbf{C}_p \cdot \mathbf{D}_{ps}^T)$.

Система уравнений (3) решается численно, путем минимизации нормы матрицы левой части $N(\mathbf{L}(\mathbf{X})) = \sqrt{\sum_{k=1}^K \sum_{j=1}^3 l_{kj}^2}$, определяемой как квадратный корень из суммы квадратов элементов матрицы.

Таким образом, требуется найти $\mathbf{X}_{opt} \in \mathbf{X} : N(\mathbf{L}(\mathbf{X}_{opt})) = \min_{\mathbf{X} \in \hat{\mathbf{X}}} N(\mathbf{L}(\mathbf{X}))$.

АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ

Предварительно для минимизируемой величины нормы матрицы левой части решаемой системы (3), принимается $N_{min} = \text{BigReal}$ – большое действительное число.

Для заданного пространства переменных $\hat{\mathbf{X}}$ выполняются следующие шаги алгоритма.

Шаг 1. Установка начального значения искомого вектора \mathbf{X} , компоненты которого принимают, как вариант, наименьшие значения соответствующих отрезков в пространстве переменных. Расчет корректирующего n -мерного вектора \mathbf{H} , зависящего от $\hat{\mathbf{X}}$ и имеющего смысл шага в пространстве переменных. Элементы вектора \mathbf{H} принимают значения в зависимости от длины соответствующего отрезка в $\hat{\mathbf{X}}$.

Шаг 2. Расчет матрицы $\mathbf{L}(\mathbf{X})$ левой части системы (3).

Шаг 3. Расчет нормы N для матрицы $\mathbf{L}(\mathbf{X})$.

Шаг 4. Если $N < N_{min}$, то $\mathbf{X}_{opt} = \mathbf{X}$ и $N_{min} = N$.

Шаг 5. Формирование следующего вектора $\mathbf{X} = \mathbf{X} + f(\mathbf{H})$. Если не достигнут конец перебора, то осуществляется переход на шаг 2. Иначе – конец этапа алгоритма.

По завершению этапа осуществляется следующий этап аналогичных итераций (шаги 1–5) для нового пространства переменных в окрестности полученной на предыдущем этапе оптимальной точки \mathbf{X}_{opt} с новым корректирующим вектором \mathbf{H} , компоненты которого по сравнению с предыдущим этапом существенно уменьшаются. Итерации внешнего уровня (этапы) завершаются, когда элементы вектора \mathbf{H} не будут превосходить значения $0,5 \cdot \sigma_{3Д}$.

Отметим, что для успешного решения поставленной задачи углы крепления λ_p и ρ_p должны принимать такие значения, чтобы соответствующие оси приборов были попарно неколлинеарны. При выполнении этого условия по результатам измерений на одном навигационном сеансе ($P=1$) с малой погрешностью, имеющей порядок $k \cdot \sigma_{3Д}$, где $k \in [0,5; 10,0]$, путем численного решения системы (3) вышеописанным алгоритмом, определяются углы ρ_p , θ и γ , а также сумма углов рысканья ψ и прямого восхождения оптической оси приборов λ_p . Для последних выполняется соотношение $\lambda_p + \psi = C_p$ (константа), поскольку эти углы отсчитываются в одной плоскости. Для формирования оценок λ_p и ψ необходим, по крайней мере, еще один измерительный сеанс, причем значения рысканья на измерительных сеансах должны отличаться на величину, превышающую $\sigma_{3Д}$ не менее чем на порядок.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Оценивание погрешностей параметров ориентации КА предлагаемым алгоритмом выполнено в среде автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов АСНИ 2.0 [3]. На рис. 1

приведены результаты применения алгоритма при расчете параметров ориентации корпуса КА как на низких и средних околоземных орбитах (НОО и СОО), так и на геостационарной орбите (ГСО). Характеристиками оценивания при моделировании выбраны средние значения погрешностей ориентации осей X , Y , Z корпуса КА в ГЭИСК (рис. 1,а) и углов θ , ψ и γ в ТОСК (рис. 1,б).

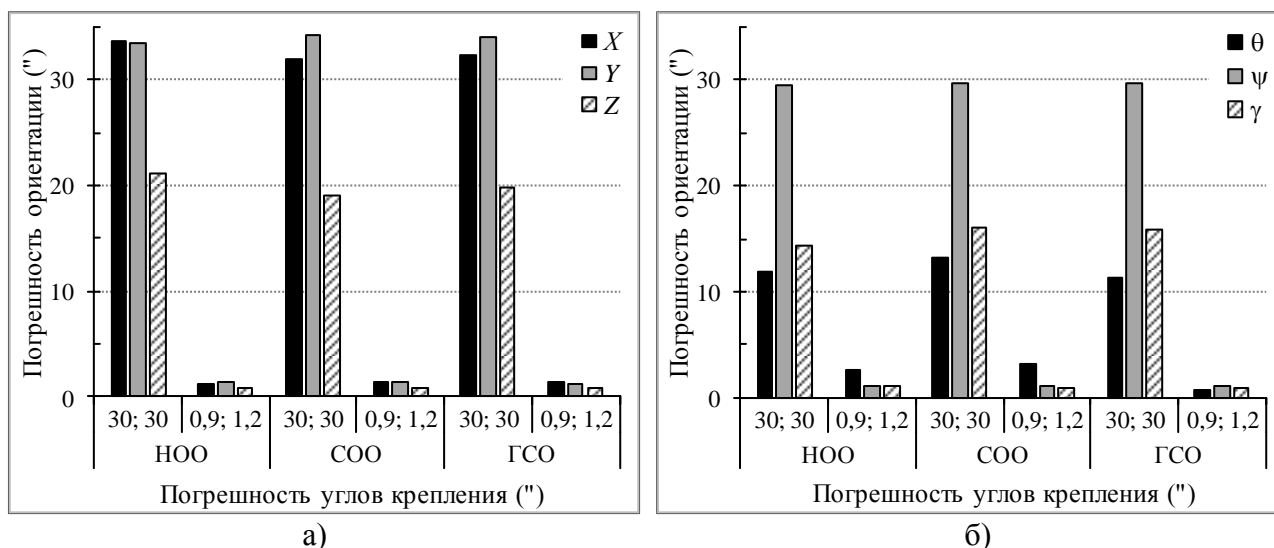


Рис. 1. Средние значения погрешностей ориентации корпуса КА в ГЭИСК (а) и ТОСК (б)

На мерном интервале, равном одному витку КА, проведено моделирование ста измерений в двух жестко закрепленных ЗД, приборная погрешность измерений координат звезд $\sigma_{ЗД} = 0,3''$, первоначальные погрешности углов крепления приборов $\Delta\lambda$ и $\Delta\rho$ составляют $30''$.

Применение рассматриваемого алгоритма приводит к уточнению углов крепления, их погрешности снижаются более чем на порядок и достигают диапазона $1'' - 1,5''$. Это, в свою очередь, повышает точность оценок параметров ориентации корпуса КА в ГЭИСК и в ТОСК. Анализ графиков показывает, что до применения алгоритма оцениваемые характеристики лежат в пределах от $12''$ до $35''$, а после его применения не превышают значений $1'' - 3''$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный алгоритм формирования уточненных оценок углов крепления звездных датчиков на корпусе космического аппарата является составной частью разрабатываемого ядра астрономической системы автономной навигации и ориентации [3], предназначенной для КА широкого класса применения. Использование алгоритма при наличии высокоточных оценок орбиты КА и проведении измерений в ЗД со случайными погрешностями, не превышающими $0,5''$, обеспечивает существенное, на один–два порядка, снижение погрешностей углов крепления прибора относительно корпуса КА, что в свою очередь влечет повышение точности формируемых на основе астроизмерений параметров ориентации корпуса КА в инерциальной геоцентрической и подвижной орбитальной системах координат до уровня, не превышающего $1'' - 3''$, а подчас имеющего порядок приборных погрешностей звездного датчика.

Предлагаемый алгоритм является эффективным, но довольно ресурсоемким, однако не требует постоянного включения в контур функционирования бортового комплекса управления. Его следует применять при инициализации системы автономной навигации и ориентации, при смене оборудования (звездных датчиков), в случаях возникновения нештатных

ситуаций, вызвавших нарушение функционирования бортовой системы ориентации, а также в профилактических целях с определенной периодичностью.

Список используемых источников

1. Андронов В. Г., Емельянов С. Г. Астронавигация космических аппаратов на круговых околоземных орбитах // Известия Юго-Западного государственного университета. – 2016. – № 3(66). – С. 34–44.
2. Lawrence A. Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control. – Springer, 2012. – 268 p.
3. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Теория и практика навигационного обеспечения применения ВС РФ: моногр. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – Ч. 2: Автономная астрономическая навигация и ориентация космических аппаратов. – 233 с.
4. Анализ современного состояния и перспектив развития приборов звездной ориентации семейства БОКЗ / Г. А. Аванесов [и др.] // Известия вузов. Приборостроение. – 2015. – Т. 58, № 1. – С. 3–13.
5. Sternsensoren // Jena Optronik. – URL: <https://www.jena-optronik.de/produkte/sternsensoren/anwendungen.html> (дата обращения: 18.02.2021).
6. Star trackers. Hydra // Sodern. – URL: http://www.sodern.com/sites/en/ref/Hydra_50.html (дата обращения: 18.02.2021).
7. Star trackers. Fully autonomous attitude determination and world-renowned accuracy. – URL: <https://www.terma.com/space/space-segment/star-trackers/> (дата обращения: 18.02.2021).
8. Данилова Т.В., Архипова М.А. Определение ориентации корпуса космического аппарата в геоцентрической экваториальной инерциальной системе координат на основе астроизмерений при отсутствии данных о параметрах орбиты // Известия вузов. Приборостроение. – 2013. – Т. 56, № 7. – С. 13–20.

М. К. Бондарева*,
доктор технических наук, доцент;

С. В. Васьков**,
кандидат технических наук;

В. В. Салов***,
доктор технических наук, доцент

*Главный испытательный космический центр МО РФ имени Г. С. Титова,
Московская область, г. Краснознаменск.

**АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения», г. Москва.

***ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ МЕТОДОВ ВЕРИФИКАЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Выход на потенциально новый уровень решения навигационных задач перспективных космических систем (КС) связан с внедрением в процесс обработки данных специальных инновационных спутниковых технологий. При этом организация летных испытаний подобных перспективных КС как в части орбитальных, так и наземных средств должны, безусловно, основываться на прецизионных методах оценивания. В статье рассмотрены основные направления комплексной реализации перспективных методов верификации навигационных решений, применяемых при навигационно-баллистическом обеспечении управления КС и баллистико-эфемеридном обеспечении глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) ГЛОНАСС в Главном испытательном космическом центре Министерства обороны Российской Федерации имени Г. С. Титова.

Ключевые слова: аппаратура спутниковой навигации (АСН), глобальная навигационная спутниковая система, верификация, навигационные решения, бортовой комплекс управления (БКУ), квантово-оптические системы (КОС).

ВВЕДЕНИЕ

Контроль и верификация навигационных решений при проведении навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления КА является основой системы обеспечения качества общего технологического процесса решения целевых задач применения КС.

Способы верификации навигационных решений при проведении НБО управления КА в общем случае включают в себя оперативный и апостериорный контроль (рис. 1).

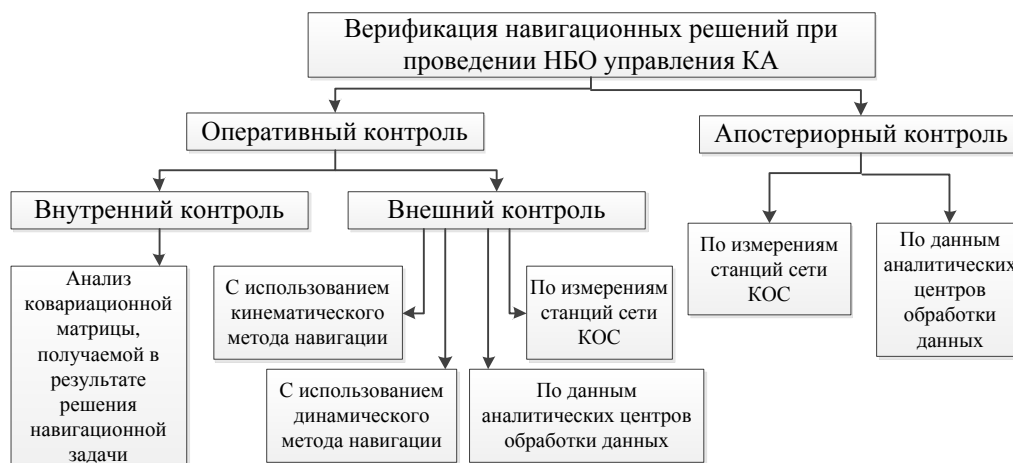


Рис. 1. Способы верификации навигационных решений при проведении навигационно-баллистического обеспечения управления космическими аппаратами

Традиционно в рамках решения задач НБО управления КА применяют следующие уровни верификации навигационных решений при оперативном контроле:

- внутренний контроль;
- внешний контроль.

Внутренний контроль выполняется в процессе решения задач навигации и обеспечивает верификацию текущего решения. Внешний контроль реализуется на основе сличения результатов решения с данными, принятыми в качестве эталонных. Для достоверного оценивания требуется, чтобы эталонные данные были как минимум на порядок точнее оцениваемых. При ужесточении требований к точности решения навигационных задач к значениям эталонных данных предъявляются еще более строгие требования. Технология получения этих эталонов к настоящему времени должна использовать все последние достижения научно-методического аппарата обработки прецизионной информации.

Анализ требований к точности навигации перспективных КС показывает, что для некоторых КС на допустимые погрешности навигации КА приходится не более единиц метров. Например, требования к точности навигации для перспективных орбитальных потребителей класса малых космических аппаратов (КА) наблюдения могут составлять метровый, а для режима апостериорного оценивания (верификации) – субметровый уровень.

Вместе с тем, обеспечить возможности использования измерительной информации различного состава навигационных полей для выполнения требований к точности навигации перспективных КС позволяют состояние и перспективы развития глобальных навигационных систем GPS, BeiDou, ГЛОНАСС и Galileo [1, 2]. Для этого потребуется использование дополнительных данных с целью повышения точности навигации в оперативном и апостериорном режимах.

Из международного опыта известно, что в решении данной задачи для наземного потребителя целесообразно использовать, наряду с кодовыми, первичные фазовые измерения ассистирующих данных систем функциональных дополнений (СФД) [3, 4], а также специальных технологий обработки информации в БКУ и НКУ.

Использование тех или иных фундаментальных методов верификации навигационных решений при проведении НБО управления КА могут приводить к значительным расхождениям результатов для различных целевых КА, работающих по сигналам ГНСС.

Наглядным примером этому служат результаты проведения летных испытаний КА «Кондор» и «Барс» в ГИКЦ имени Г. С. Титова за 2015 год, представленные на рис. 2 [5].

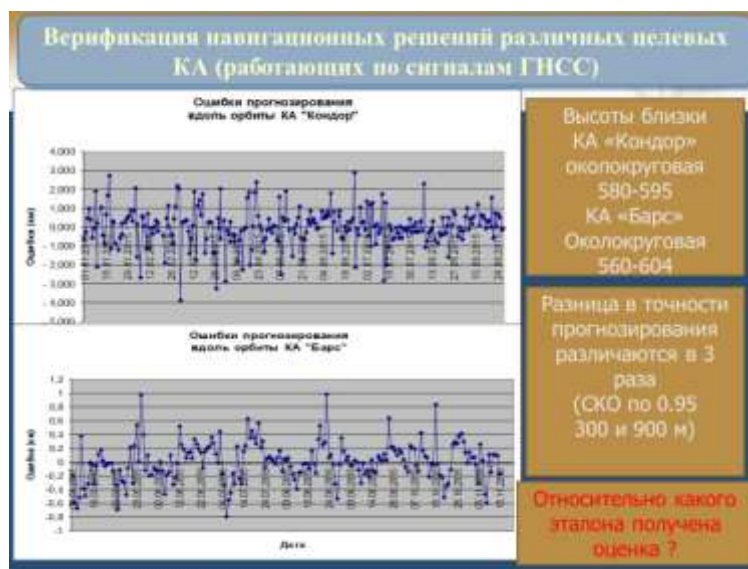


Рис. 2. Результаты оценок точности навигации при проведении летных испытаний КА «Кондор» и «Барс»

КА «Кондор» функционировал на околокруговой орбите с перигеем 580 км и апогеем 595 км, КА «Барс» – на околокруговой орбите с перигеем 560 км и апогеем 604 км. Вместе с этим при близких параметрах орбит этих КА разница в точности прогнозирования при среднеквадратическом отклонении равном 0,95 составляет соответственно 300 и 900 м, т. е. различается в 3 раза.

В связи с этим вопрос формирования высокоточных орбитальных эталонов, относительно которых возможно получить достоверную оценку точности, является крайне актуальным. Формирование таких высокоточных орбитальных эталонов возможно комплексированием известных методов верификации навигационных решений при проведении НБО управления КА.

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ МЕТОДОВ ВЕРИФИКАЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Получение независимой достоверной оценки точности навигации перспективных КС по измерительной информации ГНСС в настоящее время становится осуществимым благодаря возможности реализации на практике комплексирования инструментальных и математических методов оценивания, применяемых в Наземном автоматизированном комплексе управления КА.

Общепринятым критерием контроля навигационных решений является оценка погрешности уточняемых или уточненных параметров траектории движения КА.

При этом, учитывая имеющиеся возможности, технологию внутреннего оперативного контроля (оценки) качества навигационных решений следует организовывать на основе анализа следующих показателей:

- уровня конечных невязок фазовых измерений относительно уточненной орбиты (контроль по внутренней сходимости);
- длительности интервалов накопления непрерывных данных (контроль достаточности объемов непрерывных навигационных данных);
- среднего уровня отклонений уточненной орбиты от параметров траектории движения КА, полученных иным методом навигации.

При этом в рамках последнего варианта оперативного контроля в общую технологическую схему решения задачи позиционирования к завершительным этапам необходимо добавить блок определения параметров траектории КА с использованием кинематического метода навигации по фазовым измерениям и блок сравнения финальных кинематической и динамической (штатной) орбит.

Метод основан на уточнении кинематических параметров положения приемника на моменты времени, которые соответствуют эпохам проведения навигационных измерений.

В этом случае дополнительными уточняемыми параметрами могут быть:

- стохастические (мгновенные) поправки к часам приемника;
- интервальные параметры модели измерений, такие как калибровочные поправки приемной аппаратуры, значения начальной неоднозначности сеансов фазовых измерений и др.

В общем случае в зависимости от решаемой задачи комбинации уточняемых параметров могут быть различными.

Вычислительная процедура при использовании кинематического метода навигации по фазовым измерениям основана на методе наименьших квадратов (МНК). В соответствии с МНК вектор поправок Δu к уточняемым параметрам, принимая во внимание линеаризацию модели измерений $h(u)$ в окрестности вектора исходных значений уточняемых параметров u_0 , определяется как

$$\Delta y = (H^T W H)^{-1} H^T W (z - h(y_0)), \quad (1)$$

- где z – вектор измеренных значений навигационных параметров;
 W – весовая матрица, определяемая обратной ковариационной матрицей априорных ошибок измерений навигационных параметров, $W = Q^{-1}$;
 H – матрица линеаризованных частных производных от моделей измеряемых параметров по уточняемым параметрам, $H = (\partial h(y_0)/\partial y_0)$;
 N – матрица системы нормальных уравнений, $N = H^T W H$.

При этом уточняемые параметры будут определяться как

$$y = y_0 + \Delta y. \quad (2)$$

Так как задача уточнения является нелинейной, ее решение выполняется итерационно. При этом параметры, уточненные на предыдущем шаге, берутся на каждом новом шаге в качестве исходных.

Имеются измерения, проведенные в n_x эпохах. Для каждой эпохи требуется уточнить m параметров (например, при уточнении положения и часов КА $m = 4$). Кроме того, требуется уточнить вектор интервальных параметров модели измерений. Вектор уточняемых параметров по эпохам (размерности $m \cdot n_x$) имеет вид

$$X = \{x_0; \dots; x_i; \dots; x_{n_x-1}\}, \quad (3)$$

и вектор уточняемых интервальных параметров модели измерений (размерности n_B) –

$$B = \{b_0; \dots; b_j; \dots; b_{n_B-1}\}. \quad (4)$$

Такое разделение позволяет в дальнейшем решать систему нормальных уравнений по частям.

Матрицу частных производных H также можно разбить на части, содержащие производные по уточняемым параметрам эпох H_X и производные по уточняемым интервальным параметрам модели измерений H_B . Матрица частных производных H_X содержит ненулевые компоненты, имеющие отношение только к конкретным эпохам проведения измерений. Например, при уточнении положения и поправки к часам КА на момент эпохи t_i по измерению, полученному по сигналам навигационного спутника s , компоненты матрицы H_X определяются как

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial X} = \{0_{(0)}^T, \dots, 0_{(i-1)}^T, (e^s(t_i); 1)_{(i)}^T, 0_{(i+1)}^T, \dots, 0_{(n_x-1)}^T\}. \quad (5)$$

То же справедливо и для производных от измеряемого параметра по интервальным параметрам модели измерений. Например, при уточнении неоднозначности фазовых измерений компоненты матрицы H_B определяются как

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial B} = \{0_{(0)}, \dots, 0_{(j-1)}, 1_{(j)}, 0_{(j+1)}, \dots, 0_{(n_B-1)}\}. \quad (6)$$

Уточняемые параметры линеаризуются в некоторой окрестности начальных значений X_0 и B_0 :

$$\begin{aligned} X &= X_0 + \Delta X, \\ B &= B_0 + \Delta B, \end{aligned} \quad (7)$$

при этом соответствующие поправки $\Delta X, \Delta B$ вычисляются с помощью процедуры МНК.

Используя исходные значения уточняемых параметров для расчета частных производных и моделей измеряемых параметров, применяя МНК, получаем выражение

$$\left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial (\mathbf{X}_0, \mathbf{B}_0)} \right)^T \mathbf{W} \left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial (\mathbf{X}_0, \mathbf{B}_0)} \right) \begin{pmatrix} \Delta \mathbf{X} \\ \Delta \mathbf{B} \end{pmatrix} = \left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial (\mathbf{X}_0, \mathbf{B}_0)} \right)^T \mathbf{W} (\mathbf{z} - \mathbf{h}(\mathbf{X}_0, \mathbf{B}_0)). \quad (8)$$

Если ввести условное обозначение матрицы частных производных:

$$\left(\frac{\partial \mathbf{h}}{\partial (\mathbf{X}_0, \mathbf{B}_0)} \right) = (\mathbf{H}_X \ \mathbf{H}_B), \quad (9)$$

то (8) переписывается в виде

$$\begin{pmatrix} \mathbf{H}_X^T \mathbf{W} \mathbf{H}_X & \mathbf{H}_X^T \mathbf{W} \mathbf{H}_B \\ \mathbf{H}_B^T \mathbf{W} \mathbf{H}_X & \mathbf{H}_B^T \mathbf{W} \mathbf{H}_B \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \mathbf{X} \\ \Delta \mathbf{B} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{n}_X \\ \mathbf{n}_B \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Далее (10) можно преобразовать к виду:

$$\begin{pmatrix} \mathbf{N}_{XX} & \mathbf{N}_{XB} \\ \mathbf{N}_{BX} & \mathbf{N}_{BB} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \mathbf{X} \\ \Delta \mathbf{B} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{n}_X \\ \mathbf{n}_B \end{pmatrix}. \quad (11)$$

Необходимо отметить, что по сравнению с прямым обращением полной матрицы системы нормальных уравнений решение задачи по частям более эффективно, в частности по оперативности решения.

Внешний контроль реализуется на основе сличения результатов решения с данными, принятыми в качестве эталонных. В общем случае для достоверного оценивания требуется, чтобы эталонные данные были как минимум на порядок точнее оцениваемых.

В рамках БНО управления КА рационально реализовать варианты внешнего периодического оценивания результатов высокоточного определения орбитальных параметров на основе:

- измерений станций сети КОС;
- контрольных расчетов, выполненных одним из центров обработки данных, имеющим независимую реализацию ГНСС-технологий прецизионной навигации потребителей, в том числе орбитальных.

Рассматривая применение лазерных измерительных средств в интересах высокоточного оценивания навигационного обеспечения КА необходимо отметить, что наиболее достоверным вариантом верификации результатов определения орбитальных параметров КА является метод, основанный на привлечении других источников внешнетраекторных данных, обладающих прецизионной точностью. На сегодняшний день в качестве средств, удовлетворяющих требованиям по точности проведения измерений, могут выступать КОС. Существующая отечественная сеть КОС обеспечивает решение следующих основных задач:

- проведения прецизионных измерений наклонной дальности до КА, оснащенных лазерными ретрорефлекторами;
- измерения угловых координат КА и элементов космического мусора по отраженному солнечному излучению при естественном блеске не слабее 15 m;
- проведения фотометрических измерений КА и элементов космического мусора с естественным блеском не слабее 14.5 m.

Практика навигационного обеспечения зарубежных космических объектов свидетельствует о том, что практически все КА, целевой функционал которых связан с реализацией высокой точностью определения параметров орбиты, оснащаются отражателями КОС.

В рамках создания перспективных орбитальных группировок КА наблюдения рекомендуется функциональное привлечение и получение данных сети КОС, в том числе для решения

задач оперативного и апостериорного контроля точности определения параметров орбиты КА по данным АСН.

На рис. 3 представлен пример верификации апостериорных эталонов НКА ГЛОНАСС относительно измерений КОС на месячном интервале. Анализ результатов показывает, что наихудшие отклонения (7-я системная точка) рассчитанных эталонов на интервале оценивания составляет около 6 см (МО), что подтверждает корректность используемых моделей движения и обработки данных в СВОЭВП.

Следует отметить, что в рамках НБО управления КА (при условии оснащения КА уголковыми отражателями) привлечение сети КОС крайне эффективно на этапе летных испытаний КА в интересах подтверждения точностных характеристик НБО.

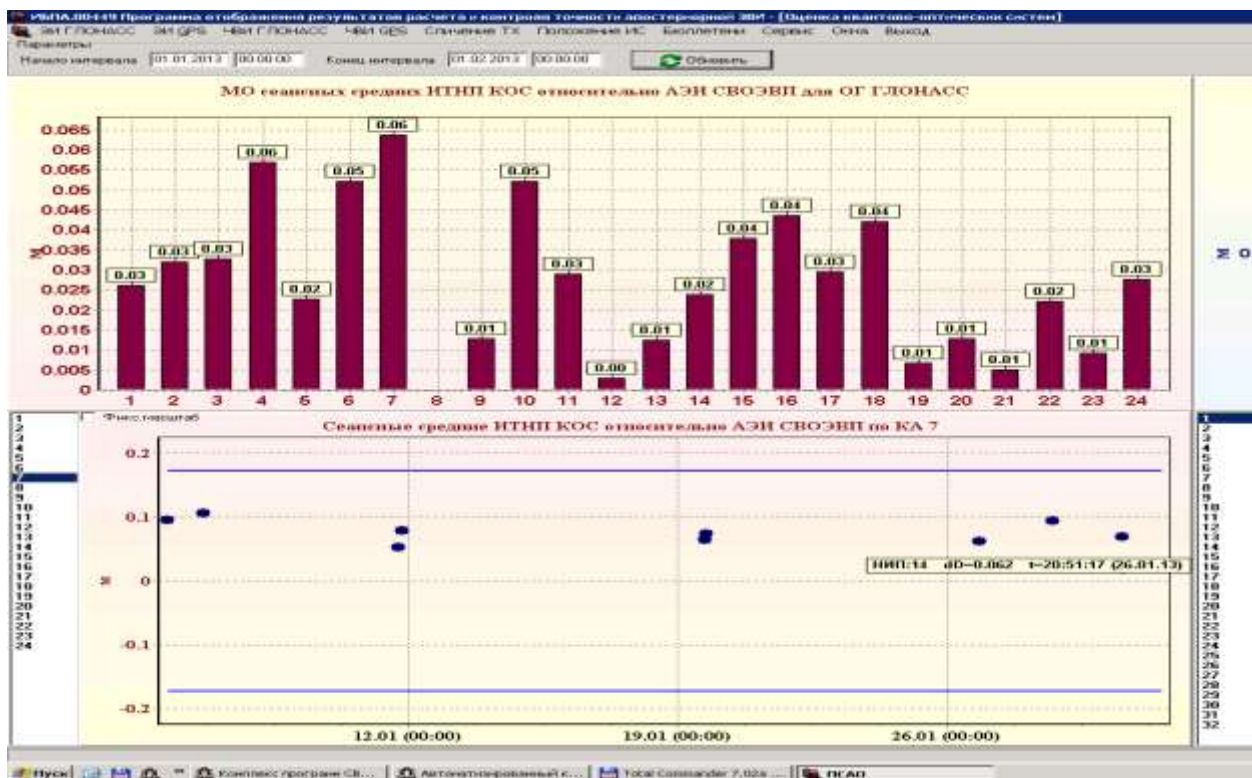


Рис. 3. Верификации апостериорных эталонов навигационных КА ГЛОНАСС

Особое место при верификации навигационных решений при проведении НБО управления КА занимают методы контроля качества навигационных решений на основе привлечения независимых Центров обработки данных.

Как за рубежом, так и на территории России центры анализа и обработки навигационных данных рассчитывают эфемериды временные поправки и эфемериды НКА по данным, получаемым со станций слежения, входящих в международную сеть IGS (*International GNSS Service*) [6].

Процедура комбинирования с целью получения опорных значений (осреднение только эфемерид) для получения ЭВИ НКА ГЛОНАСС с 2004 г. применяется центром NOAA/NGS (Национальная геодезическая служба США) [8] в рамках программы IGLOS-PP (*International GLONASS Service Pilot Project*).

В настоящее время на территории Российской Федерации функционируют два центра – Информационно-аналитический центр (ИАЦ) КВНО ГЛОНАСС [9] и Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок [10], осуществляющих оценивание ЭВИ НКА ГНС [11].

Также работы по созданию системы апостериорного расчета ЭВИ НКА ГЛОНАСС ведутся в Главном метрологическом центре Государственной службы времени и частоты и определения параметров вращения Земли (ГМЦ ГСВЧ) ВНИИФТРИ [7].

СВОЭВП и Система прецизионной навигации МО РФ (СПН МО) уже сейчас активно использует возможность верификации рассчитанной ЭВИ относительно открытых данных других центров обработки.

В перспективе (при развертывании центра обработки в Главном метрологическом центре (ГМЦ) ГСВЧ ВНИИФТРИ), возможно будет рассмотреть вопрос создания системы метрологического контроля ЭВИ НКА ГЛОНАСС в Российской Федерации, аналогичной IGS и NOAA/NGS (США).

Интерес к вопросу контроля навигационных решений в ГИКЦ им. Г. С. Титова на основе данных независимых центров обработки навигационной информации возник в связи с включением в информационный контур решения задач высокоточной навигации КА системы СВОЭВП. Данная система обладает потенциальной возможностью и ресурсами для решения высокоточных навигационных потребительских задач. В 2020 г. в рамках ОКР «Сантиметр» на базе СВОЭВП создана СПН МО с улучшенными тактико-техническими характеристиками (образец успешно выдержал Государственные испытания в ноябре 2020 г.).

Для перспективных КС целесообразно предусмотреть возможность проведения периодических контрольных расчетов с использованием прецизионных расчетных данных системы СВОЭВП. Значение периода контрольных циклов расчета будет зависеть от требований к точностным характеристикам КС, выбранной технологии НБО при проведении управления, а также качества и топологии размещения измерительных средств НКУ. При этом необходимо осуществлять привлечение СВОЭВП (СПН МО) в качестве элемента выполнения контрольных функций штатного БНО КА не только на этапе летных испытаний, но и на этапе штатной эксплуатации КА.

Условиями реализации рассматриваемой технологии верификации навигационных решений являются организация каналов информационного взаимодействия между СВОЭВП (СПН МО) и Центром управления полетами (ЦУП) КА, создание в ЦУП КА ресурса хранения исходных данных для решения задач высокоточной навигации на средствах внешних объектов и предоставление к нему доступа СВОЭВИ (СПН МО).

Экспериментальные оценки уже показали эффективность подобной технологии верификации. Кроме того, что подобная оценка является наиболее состоятельной и достоверной, она не требует широкого задействования измерительных средств НАКУ КА. Тем самым, применение описанной технологии минимизирует ресурсы для выполнения процедуры верификации.

Для низкоорбитальных КА технологические циклы оценки точностных характеристик могут носить непрерывный характер, так как КА функционирует в непрерывном навигационном поле ГНСС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, при использовании верификации навигационных решений известными методами имеются недостатки и ограничения, обусловленные локальностью используемых данных и измерительной информации. Комплексирование различных методов верификации позволяет повысить достоверность оценок при проведении контроля навигационных решений. При этом полностью отказываться от типовых методов оценки точности решений, основанных на внутренней сходимости, нецелесообразно. Они могут служить первичным средством контроля адекватности получаемых оценок, в некоторых случаях (при отсутствии жестких требований к точности навигации, а также при отсутствии условий получения для

обработки необходимого состава измерительных и апостериорных данных) ими можно и ограничиться.

Реализация в ГИКЦ инновационных методов верификации математических моделей движения и обработки данных, которые необходимо применять на всех этапах испытаний и эксплуатации КС при НБО управления КА и баллистико-эфемеридном обеспечении ГНСС ГЛОНАСС, а также различных прикладных задач оценивания точностных характеристик измерительных средств и их геодезической привязки, стала возможной благодаря новым технологиям комплексирования инструментальных и математических методов оценивания в НАКУ КА.

Список используемых источников

1. Пасынков В. В., Ревнивых С. Г., Шаргородский В. Д. Система высокоточного позиционирования на базе технологий А-GNSS с использованием высокоточной эфемеридно-временной информации // *Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение «КВНО-2009»: 3-я Всероссийская конференция.* – СПб., 2009. – С. 156–157.
2. Подкорытов А. Н. Высокоточное местоопределение в абсолютном режиме в ГНСС с использованием разрешения целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений // *Вестник Московского авиационного института.* – 2012. – Т. 10, № 10. – С. 45–51.
3. Kouba J., Mireault Y. Analysis Coordinator Report, International GPS Service for Geodynamics (IGS) // *Annual Report.* – 1996. – P. 55–100.
4. Разностный метод обработки измерений навигационной аппаратуры орбитального потребителя КНС GPS/ГЛОНАСС / В. В. Пасынков [и др.] // *Известия АН: Теория и системы управления.* – 2003. – № 6. – С. 169–176.
5. Испытания, эксплуатация и совершенствование аппаратно-программных средств навигационно-баллистического, информационно-телеметрического, частотно-временного обеспечения запусков РКН, управления КА и РБ и специальных информационных систем: отчет об ОИР (шифр «Е 1401-4»). – Краснознаменск: в/ч 32103, 2015. – 168 с.
6. Международная служба GNSS [сайт]. – URL: <http://www.igs.org/network> (дата обращения: 23.11.2020).
7. Безменов И. В. Вычисление эфемерид и временных поправок навигационных космических аппаратов ГЛОНАСС и GPS в оперативном режиме по данным измерений // *Измерительная техника. Общие вопросы метрологии и измерительной техники ФГУП «ВНИИФТРИ».* – 2020. – Вып. 1. – С. 11–17.
8. Национальная геодезическая служба США [сайт]. – URL: <https://www.ngs.noaa.gov/> (дата обращения: 23.11.2020).
9. Информационно-аналитический центр [сайт]. – URL: <https://www.glonass-iac.ru/> (дата обращения: 23.11.2020).
10. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок [сайт]. – URL: <http://www.glonass-svoevp.ru/> (дата обращения: 23.11.2020).
11. Глобальная навигационная система ГЛОНАСС. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок: интерфейсный контрольный документ (проект редакции 3.0). – М.: ОАО «НПК «СПП», 2011. – 82 с.

П. В. Калабин;
А. С. Степанов;
И. В. Фоминов,
доктор технических наук, доцент

МЕТОДИКА СИНТЕЗА КВАЗИОПТИМАЛЬНОГО ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ ЭКСТЕНСИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ ДИНАМИЧЕСКИ НЕСИММЕТРИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

В работе представлена методика синтеза управления, обеспечивающего квазиоптимальное по быстродействию экстенсивное управление программным поворотом динамически несимметричного космического аппарата с использованием двигателей-маховиков. Разработанная методика расчета программы управления для трех двигателей-маховиков, ортогонально расположенных по связанным осям космического аппарата, обеспечивает программный поворот вокруг оси Эйлера с учетом компенсации возмущающих моментов от неравенства осевых моментов инерции космического аппарата и перекрестных гироскопических связей двигателей-маховиков. Разработана итерационная процедура расчета распределенного управления ориентацией с учетом ограничений на максимально возможное управление. Приведены численные результаты моделирования, подтверждающие целесообразность применения экстенсивного управления ориентацией космических аппаратов с двигателями-маховиками для повышения быстродействия. Получены сравнительные оценки временных и энергетических затрат на реализацию программного поворота при последовательном управлении по каждому каналу и экстенсивном управлении пространственной ориентацией космического аппарата с двигателями-маховиками.

Ключевые слова: экстенсивное управление ориентацией, космический аппарат, двигатель-маховик.

ВВЕДЕНИЕ

Повышение точности и оперативности программных поворотов космических аппаратов (КА) является всегда важной задачей, обеспечивающей эффективность их применения. Переориентация КА может решаться различными способами, наиболее простым из которых является последовательное управление ориентацией КА по каждому каналу отдельно. Такой подход не всегда удовлетворяет требованиям по быстродействию и энергопотреблению.

В работе предлагается решение задачи синтеза экстенсивного управления ориентацией КА с двигателями-маховиками (ДМ). Сущность такого управления КА заключается в реализации плоского поворота вокруг оси Эйлера, определенным образом сориентированной относительно связанной системы координат (ССК) КА [1, 2]. В случае, когда главные моменты инерции по осям связанной системы координат космического аппарата различные, гироскопические моменты вызывают отклонение оси Эйлера от заданного положения. Сложность компенсации таких моментов вызвана нелинейным характером динамических уравнений Эйлера, описывающих динамику КА. Наиболее подходящими для реализации экстенсивного управления ориентацией КА являются ДМ, обладающие линейной характеристикой. Однако, в процессе реализации пространственного поворота ДМ создают перекрестные гироскопические моменты, скомпенсировать которые достаточно сложно. Вопросам синтеза оптимальных систем ориентации КА в литературе уделено достаточно пристальное внимание. В работах [3–8] приводятся решения некоторых задач синтеза оптимального и квазиоптимального управления ориентацией КА без учета особенностей функционирования управляющих органов при различных краевых условиях. В этой статье предлагается решение частной задачи нахождения параметров квазиоптимального по быстродействию экстенсивного управления КА с применением ДМ.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Математическая модель вращательного движения динамически несимметричного КА с ДМ в ССК представляется динамическим уравнением Эйлера, в матричной форме имеющим следующий вид:

$$I\dot{\omega} - \omega \times I\omega = M_{sum}.$$

Здесь I – тензор инерции КА, $I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$;

ω – вектор угловой скорости, выраженный через его проекции на ССК,
 $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$;

M_{sum} – моменты, действующие на КА,

$$M_{sum} = M_d + M_r,$$

где M_d – управляющие моменты от ДМ,

$$M_d = \begin{bmatrix} J/T_m (k_d U_x - \Omega_x) \\ J/T_m (k_d U_y - \Omega_y) \\ J/T_m (k_d U_z - \Omega_z) \end{bmatrix}.$$

Здесь $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ – проекции угловой скорости вращения ДМ на оси ССК;

T_m – механическая постоянная времени ДМ;

k_d – коэффициент передачи ЭД;

J – момент инерции ДМ, расположенный по одной из осей ССК;

$M_r(t)$ – перекрестные гироскопические моменты, возникающие от вращения маховиков, $M_r(t) = J(\Omega(t) \times \omega(t))$.

Угловое положение связанной системы координат относительно инерциальной определяется кватернионом $\Lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]^T$. Изменение кватерниона Λ во времени описывается уравнением Пуассона:

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \omega.$$

Требуется найти управление $U(t) = \arg \min_{U \in U_{max}} T_{пп}(U, P_{дм}, \Lambda, t)$, обеспечивающее переориентацию КА $\Lambda(t_0) \rightarrow \Lambda(t_k)$ при условии $\omega(t_0) = \omega(t_k) = 0$, где $U(t) = [U_x(t), U_y(t), U_z(t)]^T$,

$T_{пп} = [t_0, t_k]$, $P_{дм} = \{J, k_d, T_m\}$.

Требуемое управление может быть найдено в виде суммы управлений U_i , обеспечивающих экстенсивный поворот, и управления u_i , компенсирующее моменты вызванные неравенством осевых моментов инерции КА и влиянием перекрестных гироскопических связей от ДМ, где $i \in \{x, y, z\}$.

В качестве допущений примем следующее:

– КА является абсолютно твердым телом;

- главные моменты инерции КА постоянны в процессе программного поворота;
- параметры углового движения КА измеряются в каждый момент времени без погрешности;
- внешние возмущающие моменты пренебрежимо малы.

В качестве ограничений примем максимально возможное управляющее напряжение на входе ДМ: $U_i(t) + u_i(t) \leq U_{\max}$, $i \in \{x, y, z\}$.

СИНТЕЗ КВАЗИОПТИМАЛЬНОГО ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ ЭКСТЕНСИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОГРАММНЫМ ПОВОРОТОМ БЕЗ УЧЕТА ВОЗМУЩАЮЩИХ МОМЕНТОВ

Для реализации экстенсивного управления поворотом из углового положения, определяемого кватернионом Λ_n , в положение, определяемое кватернионом Λ_k , при условии нулевой начальной и конечной угловой скорости необходимо задать направление оси Эйлера, вокруг которой будет осуществляться конечный поворот. Для этого рассчитывается кватернион углового рассогласования:

$$\Lambda_p = \tilde{\Lambda}_n \circ \Lambda_k,$$

где $\tilde{\Lambda}_n$ – сопряженный кватернион;

\circ – знак кватернионного умножения.

Полученный кватернион представляет собой гиперкомплексное число, состоящее из компонент – функций от величины плоского разворота КА вокруг оси Эйлера:

$$\Lambda_p = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]^T;$$

$$\lambda_0 = \cos \frac{\varphi}{2}, \lambda_1 = \xi_1 \sin \frac{\varphi}{2}, \lambda_2 = \xi_2 \sin \frac{\varphi}{2}, \lambda_3 = \xi_3 \sin \frac{\varphi}{2}.$$

Здесь $\varphi = 2 \arccos \lambda_0$ – значение плоского угла (рис. 1), на который необходимо развернуть КА, а $\xi = [\xi_1, \xi_2, \xi_3]^T$ – вектор, заданный направляющими косинусами и определяющий направление оси вращения КА, вокруг которой необходимо осуществить поворот для перевода в положение определяемое кватернионом Λ_k .

В работах [2–4] приведено решение задачи оптимального по быстродействию управления программным поворотом КА на заданный плоский угол на основе использования принципа максимума Л. С. Понтрягина. Такой поворот состоит из двух участков: участка разгона КА и участка торможения. На первом участке создается максимально положительный управляющий момент, а затем максимально отрицательный. Рассматривая систему из трех ортогонально расположенных двигателей-маховиков, можно утверждать, что создаваемый ими суммарный момент складывается из моментов, создаваемых каждым маховиком, а они пропорциональны управляющему сигналу подаваемому на ДМ. Тогда оптимальное по быстродействию экстенсивное управление для требуемого поворота будет иметь вид

$$\begin{cases} U(t) = U_{\max}, & \text{при } 0 \leq t < t_{\Pi}, \\ U(t) = -U_{\max}, & \text{при } t_{\Pi} \leq t < t_{\text{к}}, \\ U(t) = 0, & \text{при } t \geq t_{\text{к}}. \end{cases}$$

Здесь U_{\max} – вектор управления по осям ССК КА, который определяется выражением

$$U_{\max} = [k_x U_{\max}, k_y U_{\max}, k_z U_{\max}]^T,$$

- где U_{\max} – максимальное управляющее напряжение на ДМ;
 $t_{\Pi}, t_{\text{к}}$ – время переключения и окончания оптимального по быстрдействию поворота;
 k_x, k_y, k_z – нормировочные коэффициенты.

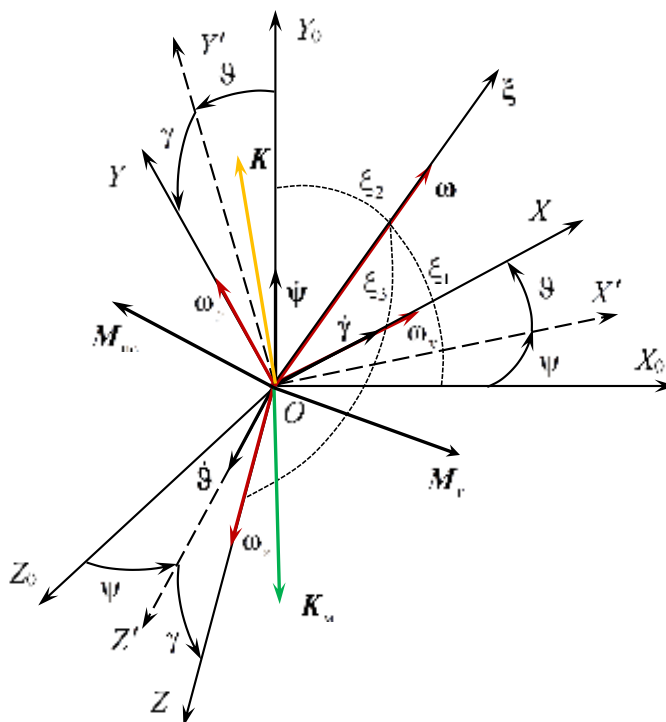


Рис. 1. Векторно-кинематическая схема ориентации КА

Значения нормировочных коэффициентов обеспечивают удовлетворение требованиям о не превышении управляющего напряжения в каждом канале выше номинального. Эти значения определяются максимальным направляющим косинусом $\xi_{\max} = \max\{\xi_1, \xi_2, \xi_3\}$ и максимальным моментом инерции КА $I_{\max} = \max\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}\}$ и вычисляются по формулам:

$$k_x = \frac{\xi_1 I_{xx}}{\xi_{\max} I_{\max}}; k_y = \frac{\xi_2 I_{yy}}{\xi_{\max} I_{\max}}; k_z = \frac{\xi_3 I_{zz}}{\xi_{\max} I_{\max}}.$$

Для расчета времени переключения управления и окончания программного поворота воспользуемся формулами, включающими значения максимальных кинетического и управляющего моментов двигателей-маховиков [5]:

$$t_{\Pi} = \frac{H_{\max}}{M_{\max}} \left(k\varphi + \ln(1 + \sqrt{1 - e^{-k\varphi}}) \right);$$

$$t_{\text{к}} = \frac{H_{\max}}{M_{\max}} \left(k\varphi + 2 \ln(1 + \sqrt{1 - e^{-k\varphi}}) \right),$$

где $k = I_{\text{г}} M_{\max} / H_{\max}^2$.

Суммарные максимальные управляющий и кинетический моменты для системы из трех однотипных ортогонально расположенных двигателей-маховиков находятся по формулам:

$$M_{\max} = \sqrt{(k_x M_{x\max})^2 + (k_y M_{y\max})^2 + (k_z M_{z\max})^2};$$

$$H_{\max} = \sqrt{(k_x H_{x\max})^2 + (k_y H_{y\max})^2 + (k_z H_{z\max})^2},$$

где $H_{i\max} = Jk_d U_n$, $M_{i\max} = H_{i\max} / T_m$, $i \in \{x, y, z\}$.

Эквивалентный момент инерции КА вокруг оси вращения, определенной вектором $\xi = [\xi_1, \xi_2, \xi_3]^T$, рассчитывается на основе следующего выражения:

$$I_\xi = \sqrt{(\xi_1 I_{xx})^2 + (\xi_2 I_{yy})^2 + (\xi_3 I_{zz})^2}.$$

Таким образом получено управление, обеспечивающее экстенсивное управление оптимальным по быстродействию поворотом из начального углового положения, определяемого кватернионом Λ_n , в конечное Λ_k без учета возмущений от неравенства осевых моментов инерции КА и перекрестных гироскопических связей ДМ.

Однако выполнение этого условия для пространственного поворота осложнено тем, что в процессе его возникают гироскопические моменты, обусловленные динамической несимметрией КА и вращением маховиков. В результате этого строгого математического доказательства оптимальности не существует. Однако для двигателей-маховиков возможно обойти эту сложность, посредством расчета распределенного управления на реализацию управления вокруг оси конечного поворота и управления на стабилизацию этой оси.

СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО КОМПЕНСАЦИЮ ВОЗМУЩАЮЩИХ МОМЕНТОВ

Управление, обеспечивающее компенсацию возмущающих моментов от неравенства осевых моментов инерции КА и перекрестных гироскопических связей ДМ, находится для каждого канала управления отдельно.

Математическая модель системы КА-ДМ представляется дифференциальным уравнением второго порядка [1]:

$$T_m \ddot{\phi}_i(t) + \dot{\phi}_i(t) = k_u u_i(t), \text{ где } k_u = k_d \frac{J}{I_i}, i \in \{x, y, z\}.$$

Построим управляющую функцию по принципу симметрии структуры и обращения операций по отношению к структуре, представленной математической модели управляемого процесса [6]:

$$u(t) = -(k_u)^{-1} (\dot{\phi}^*(t) + T_m \ddot{\phi}^*(t)).$$

Такое управление компенсирует ускорение, вызванное моментами от неравенства осевых моментов инерции КА и перекрестных гироскопических связей ДМ:

$$M_b(t) = I_i \ddot{\phi}^*(t).$$

Проинтегрируем правую и левую части выражения и подставим в выражение управляющей функции, получим

$$u(t) = -\left(Jk_d\right)^{-1} \left(\int_0^{t_k} M_B(t) dt + T_M M_B(t) \right).$$

Таким образом, синтез управления, обеспечивающего компенсацию моментов, вызванных перекрестными гироскопическими связями ДМ и неравенством осевых моментов инерции КА, требует введения в систему управления угловым движением КА блока расчета моментов, вычисляемых в каждый момент времени по формулам:

$$M_B(t) = M_\Gamma(t) + M_{nc}(t);$$

$$M_\Gamma(t) = J(\Omega(t) \times \omega(t));$$

$$M_{nc}(t) = \omega(t) \times I\omega(t),$$

и интегрирования полученных значений на интервале времени соответствующему программному повороту.

Для соблюдения требования о не превышении управляющего напряжения на входе ДМ выше номинального применим итерационную процедуру распределения управления между управлением, реализующим плоский поворот U_i , и управлением, обеспечивающим компенсацию $u_i = u_{ni} + u_{gi}$ моментов от неравенства моментов инерции КА и перекрестных гироскопических связей ДМ.

Этапы процедуры заключаются в следующем.

На первом этапе номинальному напряжению на входе ДМ присваивается значение максимального управляющего напряжения $U_n = U_{\max}$.

Далее с применением представленного выше метода экстенсивного управления проводится моделирование программного поворота на интервале времени $T_{\text{пп}} = [t_0, t_k]$ и находится значение компенсирующего напряжения $u_i = u_{ni} + u_{gi}$, $i \in \{x, y, z\}$ для каждого канала управления в каждый момент времени.

На втором этапе рассчитывается номинальное напряжение с учетом наибольшего по модулю суммарного напряжения, полученного в результате моделирования из трех каналов управления по формуле:

$$U_{k+1} = U_k + U_{\max} - \max_{t \in [t_0, t_k]} \{|U_i(t) + u_i(t)|\}, \quad i \in \{x, y, z\}.$$

После чего проводится моделирование программного поворота с новым значением номинального напряжения на ДМ.

Процедура повторяется до выполнения условия

$$U_{\max} - \sigma \leq \max_{t \in [t_0, t_k]} \{|U_i(t) + u_i(t)|\} \leq U_{\max},$$

где σ – допустимая погрешность на управляющее напряжение.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для наглядности отображения результатов моделирования процесса экстенсивного управления программным поворотом начальную и конечную ориентации КА представим в углах Эйлера – Крылова. На рис. 2–7 представлены графики временной зависимости углов Эйлера – Крылова γ, ψ, ϑ , проекций вектора угловой скорости КА ω_i , скоростей вращения ДМ

Ω_i , а также изменения управляющего напряжения U_i для каждого ДМ и напряжения, обеспечивающего сохранения ориентации оси Эйлера в пространстве $u_i = u_{gi} + u_{ni}$.

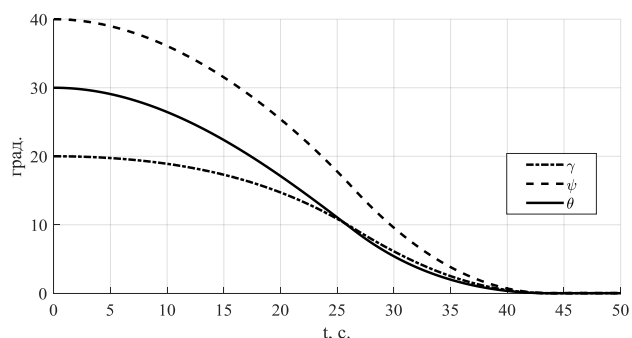


Рис. 2. Изменение значений углов ориентации КА в зависимости от времени

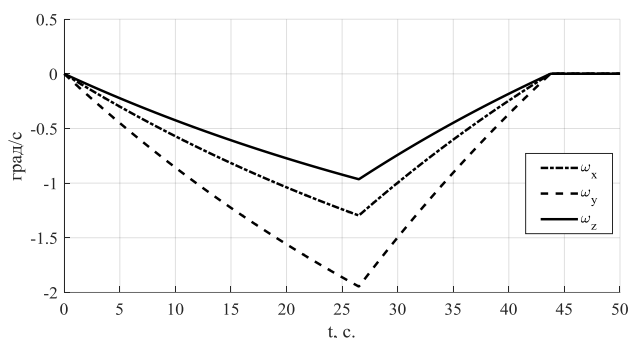


Рис. 3. Изменение значений угловой скорости КА в зависимости от времени

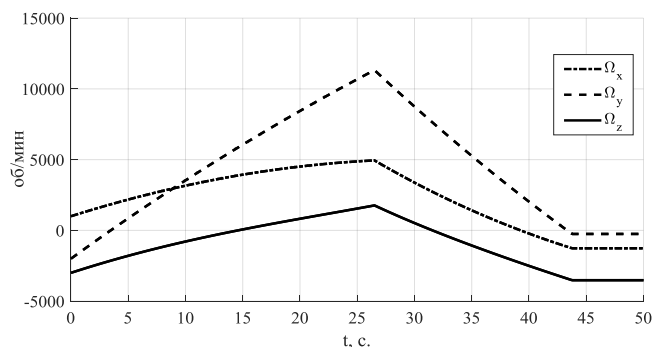


Рис. 4. Изменение значений скорости вращения маховиков в зависимости от времени

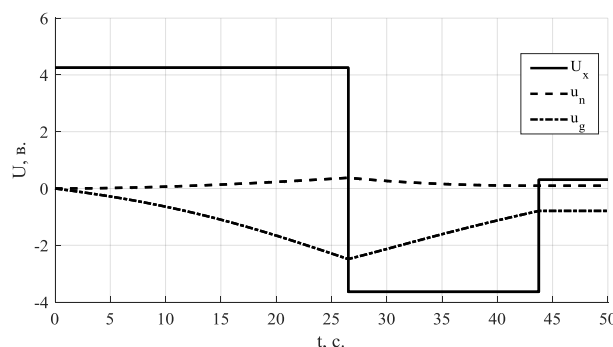


Рис. 5. Изменение значений управляющих напряжений для ДМ, расположенного по оси OX ССК

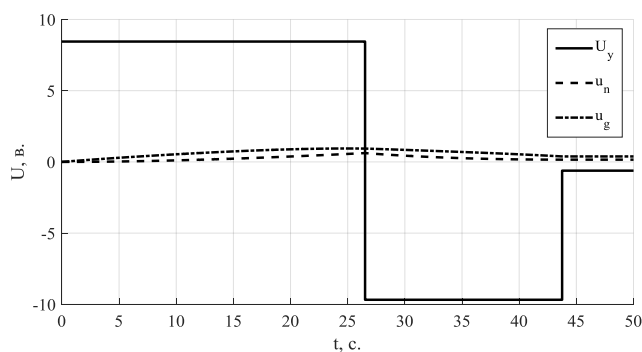


Рис. 6. Изменение значений управляющих напряжений для ДМ, расположенного по оси OY ССК

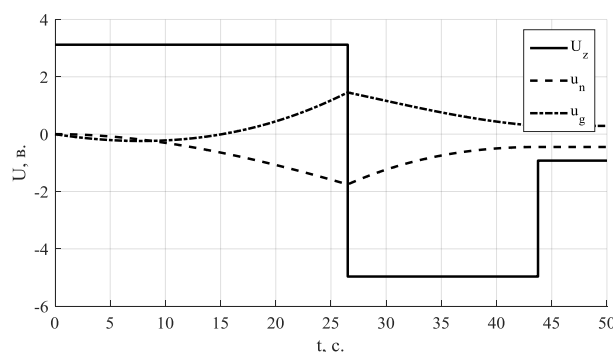


Рис. 7. Изменение значений управляющих напряжений для ДМ, расположенного по оси OZ ССК

В качестве исходных данных приняты следующие значения. Переориентация КА осуществляется из положения $\gamma(0) = 20^\circ$, $\psi(0) = 40^\circ$, $\theta(0) = 30^\circ$ и угловых скоростей $\omega_i(0) = 0$,

$i \in \{x, y, z\}$ в положение $\gamma(t_k) = \psi(t_k) = \vartheta(t_k) = 0^\circ$ и $\omega_i(0) = 0$, $i \in \{x, y, z\}$. Моменты инерции КА относительно связанных осей равны $I_{xx} = 7,08 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_{yy} = 10,83 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_{zz} = 9,75 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$. Двигатели-маховики имеют ненулевой начальный кинетический момент и обладают следующими характеристиками, механическая постоянная времени $T_m = 50 \text{ с}$; коэффициент передачи $k_d = 321,1 \text{ рад}/(\text{В} \cdot \text{с})$; момент инерции $J = 0,00029 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

Для оценивания выигрыша по времени и энергопотреблению вследствие реализации разработанного метода по сравнению с последовательными поворотами по трем осям были проведены статистические испытания, результаты которых приведены в виде гистограмм на рис. 8 и 9. Результаты оценивания показали, что в 97% случаев выигрыш по быстрдействию составляет от 33% до 63%. Результаты оценивания энергопотребления, показали, что в 97% случаев выигрыш составляет от 1,9% до 43%.

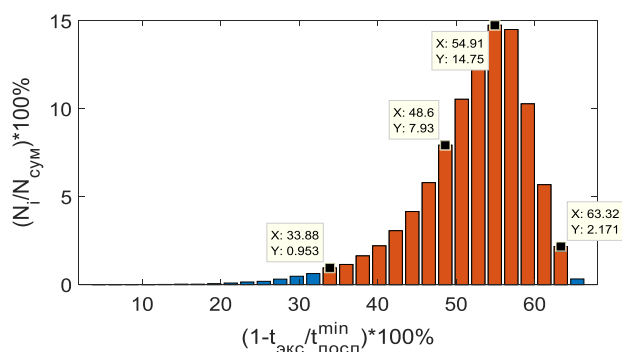


Рис. 8. Гистограмма выигрыша по времени между экстенсивным и последовательным управлением

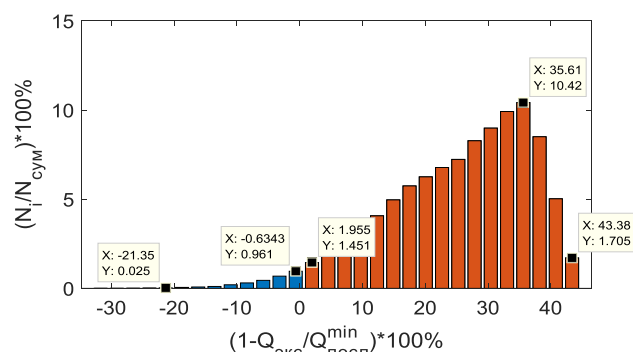


Рис. 9. Гистограмма выигрыша по затратам энергии между экстенсивным и последовательным управлением

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате решения задачи синтеза экстенсивного управления программным поворотом КА найдены аналитические выражения, обеспечивающие квазиоптимальный по быстрдействию программный поворот вокруг оси Эйлера посредством трех ортогонально расположенных ДМ по связанным осям КА. Показано, что для обеспечения экстенсивного управления программным поворотом необходимо сформировать дополнительные управляющие сигналы, обеспечивающие компенсацию возмущающих моментов от неравенства главных моментов инерции КА и перекрестных гироскопических связей ДМ. Для реализации такого метода необходимо рационально распределить управление на реализацию плоского поворота и управления, требуемого на компенсационное управление.

Результаты моделирования показали преимущества такого управления ориентации КА в сравнении с последовательным управлением по трем углам Эйлера – Крылова, заключающиеся в сокращении временных затрат на программный поворот.

Следует отметить, что при ненулевых начальных значениях кинетических моментов ДМ величина управляющего напряжения, выделяемого на реализацию экстенсивного управления, уменьшается, что в результате приводит к снижению быстрдействия. Оптимального быстрдействия при выбранных ДМ возможно достичь посредством использования дополнительных управляющих органов, обеспечивающих стабилизацию оси конечного поворота.

Список используемых источников

1. *Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г.* Управление космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
2. *Алексеев К. Б.* Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1977. – 120 с.
3. *Авксентьев А. А.* Оптимальное управление угловым движением космического аппарата при оперативном сближении с орбитальным объектом // Известия вузов. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 2. – С. 128–133.
4. *Левский М. В.* Оптимальное управление ориентацией космического аппарата // Известия вузов. Приборостроение. – 2008. – Т. 51, № 5. – С. 30–36.
5. *Сапунков Я. Г., Молоденков А. В.* Аналитический алгоритм квазиоптимального по энергии и времени разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях // Известия Саратовского университета. Сер.: Математика. Механика. Информатика. – 2021. – Т. 21, № 2. – С. 213–226.
6. *Зоткин М. Ю., Миронов В. И., Шушаков А. О.* Алгоритм терминальной многошаговой стабилизации сервисного космического аппарата при угловом сопровождении орбитального объекта с одним участком включения управляющего реактивного двигателя // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 672. – С. 299–306.
7. *Алимов Н. И., Горбулин В. И., Сударь Ю. М.* Формирование семейства траекторий свободного сферического движения космического аппарата как твёрдого тела, обеспечивающих переориентацию его оси динамической симметрии в заданное положение // Труды МАИ. – 2021. – № 121. – С. 1–34.
8. *Калабин П. В.* Исследование влияния параметров двигателей-маховиков на характеристики оптимального по быстродействию разворота малого космического аппарата // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 266–275.
9. *Крутько П. Д.* Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели. – М.: Наука, 1988. – 328 с.

В. И. Миронов,
 доктор технических наук, профессор;
 А. А. Сасункевич,
 кандидат технических наук;
 А. С. Степанов

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ИЗМЕНЕНИЯ МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАНИПУЛЯТОРОМ НА ТОЧНОСТЬ ЕГО ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В работе представлены результаты исследования влияния изменяемых во времени компонентов тензора инерции малого космического аппарата с манипулятором на точность его пространственной ориентации. Расчет программы управления производился с применением метода приближенного корректирующего оператора для конечного вектора управляющих моментов.

Исследования были проведены для временного интервала от начала работы двигателей ориентации на участке разгона до момента их выключения на участке торможения. Пространственная ориентация малого космического аппарата при решении некоторого ряда задач может осуществляться в условиях ориентирования аппаратуры, закрепленной на конце штанги на удалении от центра масс аппарата, на определенное фиксированное угловое положение. Примером такой аппаратуры может являться манипулятор.

Ключевые слова: малый космический аппарат, манипулятор, пространственная ориентация, тензор инерции, метод приближенного корректирующего оператора.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в развитии космической техники наблюдается тенденция уменьшения массогабаритных характеристик космических аппаратов (КА) с сохранением качества выполнения ими поставленных задач. В то же время увеличивается и количество задач, стоящих перед КА. Одной из таких может являться задача выполнения пространственного поворота КА на программный угол с одновременным удержанием оси аппаратуры (манипулятора), закрепленной на штанге, в определенном заданном заранее положении.

На сегодняшний день в теории пространственного углового движения КА решены ряд научно-технических задач, позволяющих реализовать одновременное управление угловым движением КА по трем каналам, что обеспечивает во многих случаях экономию временных затрат. Тем не менее, появляется необходимость исследования влияния изменения тензора инерции КА на точность его пространственной ориентации в условиях удержания манипулятора в определенном угловом положении. Программа пространственного поворота реализована с применением метода приближенного корректирующего оператора (МПКО).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для проведения исследований в качестве направления, на которое будет постоянно ориентирован манипулятор, примем направление на Солнце (рис. 1).

Исходными данными для решения задачи пространственной ориентации малого космического аппарата (МКА) с поддержанием ориентации манипулятора в заданном направлении являются:

- кеплеровские элементы орбиты (КЭО) МКА: $\Omega_{\text{МКА}}, i_{\text{МКА}}, \omega_{\text{МКА}}, a_{\text{МКА}}, e_{\text{МКА}}, \tau_{\text{МКА}}$;
- начальное значение вектора угловой скорости МКА $\boldsymbol{\omega}_{0_{\text{КА}}} = \left[\omega_{0_x}, \omega_{0_y}, \omega_{0_z} \right]^T$;

- начальное значение вектора углового положения МКА $\Phi_{0_{\text{КА}}} = [\psi_0, \vartheta_0, \gamma_0]^T$ (угловое положение связанной системы координат (ССК) МКА относительно подвижной орбитальной системы координат (ПОСК));
- тяговые характеристики управляющих реактивных двигателей (УРД) ориентации МКА F_{T_i} , где i – канал управления;
- массово-габаритные характеристики МКА и манипулятора: $m_{\text{МКА}}$ – масса МКА, $m_{\text{М}}$ – масса манипулятора, $l_{\text{ЦМ}}$ – расстояние между ЦМ МКА и манипулятора, $x_{\text{МКА}}, y_{\text{МКА}}, z_{\text{МКА}}$ – размеры МКА, $y_{\text{М}}, z_{\text{М}}$ – размеры манипулятора.

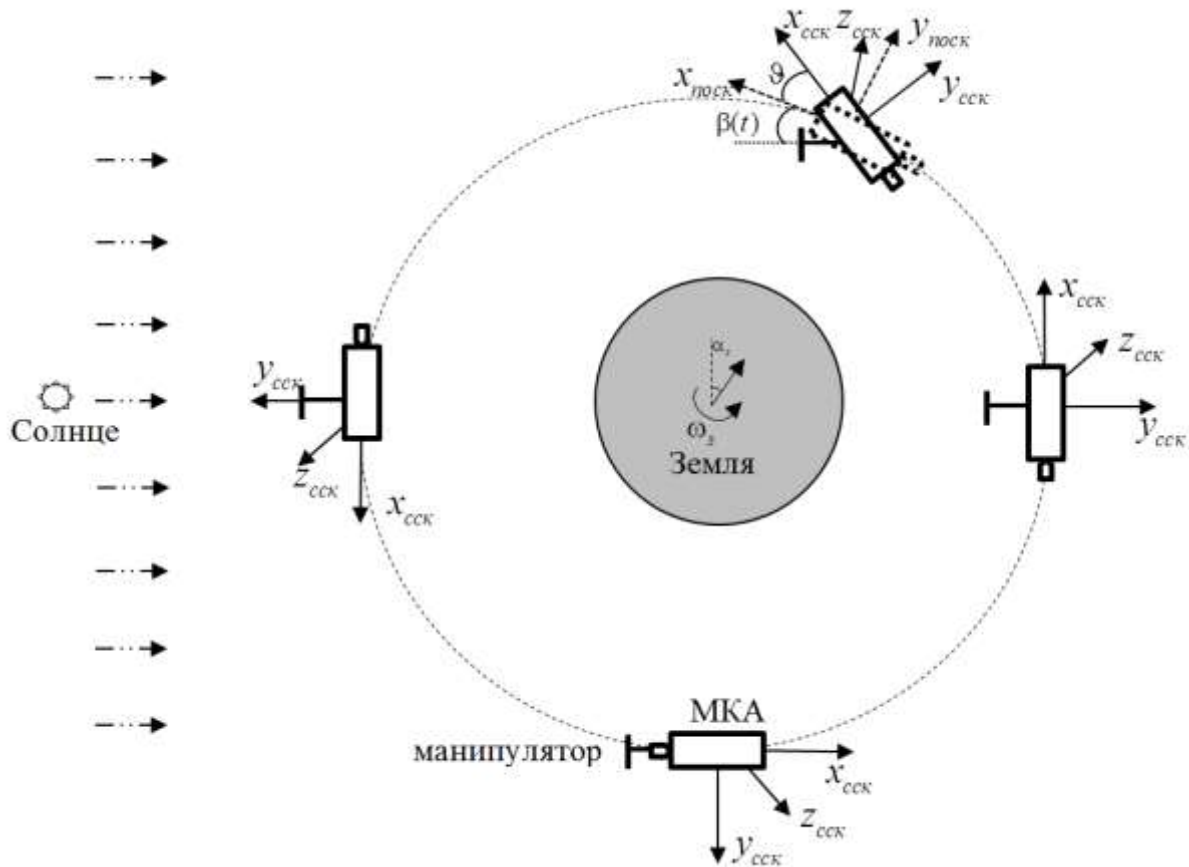


Рис. 1. Схема движения МКА с манипулятором на ГСО, ось которого ориентирована на Солнце

Для проведения дальнейших исследований будем использовать ряд допущений:

- манипулятором будем считать последнее звено подвижной конструкции, закрепленной на МКА (рис. 2);
- для обозначения массово-габаритных характеристик манипулятора примем его за однородный прямоугольник;
- МКА, манипулятор и штанга, ориентирующая ось манипулятора (плоскость однородного прямоугольника) на Солнце, представляют собой абсолютно твердые тела;
- масса штанги мала, и ей можно пренебречь;
- расстояние между центром масс (ЦМ) КА и ЦМ манипулятора постоянно и не зависит от их взаимного углового положения;
- работа УРД при пространственной ориентации с учетом смещения координат ЦМ системы «МКА – манипулятор» к изменениям параметров орбиты не приводит;

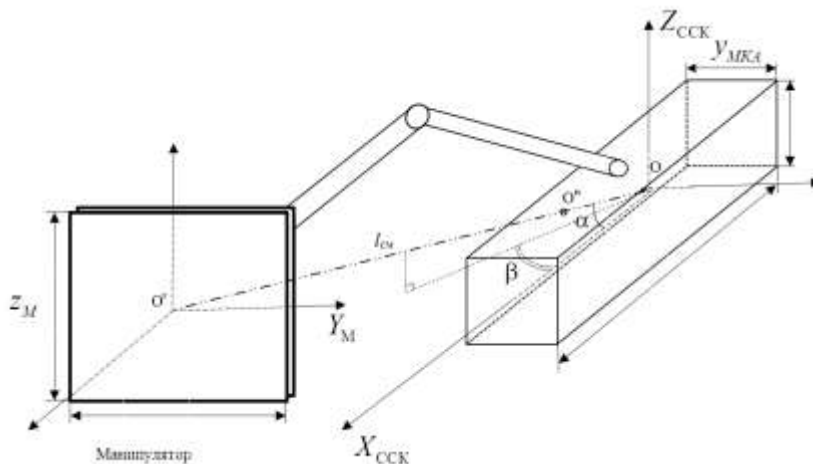


Рис. 2. МКА с манипулятором

- угол между плоскостями экватора и эклиптики постоянен $\alpha_c = 23^\circ 26'$;
- солнечные лучи параллельны друг другу;
- влияние на параметры движения МКА со стороны Луны и Солнца не учитывается.

Требуется:

- найти управление $U_i(t)$, обеспечивающее перевод МКА из углового положения $\{\varphi_0, \omega_0\}$ в угловое положение $\{\varphi_K, \omega_K\}$;
- оценить погрешность ориентации МКА в зависимости от изменения моментов инерции системы «МКА–манипулятор» $\Delta\varphi_i(\Delta I_i)$, где ΔI_i – изменение главного момента инерции вокруг i -й оси ССК.

ЗАВИСИМОСТЬ ИЗМЕНЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ ОТ ВРЕМЕНИ И УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ССК МКА ОТНОСИТЕЛЬНО ПОДВИЖНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

При выполнении дальнейших расчетов следует учитывать следующее:

- ось манипулятора всегда должна быть ориентирована на Солнце, что подразумевает под собой постоянное изменение всех компонентов тензора инерции и габаритных характеристик МКА в процессе полета;
- помимо естественных факторов, изменяющих тензор инерции I (положение плоскости экватора относительно плоскости эклиптики – α_c , суточное вращение Земли – ω_3 , как следствие из этого – изменение β), необходимо учитывать и изменение углового положения самого МКА в процессе пространственного поворота, что вносит дополнительные коррективы в относительное угловое положение линии «МКА – манипулятор» и ССК.

Известно, что модель угловой динамики КА, как абсолютно твердого тела в векторной форме имеет вид [3]:

$$I \cdot \dot{\omega} + \omega \times (I \cdot \omega) = M, \quad (1)$$

- где
- I – тензор инерции МКА;
 - $\dot{\omega}$ – вектор углового ускорения МКА;
 - ω – вектор угловой скорости МКА;
 - $I \cdot \omega$ – момент количества движения;
 - M – вектор суммарного момента.

Матрица, составленная из осевых I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} и взятых с обратным знаком центробежных моментов инерции $-I_{xy}=-I_{yx}$, $-I_{xz}=-I_{zx}$, $I_{yz}=-I_{zy}$, называется тензором инерции [3]:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Решение задачи составления тензора инерции для системы «МКА – манипулятор» (см. рис. 2) сводится, в первую очередь, к нахождению осевых моментов инерции системы:

$$I_{c_{ii}} = I_{MKA_{ii}} + I_{M_{ii}}, \quad (3)$$

где $I_{MKA_{ii}}$ и $I_{M_{ii}}$ – осевые моменты инерции МКА и манипулятора соответственно, $i \in \{x, y, z\}$, и центробежных моментов инерции системы в целом с учетом динамически меняющихся расстояний от ЦМ до соответствующих осей в процессе невозмущенного полета и пространственной ориентации.

Учитывая допущение в том, что МКА – абсолютно твердое однородное тело в форме прямоугольного параллелепипеда, получим:

$$\begin{aligned} I_{MKA_{xx}} &= \frac{1}{3} m_{MKA} \left(\left(\frac{y_{MKA}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{MKA}}{2} \right)^2 \right), \\ I_{MKA_{yy}} &= \frac{1}{3} m_{MKA} \left(\left(\frac{x_{MKA}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{MKA}}{2} \right)^2 \right), \\ I_{MKA_{zz}} &= \frac{1}{3} m_{MKA} \left(\left(\frac{x_{MKA}}{2} \right)^2 + \left(\frac{y_{MKA}}{2} \right)^2 \right). \end{aligned} \quad (4)$$

Для вычисления осевых моментов инерции $I_{M_{ii}}$ манипулятора при удалении его ЦМ от начала ССК МКА воспользуемся теоремой Гюйгенса – Штейнера, которая позволяет установить связь между моментами инерции тела относительно параллельных осей. Применительно к манипулятору, как к элементу системы «МКА – манипулятор», получим:

$$I_{M_{ii}} = I_{M_{ii}}' + m_M d_i^2, \quad (5)$$

где $I_{M_{ii}}'$ – осевые моменты инерции манипулятора, как однородного прямоугольника с массой m_M ;

d_i^2 – квадрат расстояния от ЦМ манипулятора до соответствующих осей ССК МКА, $i \in \{x, y, z\}$.

Из рис. 2 и 3 получим следующие соотношения для (5):

$$\begin{aligned} I_{M_{xx}} &= \frac{1}{3} m_M \left(\left(\frac{y_M}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_M}{2} \right)^2 \right) + m_M \left(l_{цм}^2 - (l_{цм} \cos \alpha \cos \beta)^2 \right), \\ I_{M_{yy}} &= \frac{1}{3} m_M \left(\frac{z_M}{2} \right)^2 + m_M \left(l_{цм}^2 - (l_{цм} \cos \alpha \sin \beta)^2 \right), \\ I_{M_{zz}} &= \frac{1}{3} m_M \left(\frac{y_M}{2} \right)^2 + m_M l_{цм}^2 \cos^2 \alpha, \end{aligned} \quad (6)$$

где α и β – угловое положение линии «ЦМ МКА – ЦМ манипулятор» относительно плоскостей XOY и XOZ ССК МКА соответственно. Причем при нахождении на ГСО $\alpha = \alpha_c + \psi_{\text{МКА}} - i_{\text{МКА}}$, а $\beta = \vartheta_{\text{МКА}}$. Угол β изменяется, в том числе и за счет суточного вращения Земли $\beta(t) = \frac{2\pi t}{86164}$, исходя из того, что обращение Земли вокруг своей оси составляет 23 ч 56 мин 4 с.

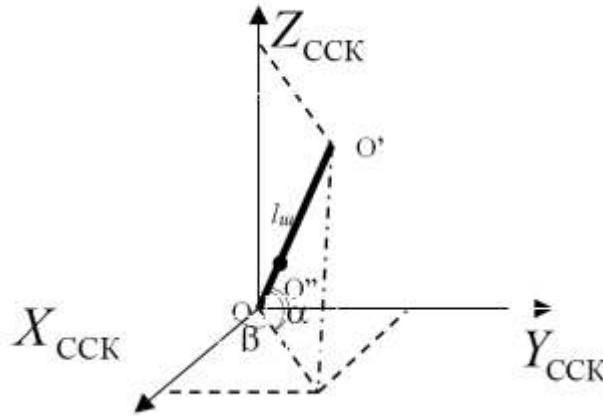


Рис. 3. Относительное расположение ЦМ МКА, манипулятора и смещенного ЦМ системы «МКА – манипулятор»

Подставим выражения (4) и (6) в (3), получим соотношения для расчета осевых моментов инерции системы «МКА – манипулятор»:

$$I_{C_{xx}} = \frac{1}{3} m_{\text{МКА}} \left(\left(\frac{y_{\text{МКА}}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{\text{МКА}}}{2} \right)^2 \right) + \frac{1}{3} m_{\text{М}} \left(\left(\frac{y_{\text{М}}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{\text{М}}}{2} \right)^2 \right) + m_{\text{М}} \left(l_{\text{цм}}^2 - (l_{\text{цм}} \cos \alpha \cos \beta)^2 \right),$$

$$I_{C_{yy}} = \frac{1}{3} m_{\text{МКА}} \left(\left(\frac{x_{\text{МКА}}}{2} \right)^2 + \left(\frac{z_{\text{МКА}}}{2} \right)^2 \right) + m_{\text{М}} \left(l_{\text{цм}}^2 - (l_{\text{цм}} \cos \alpha \sin \beta)^2 \right), \quad (7)$$

$$I_{C_{zz}} = \frac{1}{3} m_{\text{МКА}} \left(\left(\frac{x_{\text{МКА}}}{2} \right)^2 + \left(\frac{y_{\text{МКА}}}{2} \right)^2 \right) + \frac{1}{3} m_{\text{М}} \left(\frac{y_{\text{М}}}{2} \right)^2 + m_{\text{М}} l_{\text{цм}}^2 \cos^2 \alpha.$$

Для определения центробежных моментов инерции системы, появляющихся в результате изменения углового положения ССК МКА относительно ПОСК и постоянного изменения ориентации плоскости прямоугольника, на котором закреплен манипулятор в направлении Солнца, получим:

$$I_{xy} = I_{yx} = \int xy dm = m_{\text{М}} l_{\text{цм}}^2 \cos^2 \alpha \cos \beta \sin \beta,$$

$$I_{zx} = I_{xz} = \int zx dm = m_{\text{М}} l_{\text{цм}}^2 \cos \alpha \cos \beta \sin \alpha, \quad (8)$$

$$I_{yz} = I_{zy} = \int yz dm = m_{\text{М}} l_{\text{цм}}^2 \cos \alpha \sin \beta \sin \alpha,$$

где x , y – расстояния ЦМ манипулятора до соответствующих осей ССК МКА.

Подставив выражения (7) и (8) в (2), получим полную зависимость изменения компонентов тензора инерции от углового положения ССК МКА относительно ПОСК.

Определение углового положения ССК МКА относительно ПОСК МКА будет находиться путем интегрирования систем дифференциальных уравнений (9) и (10).

Кинематические уравнения используются в параметрах Родрига – Гамильтона:

$$\begin{cases} \dot{p}_0 = \frac{1}{2}(-\omega_{\text{МКА}_x} p_1 - \omega_{\text{МКА}_y} p_2 - \omega_{\text{МКА}_z} p_3), \\ \dot{p}_1 = \frac{1}{2}(\omega_{\text{МКА}_x} p_0 + \omega_{\text{МКА}_z} p_2 - \omega_{\text{МКА}_y} p_3), \\ \dot{p}_2 = \frac{1}{2}(\omega_{\text{МКА}_y} p_0 - \omega_{\text{МКА}_z} p_3 + \omega_{\text{МКА}_x} p_3), \\ \dot{p}_3 = \frac{1}{2}(\omega_{\text{МКА}_z} p_0 + \omega_{\text{МКА}_y} p_1 - \omega_{\text{МКА}_x} p_2), \end{cases} \quad (9)$$

где $\omega_{\text{МКА}_i}$ – проекция угловой скорости МКА на ось ССК, а p_0, p_1, p_2, p_3 – составляющие кватерниона углового положения ССК МКА относительно ПОСК.

Угловая динамика МКА [из (1)] в векторной форме:

$$\dot{\omega} = I^{-1} \cdot (M - \omega \times (I \cdot \omega)). \quad (10)$$

Ниже кратко рассматривается алгоритм расчета программы пространственного поворота МКА, реализованный с применением МПКО [1].

1. Перевод имеющихся заданных значений φ_0 и φ_K , путем известных преобразований в соответствующие параметры Родрига – Гамильтона $p(t_0)$ и $p(T)$.

2. Вычисление вектора переходной угловой скорости $\omega_{\text{П}}$:

$$\omega_{\text{П}} = C^{-1} \frac{(a_T - a_0 \cos \frac{\omega_0 T}{2}) \omega_0}{\sin \frac{\omega_0 T}{2}}.$$

где $\omega_0 = \frac{2}{T} \arccos[p_0(t_0) \cdot p_0(T) + p_1(t_0) \cdot p_1(T) + p_2(t_0) \cdot p_2(T) + p_3(t_0) \cdot p_3(T)]$.

3. Определение значений векторов управляющих импульсов угловой скорости на этапах разгона и торможения МКА, обеспечивающих выполнение заданных краевых условий углового разворота:

$$\Delta\omega_0 = \omega_{\text{П}} - \omega_0, \quad \Delta\omega_T = \omega_T - \omega_{\text{П}}.$$

4. Определение продолжительности работы УРД по каждому каналу управления:

$$\tau_{ij} = \Delta\omega_{ij} \frac{I_j}{M_j}, \text{ где } i = 1, 2, j = x, y, z.$$

5. Численное интегрирование системы кинематических и динамических дифференциальных уравнений (9) и (10) на участке $t \in [0, T]$.

6. Определение вектора промаха относительно требуемых значений составляющих кватерниона и вектора угловой скорости на момент T .

7. Вычисление новой смещенной точки прицеливания и повторное вычисление пп. 1–3.

8. До достижения заданной точности расчетов пп. 1–7 повторяются.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОРИЕНТАЦИИ МКА С МАНИПУЛЯТОРОМ

Исходные данные для моделирования пространственного поворота МКА:

- КЭО МКА (движение МКА на ГСО): $\Omega_{\text{МКА}} = 0$ рад, $i_{\text{МКА}} = 0$ рад, $\omega_{\text{МКА}} = 0$ рад, $a_{\text{МКА}} = 42164000$ м, $e_{\text{МКА}} = 0$, $\tau_{\text{МКА}} = 0$ рад;
- $\omega_{0_{\text{КА}}} = [0, 0, 0]^T$ рад/с;
- $\varphi_{0_{\text{КА}}} = [0, 0, 0]^T$ рад;
- $m_{\text{МКА}} = 1000$ кг;
- $m_{\text{М}} = 40$ кг;
- $l_{\text{цм}} = 2$ м;
- $x_{\text{МКА}} = 1,6$ м, $y_{\text{МКА}} = 1$ м, $z_{\text{МКА}} = 1,4$ м;
- $y_{\text{М}} = 2$ м, $z_{\text{М}} = 2$ м;
- время пространственного поворота $t_{\text{пов}} = 20$ с;
- требуемые конечные значения углового положения ССК относительно ПОСК МКА и угловые скорости $\varphi_{\text{ТКА}} = [50, 22, 0]^T$ град, $\omega_{\text{ТКА}} = [0, 0, 0]^T$ град/с.

На рис. 4 представлены зависимости углового положения ССК МКА и угловых скоростей от времени. Очевидно, что поставленная задача по повороту МКА на заданное угловое положение не выполнена, угловые скорости МКА в конце участка пространственного поворота требуемым значениям не соответствуют.

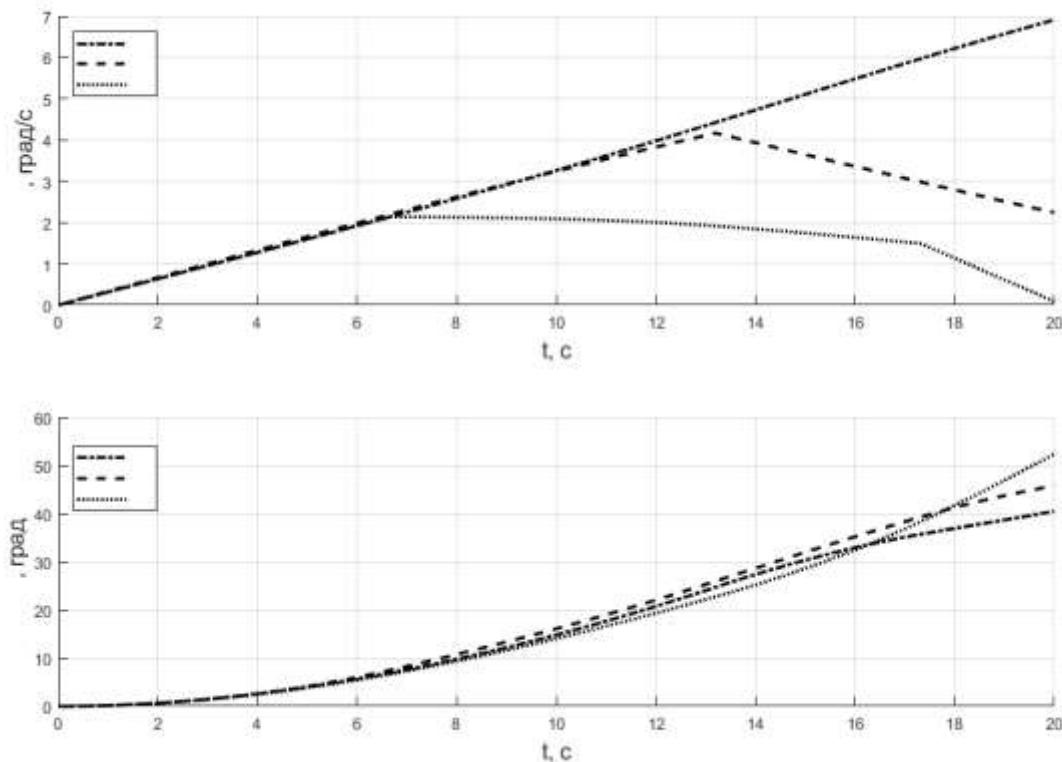


Рис. 4. Изменение угловых скоростей и углового положения МКА при пространственном повороте

На рис. 5 представлены зависимости значений компонента тензора инерции от времени. Из графиков видно, что изменения значений моментов инерции, как осевых, так и центробежных, на участке поворота при заданных массово-габаритных характеристиках МКА и манипулятора, существенны.

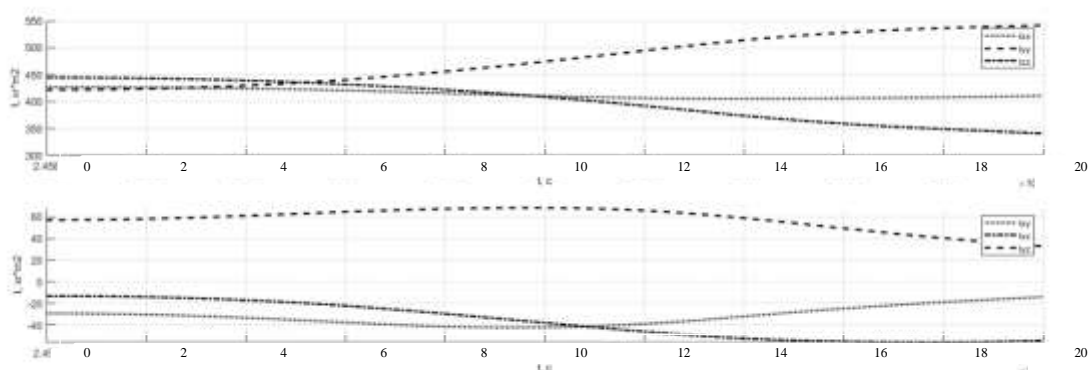


Рис. 5. Изменение компонентов тензора инерции МКА при пространственном повороте

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе исследовано влияние изменяющегося во времени тензора инерции МКА с манипулятором на точность пространственной ориентации МКА при реализации МПКО.

Применение данного оператора при расчете программы управления пространственным поворотом в этом случае недопустимо в связи с тем, что времена включения двигателей ориентации и их выключения на участках разгона и торможения рассчитываются для $I = \text{const}$. Для выполнения задач такого рода необходимо использовать другой оператор, учитывающий текущее угловое положение МКА и текущие значения компонентов тензора инерции.

Список используемых источников

1. 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.
2. Шалыгин А. С., Санников В. А., Петрова И. Л. Баллистика космических аппаратов: учеб. пособие. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2006. – 131 с.
3. Бутенин Н. В., Лунц Я. Л., Меркин Д. Р. Курс теоретической механики: учебник. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. – Т. 2: Динамика. – 554 с.
4. Суханов А. А. Астродинамика. – М.: Ин-т космических исследований РАН, 2010. – 202 с.
5. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.

В. С. Шильниковский
ФГУП «ЦНИИХМ», г. Москва.

МЕТОДИКА АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО СЕРИИ ИЗМЕРЕНИЙ НАПРАВЛЕНИЙ НА ЛУНУ

Представлена методика автономного определения орбитальных параметров космических аппаратов по серии измерений орта вектора направления на Луну. Методика основана на комбинировании алгоритмов прикладной небесной механики для приблизительной оценки параметров орбиты и последующего их уточнения. Методику предполагается реализовать на программно-аппаратных средствах малогабаритного звездного прибора при ограниченных вычислительных ресурсах.

Ключевые слова: методика автономной навигации малого космического аппарата, параметры орбиты малого космического аппарата, вычислительный алгоритм.

ВВЕДЕНИЕ

При создании современных малых космических аппаратов (МКА) наметилась четкая тенденция, связанная с необходимостью многократного изменения параметров орбит функционирования при относительно длительном сроке активного существования. При этом, как правило, к современным МКА предъявляются жесткие массогабаритные ограничения. В этих условиях разработчики вынуждены искать пути обеспечения необходимого запаса характеристической скорости МКА, в том числе, за счет сокращения удельных характеристик бортового оборудования. В последние годы можно наблюдать возросший интерес к созданию сверхмалых спутников серии «CubeSat», впервые предложенные профессором Бобом Твиггсом из Стэнфордского университета в начале 2000-х годов [1]. Подобные спутники находят применение в научно-образовательной сфере, для отработки новых технологий, а также могут использоваться для решения прикладных задач.

Кроме того, все чаще к современным МКА предъявляются требования по высокой автономности выполнения целевых задач. Особенно актуально обеспечение полностью автономного функционирования МКА, совершающих разнообразные маневры в космосе. Противоречивые требования к МКА, для которых, с одной стороны, необходимо всестороннее снижение массогабаритных характеристик, с другой стороны – расширение функциональных возможностей МКА, обязывают разработчиков прибегать к нетрадиционным подходам при создании бортовой аппаратуры и МКА в целом.

В настоящее время у многих ведущих предприятий аэрокосмической отрасли уже имеется опыт создания служебных систем бортового комплекса управления МКА и средств электрооборудования, которые позволяют обеспечить автономное функционирование МКА. Исключения составляют средства навигации.

Традиционно для решения навигационной задачи при выполнении функциональных задач МКА применяются системы спутниковой навигации [2], однако данное решение не обеспечивает полностью автономное функционирование МКА, так как требуется наличие информации от сторонних устройств – навигационных спутников. Существующие разработки в области астрономической навигации имеют значительные массогабаритные характеристики и энергопотребление [2, 3], что ограничивает их применение в составе МКА, тем более в разработках на базе платформы «CubeSat».

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Характеристики современных оптических датчиков, в частности звездных датчиков, позволяют рассматривать их в качестве универсальных инструментов для измерения как угловых расстояний между звездами, так и измерения орта вектора направления на астрономический объект (например Луну), с привязкой к рисунку звезд на небесной сфере, который может использоваться для решения задач навигации МКА. Это обстоятельство позволяет рассматривать возможность создания на базе оптического датчика малогабаритной астронавигационной системы, предназначенной для решения задач ориентации и навигации МКА в автономном режиме, используя в качестве первичной навигационной информации результаты визирования естественных объектов.

Целью настоящей работы является разработка методики определения орбитальных параметров МКА для реализации на программно-аппаратных средствах малогабаритного звездного прибора. Реализация методики предполагает три этапа. На первом этапе проводится предварительное определение орбитальных параметров МКА с использованием модифицированного метода Лагранжа – Гаусса. Данный метод был разработан для определения орбит небесных тел в гелиоцентрической системе координат по трем наблюдениям прямого восхождения и склонения небесного тела с Земли. Однако, как показали проведенные ранее исследования, после проведения преобразований, связанных с переносом системы отсчета и применения в качестве первичного навигационного параметра орта вектора направления на наблюдаемый объект, этот метод может применяться для приближенной оценки вектора состояния МКА.

Для реализации методики на втором этапе применяется алгоритм фильтрации массива полученных на первом этапе решений. На заключительном этапе производится выбор вектора состояния МКА для использования в качестве исходного при решении навигационной задачи с применением модели возмущенного движения МКА. При этом разработка модели возмущенного движения МКА не является целью настоящей работы. Применяется свободно распространяемая реализация высокоточного алгоритма определения возмущенной орбиты космических аппаратов [5].

ОПИСАНИЕ МЕТОДИКИ

Предполагаем, что в состав бортовой аппаратуры МКА входит оптический датчик, позволяющий получать серию измерений орта вектора направления на Луну в виде единичного вектора $\bar{L} = [\lambda, \mu, \eta]$ линии визирования Луны в связанной системе координат (ССК) МКА в пределах произвольного сектора орбиты, начиная от эпохи $T_{\text{НАЧ}}$ до эпохи $T_{\text{КОН}}$ (рис. 1). Векторы $\bar{R} = [X, Y, Z]$ и $\bar{r} = [x, y, z]$ определяют положения Луны и МКА в инерциальной геоцентрической системе координат. Таким образом \bar{r} – искомый радиус-вектор МКА, который связан с радиусом-вектором Луны следующим соотношением:

$$\bar{r} = \bar{R} - \bar{L} \cdot \rho,$$

где ρ – модуль радиуса-вектора Луна–МКА.

Выражения для вычисления координат вектора \bar{r} имеют вид (1):

$$\begin{aligned} x(t) &= X(t) - \lambda(t) \cdot \rho(t); \\ y(t) &= Y(t) - \mu(t) \cdot \rho(t); \\ z(t) &= Z(t) - \eta(t) \cdot \rho(t). \end{aligned} \tag{1}$$

Составляющие вектора скорости МКА определяются выражениями:

$$\begin{aligned} V_x(t) &= \frac{dx(t)}{dt}; \\ V_y(t) &= \frac{dy(t)}{dt}; \\ V_z(t) &= \frac{dz(t)}{dt}. \end{aligned} \quad (2)$$

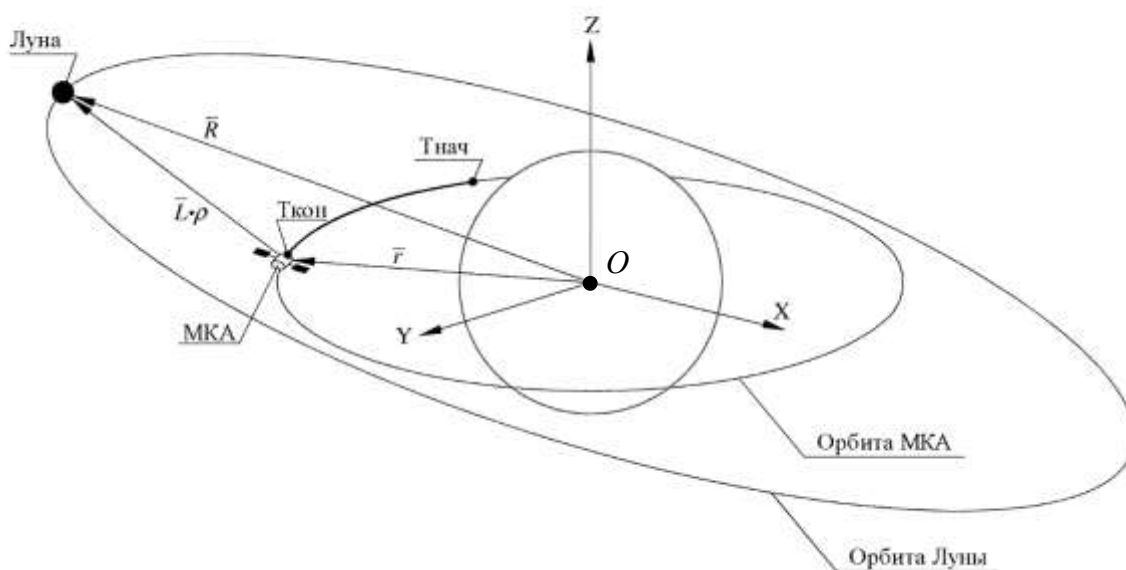


Рис. 1. Векторы, определяющие положение МКА и Луны

В общем случае системы уравнений (1) и (2) представляют собой решение навигационной задачи МКА, так как полностью определяют положение и скорость МКА в пространстве в любой момент времени. Для нахождения координат искомого радиуса-вектора \bar{r} согласно системе уравнений (1) необходимо определить модуль радиуса-вектора Луна–МКА (ρ).

1. **Первый этап.** Определение (ρ) проводится исходя из допущения, что МКА движется по невозмущенной кеплеровской орбите.

Пусть

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \cdot F + \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix} \cdot G, \quad (3)$$

где функции F и G являются частными решениями уравнений:

$$\ddot{F} + \frac{\mu}{r^3} \cdot F = 0; \quad \ddot{G} + \frac{\mu}{r^3} \cdot G = 0; \quad (4)$$

$[x_0, y_0, z_0]$ и $[\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0]$ – координаты и скорости МКА в начальный момент времени соответственно.

Тогда для моментов времени t_1 и t_2 справедливы следующие соотношения:

$$\begin{aligned} x_1 &= x_0 \cdot F_1 + \dot{x}_0 \cdot G_1; & x_2 &= x_0 \cdot F_2 + \dot{x}_0 \cdot G_2; \\ y_1 &= y_0 \cdot F_1 + \dot{y}_0 \cdot G_1; & y_2 &= y_0 \cdot F_2 + \dot{y}_0 \cdot G_2; \\ z_1 &= z_0 \cdot F_1 + \dot{z}_0 \cdot G_1; & z_2 &= z_0 \cdot F_2 + \dot{z}_0 \cdot G_2; \end{aligned} \quad (5)$$

Исключим из соотношения (5) производные $\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$. В результате получим:

$$\left. \begin{aligned} x_1 \cdot G_2 - x_0 \cdot (F_1 \cdot G_2 - F_2 \cdot G_1) - x_2 \cdot G_1 &= 0 \\ y_1 \cdot G_2 - y_0 \cdot (F_1 \cdot G_2 - F_2 \cdot G_1) - y_2 \cdot G_1 &= 0 \\ z_1 \cdot G_2 - z_0 \cdot (F_1 \cdot G_2 - F_2 \cdot G_1) - z_2 \cdot G_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Обозначим:

$$n_1 = \frac{G_2}{F_1 \cdot G_2 - F_2 \cdot G_1}; \quad n_2 = -\frac{G_1}{F_1 \cdot G_2 - F_2 \cdot G_1}. \quad (7)$$

С учетом (7) уравнения (6) принимают следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} x_1 \cdot n_1 - x_0 + x_2 \cdot n_2 &= 0 \\ y_1 \cdot n_1 - y_0 + y_2 \cdot n_2 &= 0 \\ z_1 \cdot n_1 - z_0 + z_2 \cdot n_2 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Подставим выражения (1) в (8), получим:

$$\left. \begin{aligned} X_1 \cdot n_1 - \lambda_1 \cdot \rho_1 \cdot n_1 - X_0 + \lambda_0 \cdot \rho_0 + X_2 \cdot n_2 - \lambda_2 \cdot \rho_2 \cdot n_2 &= 0 \\ Y_1 \cdot n_1 - \lambda_1 \cdot \rho_1 \cdot n_1 - Y_0 + \lambda_0 \cdot \rho_0 + Y_2 \cdot n_2 - \lambda_2 \cdot \rho_2 \cdot n_2 &= 0 \\ Z_1 \cdot n_1 - \lambda_1 \cdot \rho_1 \cdot n_1 - Z_0 + \lambda_0 \cdot \rho_0 + Z_2 \cdot n_2 - \lambda_2 \cdot \rho_2 \cdot n_2 &= 0 \end{aligned} \right\}$$

или

$$\left. \begin{aligned} \lambda_1 \cdot \rho_1 \cdot n_1 - \lambda_0 \cdot \rho_0 + \lambda_2 \cdot \rho_2 \cdot n_2 &= X_1 \cdot n_1 - X_0 + X_2 \cdot n_2 \\ \mu_1 \cdot \rho_1 \cdot n_1 - \mu_0 \cdot \rho_0 + \mu_2 \cdot \rho_2 \cdot n_2 &= Y_1 \cdot n_1 - Y_0 + Y_2 \cdot n_2 \\ \eta_1 \cdot \rho_1 \cdot n_1 - \eta_0 \cdot \rho_0 + \eta_2 \cdot \rho_2 \cdot n_2 &= Z_1 \cdot n_1 - Z_0 + Z_2 \cdot n_2 \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Из системы уравнений (9) определяем ρ_0, ρ_1, ρ_2 по трем измерениям, полученным в моменты времени: $t_1 < t_0 < t_2$. Метод решения подобных уравнений для определения гелиоцентрических положений астрономических объектов приведен в [4]. Если исключить случай прямолинейного движения, то на основе теоремы Коши о существовании решений системы дифференциальных уравнений дифференциальные уравнения можно представить в виде рядов по степеням разности моментов времени между измерениями $(t - t_0)$, сходящихся при малых значениях разности. Условие малости разности выполняется для рассматриваемой задачи, так как предполагается, что измерения будут производиться с интервалом не более 10 секунд. Исходя из этого, представим уравнения (4) в виде следующих рядов:

$$F = \sum_{k=0}^{\infty} a_k (t - t_0)^k; \quad G = \sum_{k=0}^{\infty} b_k (t - t_0)^k$$

и последовательно находим коэффициенты a_k и b_k с учетом начальных условий:

$$F(t_0) = 1; \quad G(t_0) = 0; \quad \dot{F}(t_0) = 0; \quad \dot{G}(t_0) = 1. \quad (10)$$

Опуская промежуточные выводы, приведем методику применительно к случаю определения параметров орбиты МКА по трем измерениям направления на Луну.

1.1. Находим значение определителей:

$$D = \begin{vmatrix} \lambda_0 & \lambda_1 & \lambda_2 \\ \mu_0 & \mu_1 & \mu_2 \\ \eta_0 & \eta_1 & \eta_2 \end{vmatrix} \quad \text{и} \quad U_k = \begin{vmatrix} X_k & \lambda_1 & \lambda_2 \\ Y_k & \mu_1 & \mu_2 \\ Z_k & \eta_1 & \eta_2 \end{vmatrix}. \quad (11)$$

Откуда получим:

$$\left. \begin{aligned} D &= \lambda_0 \cdot (\mu_1 \cdot \eta_2 - \mu_2 \cdot \eta_1) + \mu_0 \cdot (\eta_1 \cdot \lambda_2 - \eta_2 \cdot \lambda_1) + \eta_0 \cdot (\lambda_1 \cdot \mu_2 - \lambda_2 \cdot \mu_1) \\ U_k &= X_k \cdot (\mu_1 \cdot \eta_2 - \mu_2 \cdot \eta_1) + Y_k \cdot (\eta_1 \cdot \lambda_2 - \eta_2 \cdot \lambda_1) + Z_k \cdot (\lambda_1 \cdot \mu_2 - \lambda_2 \cdot \mu_1) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

1.2. Вводим обозначения:

$$\lambda_{12} = \mu_1 \cdot \eta_2 - \mu_2 \cdot \eta_1; \quad \mu_{12} = \eta_1 \cdot \lambda_2 - \eta_2 \cdot \lambda_1; \quad \eta_{12} = \lambda_1 \cdot \mu_2 - \lambda_2 \cdot \mu_1. \quad (13)$$

Тогда с учетом (13) уравнения (12) имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} D &= \lambda_{-0} \cdot \lambda_{-12} + \mu_{-0} \cdot \mu_{-12} + \eta_{-0} \cdot \eta_{-12} \\ U_k &= X_k \cdot \lambda_{12} + Y_k \cdot \mu_{12} + Z_k \cdot \eta_{12}, \text{ где } k = 1, 2 \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

1.3. Вычисляем: $\tau_1 = t_2 - t_0$; $\tau_0 = t_2 - t_1$; $\tau_2 = t_0 - t_1$, при этом моменты времени (t_1 ; t_0 ; t_1) между измерениями должны быть выражены в секундах.

1.4. Вычисляем следующие коэффициенты:

$$n_1^0 = \frac{\tau_1}{\tau_0}; \quad n_2^0 = \frac{\tau_2}{\tau_0}; \quad A_1 = \frac{\mu}{6} \cdot \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot (1 + n_1^0); \quad A_2 = \frac{\mu}{6} \cdot \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot (1 + n_2^0), \quad (15)$$

$$\left. \begin{aligned} P &= \frac{1}{D} \cdot (U_0 - n_1^0 \cdot U_1 - n_2^0 \cdot U_2); \quad Q = \frac{1}{D} \cdot (A_1 \cdot U_1 - A_2 \cdot U_2) \\ R_0^2 &= X_0^2 + Y_0^2 + Z_0^2; \quad C = -(\lambda_0 \cdot X_0 + \mu_0 \cdot Y_0 + \eta_0 \cdot Z_0); \quad S^2 = R_0^2 - C^2 \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

где $\mu = 398662,201223 \text{ км}^3/\text{с}$ – произведение гравитационной постоянной на массу Земли.

1.5. Вычисляем модуль радиуса-вектора МКА–Луна (ρ_0) для среднего положения МКА и модуль радиуса-вектора МКА (r_0) в момент времени t_0 методом подбора в соответствии с выражениями:

$$\rho_0 = P - \frac{Q}{r_0^3}; \quad r_0 = \sqrt{(\rho_0 + C)^2 + S^2}. \quad (17)$$

1.6. Для вычисления расстояний ρ_1 и ρ_2 в моменты времени t_1 и t_2 используем два уравнения (9). Далее выбираем следующую тройку из располагаемого массива \bar{L}_i и t_i и повторяем вычисления. Таким образом, после обработки всех доступных измерений \bar{L}_i на интервале от $T_{\text{нач}}$ до $T_{\text{кон}}$ получаем массив приближений ρ_i и r_i для моментов времени t_i .

2. **Второй этап.** Разбиваем сектор орбиты, на котором доступны N измерений первичного навигационного параметра, заключенных между моментами времени $T_{\text{нач}} \dots T_{\text{кон}}$, на M сегментов. В пределах каждого сегмента проводим уточнение с применением полиномиальной функции третьей степени. Исходя из этого, сегменты окружности должны иметь достаточно малую кривизну, чтобы полиномиальная интерполяция давала приемлемые результаты. В ходе математического моделирования показано, что в случае геостационарной орбиты сектора могут ограничиваться углом около 10° (рис. 2).

2.1. Значения $T_1 \dots T_n$ находим при условии, что период орбитального движения МКА ($T_{\text{орб}}$) приблизительно известен. Тогда

$$T_1 = T_{\text{нач}} + \frac{10^\circ \cdot T_{\text{орб}}}{360^\circ}, \quad T_n = T_{n-1} + \frac{10^\circ \cdot T_{\text{орб}}}{360^\circ}.$$

2.2. Для решения задачи применяем интерполяционный полином 3-й степени в следующем виде:

$$a_0 + a_1 \cdot t_j + a_2 \cdot t_j^2 + a_3 \cdot t_j^3 = \rho_j, \text{ где } j = 0 \dots 3. \quad (18)$$

Для вычисления коэффициентов a_0, a_1, a_2, a_3 из полученного на этапе 1 массива (ρ_i, t_i), где $i = 0 \dots N$, выбираем 4 равномерно расположенные значения $\rho_0 \dots \rho_3$, т. е. отсчеты, имеющие порядковые номера $N_j^K = [0 \cdot N; 0,25 \cdot N; 0,75 \cdot N; N]$.

2.3. Вычисляем коэффициенты полинома, которые применяются для нахождения массива дальностей МКА–Луна ($\rho_i^{\text{интерп}}$) для моментов времени t_i .

2.4. Вычисляем среднеквадратическое отклонение:

$$R_{\text{ср}} = \frac{\sum_{i=0}^N (\rho_i - \rho_i^{\text{интерп}})^2}{N}. \quad (19)$$

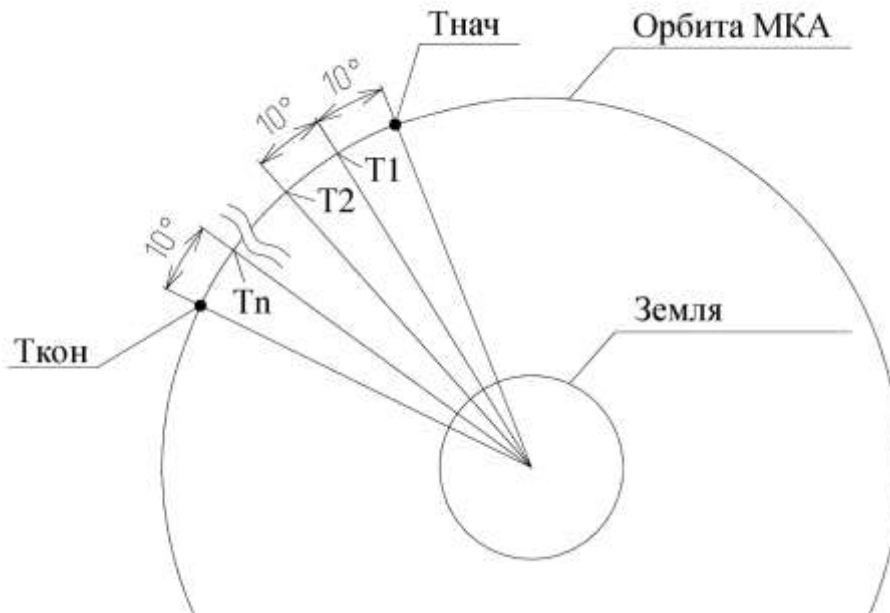


Рис. 2. Схема разбиения массива доступных измерений на сегменты

2.5. Далее в окрестности отсчетов N_j^K выбираем еще не менее 12 отсчетов, для которых вычисляем наборы коэффициентов a_0, a_1, a_2, a_3 . Отсчеты выбираем в соответствии со следующими условиями:

– для первого отсчета

$$N_0^K = [N_0^K + N/10; N_0^K + N/100; N_0^K + N/1000];$$

– для второго и третьего отсчетов

$$N_{2,3}^K = [N_{2,3}^K \pm N/10; N_{2,3}^K \pm N/100; N_{2,3}^K \pm N/1000];$$

– для четвертого отсчета

$$N_4^K = [N_4^K - \frac{N}{10}; N_4^K - \frac{N}{100}; N_4^K - N/1000].$$

2.6. Для каждого набора коэффициентов повторяем операции 2.2–2.4. Из полученных приближений выбираем минимальное значение $(R_{cp})_{\min}$.

По уточненным значениям массива $(\rho^{\text{интерп}})$ для невозмущенной орбиты вычисляем первое приближение координат МКА в соответствии с системой уравнений (1). Учитывая, что массив $\rho^{\text{интерп}}$ представляет собой гладкую функцию с равноотстоящими отсчетами, для вычисления скоростей МКА применим формулу численного дифференцирования для четырех равноотстоящих узлов [7]:

$$\bar{V}_i = (-11 \cdot \bar{r}_i + 18 \cdot \bar{r}_{i+1} - 9 \cdot \bar{r}_{i+2} + 2 \cdot \bar{r}_{i+3})/h;$$

$$\bar{V}_{i+1} = (-2 \cdot \bar{r}_i - 3 \cdot \bar{r}_{i+1} + 6 \cdot \bar{r}_{i+2} - \bar{r}_{i+3})/h;$$

$$\bar{V}_{i+2} = (\bar{r}_i - 6 \cdot \bar{r}_{i+1} + 3 \cdot \bar{r}_{i+2} + 2 \cdot \bar{r}_{i+3})/h;$$

$$\bar{V}_{i+3} = (-2 \cdot \bar{r}_i + 9 \cdot \bar{r}_{i+1} - 18 \cdot \bar{r}_{i+2} + 11 \cdot \bar{r}_{i+3})/h;$$

где $i = 0 \dots N-3$, h – шаг расчета координат МКА.

Таким образом, в конце второго этапа реализации методики имеем массив решений навигационной задачи:

$$\bar{r}_i = (x_i, y_i, z_i)^T, \bar{V}_i = (V_{x_i}, V_{y_i}, V_{z_i})^T$$

для случая движения МКА по невозмущенной орбите в центральном поле тяготения.

3. На **третьем этапе** вычисляем параметры возмущенной орбиты. При этом параметры движения МКА, рассчитанные на втором этапе, применяем в качестве исходного вектора состояния МКА для решения навигационной задачи на третьем этапе.

3.1. В пределах каждого сегмента выделяем, как минимум, 4 вектора состояния МКА \bar{r}_i и \bar{V}_i . Выбираем вектора состояния, равномерно распределенные в пределах рассматриваемого сектора и соответствующие отсчетам: $0; 0,25 \cdot N; 0,75 \cdot N$ и N . Для прогноза орбитальных параметров МКА применяем возмущенную модель движения МКА, описанную в работе [5].

Таким образом, на этом этапе получаем $(4 \cdot M)$ решений навигационной задачи в виде:

$$\bar{r}'_i = (x'_i, y'_i, z'_i)^T; \bar{V}'_i = (V'_{x_i}, V'_{y_i}, V'_{z_i})^T,$$

где M – количество сегментов.

3.2. Для каждого из полученных решений вычисляем модуль радиуса-вектора МКА–Луна:

$$\rho'_i = \sqrt{(X_i - x'_i)^2 + (Y_i - y'_i)^2 + (Z_i - z'_i)^2} \quad (20)$$

и вычисляем среднеквадратическую разность по формуле (18), заменив $(\rho_i^{\text{интерп}})$ на (ρ'_i) .

В качестве решения навигационной задачи для располагаемого массива измерений выбираем то, которое дает минимальное значение $(R_{\text{ср}})_{\text{min}}$.

РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для моделирования выбран расчетный случай для функционирования МКА на геостационарной орбите (ГСО). Выбор расчетного случая обосновывается тем, что именно на ГСО решение задачи навигации МКА в автономном режиме наиболее актуально. Актуальность обусловлена разрывами навигационного поля глобальных навигационных систем на этой орбите [6].

Входными данными для модели являлся массив координат вектора $\bar{L} = \frac{\bar{R} - \bar{r}}{\rho} \cdot \bar{K}_{\text{ш}}$, где \bar{R} – вектор истинных координат Луны, \bar{r} – вектор истинных координат МКА, ρ – модуль радиуса-вектора МКА–Луна, а $\bar{K}_{\text{ш}}$ – вектор, определяющий модель распределения случайной составляющей дробового шума работы оптического датчика при измерениях орта вектора направления на Луну. В настоящей работе применяется модель шума с нормальным Гауссовым распределением, математическим ожиданием случайной величины $M_L = 0$, дисперсией $\sigma^2 = 1$. Массив расчетных значений \bar{L} содержал 10000 элементов с шагом 1 с, таким образом интервал накопления навигационной информации составил 2 ч 46 мин.

Для реализации методики на этапе 1 принимаем следующий алгоритм выбора троек отсчетов: $t_1 = t_i; t_0 = t_i + 10$ сек; $t_2 = t_0 + 10$ сек. Здесь $i = 0 \dots N$, где N – доступное количество первичного навигационного параметра, полученные в период накопления.

В табл. 1 приведены результаты метаматематического моделирования решения навигационной задачи на каждом из предложенных этапов реализации методики. На рис. 3 и рис. 4 приведены графики зависимостей погрешностей определения координат и составляющих вектора скорости МКА соответственно от времени. Погрешность вычисления параметров представляет собой разность между истинным и вычисленным значениями соответствующего параметра.

Таблица 1

**Результаты математического моделирования
решения задачи навигации МКА на ГСО**

Наименование параметра	Значение погрешности
Этап 1. Среднее значение погрешности вычисления модуля радиуса-вектора МКА (в пределах интервала накопления навигационной информации, который составляет 2 ч 46 мин)	67,3 км
Этап 2. Среднее значение погрешности восстановления параметров орбиты после уточнения с применением полиномиальной функции третьей степени (в пределах интервала накопления навигационной информации, который составляет 2 ч 46 мин): <ul style="list-style-type: none"> – по координатам – по скоростям 	4,96 км 4,2 м/с
Этап 3. Средняя погрешность восстановления параметров возмущенной орбиты (в пределах 24-часового участка прогнозирования): <ul style="list-style-type: none"> – по координатам (среднеквадратическая/максимальная) – по скоростям (среднеквадратическая/максимальная) 	28,1/52,1 км 1,8 /2,8 м/с

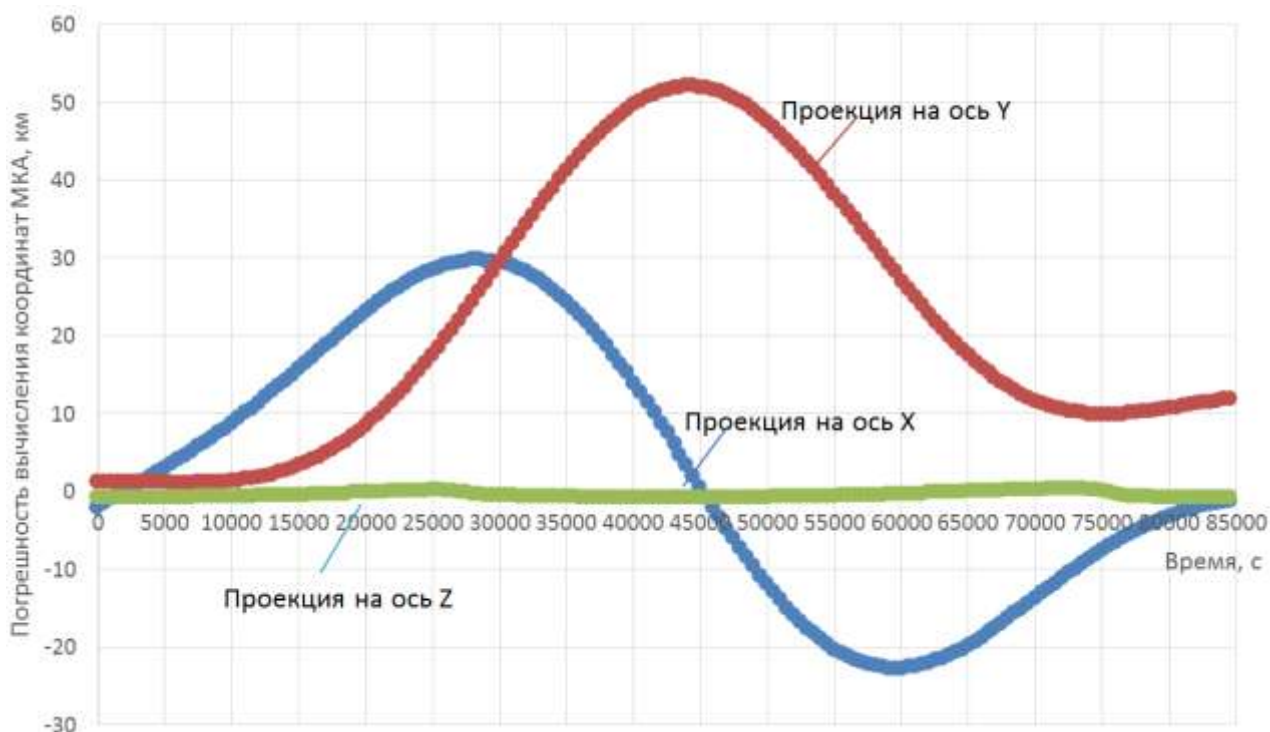


Рис. 3. Графики зависимостей погрешности вычисления координат МКА от времени на суточном интервале прогнозирования

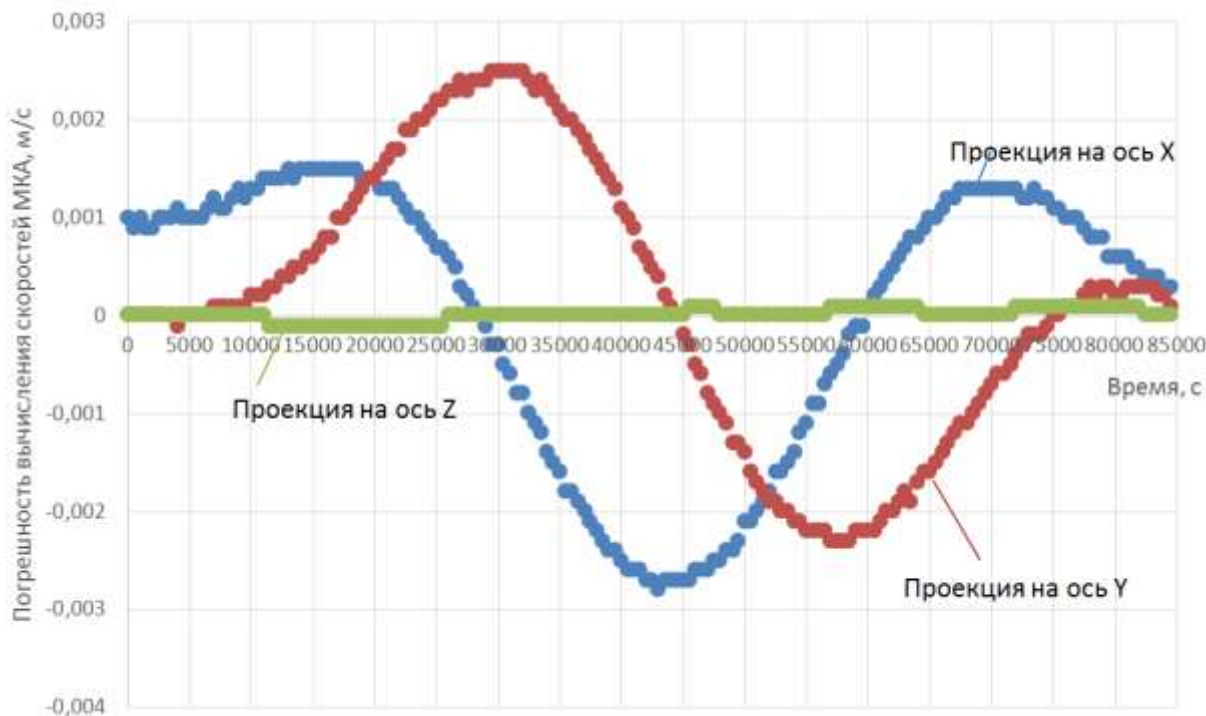


Рис. 4. Графики зависимостей погрешности вычисления составляющих вектора скорости МКА от времени на суточном интервале прогнозирования

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика определения орбитальных параметров малых космических аппаратов по серии измерений направлений на Луну, которая обеспечивает решение задачи навигации в автономном режиме, без использования информации от искусственных источников, например навигационных спутников.

В работе представлены достижимые погрешности решения навигационной задачи с применением предложенной методики. Для снижения полученных погрешностей в дальнейшем планируется исследовать:

- зависимость погрешности от времени накопления первичного навигационного параметра;
- зависимость погрешности от способа выбора троек отсчетов первичного навигационного параметра при вычислении модуля радиуса-вектора Луна-МКА на первом этапе реализации методики;
- зависимость относительного положения МКА и Луны при проведении измерений первичного навигационного параметра. От относительного положения МКА и Луны зависит скорость изменения первичного навигационного параметра.

Методика предназначена для создания комбинированных систем ориентации и навигации малых и микрокосмических аппаратов на базе программно-аппаратных средств малогабаритного оптико-электронного прибора с низким энергопотреблением.

Список используемых источников

1. Tew technologies. Future Cubesat swarms pose significant communications challenges /Ozan Kara [et al.] // Aerospace Sphere Journal. – 2018. – № 2(95). – P. 58–65.

2. Автономная навигация космических аппаратов / Г. П. Аншаков [и др.]. – Самара: ГНИ РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», 2011. – 486 с.
3. *Степанов О. А.* Методы обработки навигационной измерительной информации. – СПб.: ИТМО, 2017. – 196 с.
4. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / под ред. Г. Н. Душобина. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1971. – 584 с.
5. *Mahooti M.* High Precision Orbit Propagator (C++ code). – URL: https://www.researchgate.net/publication/340793133_High_Precision_Orbit_Propagator_C_code.html (дата обращения: 30.08.2020). – DOI: 10.13140/RG.2.2.25936.66568/6.
6. Создание навигационной аппаратуры пользователя для малоразмерного космического аппарата: инженерная записка. – Красноярск: АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва, 2019. – 194 с.
7. *Зенков А. В.* Численные методы: учеб. пособие. – Екатеринбург: Изд-во Уральского ун-та, 2016. – 124 с.

А. А. Абдурахимов,
доктор технических наук, профессор;
А. М. Денисов,
кандидат технических наук, доцент;
В. Ф. Пинегин;
Д. В. Скворцов,
кандидат технических наук

КОНЦЕПЦИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ НА ОСНОВЕ ОТКРЫТОЙ АРХИТЕКТУРЫ В ПРОЦЕССАХ СОЗДАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье представлена совокупность новых подходов к реализации процессов создания и эксплуатации перспективных космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ, имеющих единую стандартизованную открытую архитектуру.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовой комплекс управления, унифицированная космическая платформа, открытая архитектура, космический мусор, техногенное загрязнение.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из наиболее значимых направлений развития технологий создания космических аппаратов (КА) является широкое использование в их основе унифицированных космических платформ (УКП), что позволяет значительно сократить сроки и стоимость разработки КА. Следует заметить, что это возможно лишь при достижении высокой повторяемости платформы, т. е. фактического ее использования в качестве основы многих типов КА.

Использование при создании УКП принципов стандартизованной открытой архитектуры, широко применяемых в различных технических системах (вычислительная техника, автомобили, промышленное оборудование и т.д.), позволяет сформировать новые концептуальные подходы к реализации процессов как создания, так и эксплуатации перспективных КА, представленные в настоящей статье.

КОНЦЕПЦИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СТАНДАРТИЗОВАННОЙ ОТКРЫТОЙ АРХИТЕКТУРЫ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ ПРИ СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Согласно ГОСТ Р53802-2010 [1], под космической платформой подразумевается обеспечивающий модуль автоматического КА, а под унифицированной космической платформой – космическая платформа с типовой конструктивно-компоновочной схемой. Очевидно, что само по себе существующее определение УКП дает достаточно широкий набор возможных его трактовок, что косвенно имеет отражение и в современной отечественной практике их создания. На текущий момент времени практически все предприятия – головные исполнители ОКР по созданию космических систем – заявляют о наличии у них собственной УКП, которая еще либо не используется, либо используется в составе КА одного-двух типов.

Анализ зарубежного опыта, а также результатов выполненных в нашей стране научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ показывает, что фактически безальтер-

нативным путем создания УКП являются:

– разработка не готовых платформ, а *комплекса стандартов, регламентирующих единую архитектуру КА* и создание с учетом их требований типорядов элементов бортовой аппаратуры, использующих унифицированные интерфейсы сопряжения всех типов (информационные, механические, электрические и тепловые);

– разработка единой среды программирования для всех космических систем, обеспечивающей возможности полного перепрограммирования бортовых вычислительных средств непосредственно в ходе летной эксплуатации.

Разработка подобных стандартов, кроме того, позволит избежать монополизма отдельных предприятий на производство перспективных космических платформ и будет способствовать созданию конкурентного рынка в космической отрасли. Общая концепция внедрения вышеизложенного замысла представлена на рис. 1.



Рис. 1. Концепция внедрения стандартизованной открытой архитектуры унифицированных космических платформ при создании перспективных космических аппаратов

Особое внимание при этом следует обратить на внедрение в практику создания отечественных КА принципов «открытых систем» или «систем с открытой архитектурой», которые на настоящее время довольно широко распространены в современной практике разработки информационно-вычислительных систем. Расширяя определение, приведенное в работе [3], на сложные технические системы в целом, можно сформулировать, что под системой с открытой архитектурой понимается система, состоящая из произвольного числа взаимодействующих с помощью унифицированных интерфейсов элементов, добавление или удаление которых при сохранении минимального состава системы позволяет ей выполнять требуемый набор целевых задач и не требует переработки системы.

В качестве примера такого стандарта можно привести SPA (*Space plug-and-play Avionics*), используемый в зарубежном авиа- и космическом приборостроении. Он представляет собой сетевую модель обмена данными, которая поддерживает построение комбинаций произвольной сложности из компонентов – физических устройств или программных приложений, между которыми не делается различий, если они поддерживают интерфейс обмена данными из перечня, предусмотренного стандартами SPA (I^2C , USB, SpaceWire, оптический и др.) [3].

Наиболее полно возможности открытой архитектуры могут быть реализованы при модернизации бортового комплекса управления. Использование такой структуры позволит максимально объединить разнородные, на данный момент, информационные системы:

- бортовую аппаратуру командно-измерительной системы;
- бортовую аппаратуру координатно-временного обеспечения;
- бортовую телеметрическую систему;
- аппаратуру управления бортовыми обеспечивающими системами.

Таким образом, разнородные блоки бортовой аппаратуры управления (как платформы, так и бортового специального комплекса) будут максимально собраны в единую информационную среду, адаптируемую под конкретные назначение и характеристики КА. Это позволит в определенной мере объединять резервы бортовой аппаратуры на борту (в первую очередь, аппаратуры управления) и перейти от физической структуры КА «бортовой комплекс – бортовая система – блок бортовой аппаратуры» к функциональной «бортовая цифровая измерительно-управляющая система (распределенная сеть) – датчики ($D_1...D_m$) – исполнительные устройства ($IY_1...IY_n$)», что в свою очередь позволит в полной мере реализовать идеи автономного восстановления работоспособности КА, а также орбитального обслуживания и ремонта, в первую очередь за счет загрузки на борт новых программных приложений (рис. 2).



Рис. 2. Обобщенная архитектура бортовой аппаратуры

В качестве центрального элемента выступает коммуникационная среда, технически реализованная в виде информационной шины и контроллеров (коммутаторов), к которым на равных правах подключаются узлы распределенной вычислительной среды КА: вычислительные модули центральные и периферийные, модули обработки сигналов, модули накопителей запоминающих устройств, датчики, исполнительные устройства и другая бортовая аппаратура.

Внедрение новой концепции позволит кардинально пересмотреть содержательную часть процесса создания перспективных КА.

Применение технологий УКП с открытой архитектурой дает возможность сокращения сроков и стоимости разработки КА, бесперебойного сочетания приборов от разных поставщиков, повторного использования программного обеспечения для управления этими приборами, а также снижения вероятности человеческих ошибок. Полное использование положений концепции сделает возможной автоматизированную разработку КА аналогично разработке сложных электронных чипов.

Кроме того, открытая архитектура УКП позволяет обеспечить принципиально новые возможности по обеспечению работоспособности КА в условиях воздействия негативных факторов ОКП, более подробно рассмотренные в следующем разделе.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПЕРСПЕКТИВНЫХ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ В ИНТЕРЕСАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ ФАКТОРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

В настоящее время и в обозримой перспективе к наиболее существенным факторам, негативно влияющим на процесс функционирования КА, необходимо отнести космическую радиацию и нарастающее загрязнение околоземного космического пространства (ОКП) частицами космического мусора [4–6].

Под термином «космическая радиация» (КР), как правило, понимается совокупность потоков заряженных частиц радиационных поясов Земли (внешний – электроны, внутренний – протоны высоких энергий), Солнца и объектов дальнего космоса, а также ультрафиолетовое, рентгеновское и гамма-излучение [4].

Степень отрицательного влияния КР на работоспособность элементов и систем КА в последние десятилетия существенно возросла за счет миниатюризации полупроводниковых приборов, которые в общем случае обладают меньшей стойкостью к воздействию потоков заряженных частиц. С учетом традиционных последствий воздействия КР (деградация свойств оптических и конструкционных материалов, электризация и пр.), возникновение данного обстоятельства требует не только повышения стойкости электронной компонентной базы к КР, но и переработки подходов к созданию КА с учетом комплексного использования различных видов резервирования, различных типов защит и других средств обеспечения заданного уровня работоспособности КА.

С точки зрения воздействия космического мусора (КМ) наибольшую опасность для КА представляют некаталогизированные частицы, параметры орбитального движения которых невозможно определить существующими системами контроля космического пространства, при этом объемная концентрация данных частиц на несколько порядков превышает концентрацию каталогизированных объектов [5, 6]. Воздействие пылевых частиц вызывает деградацию поверхностей элементов КА, а частицы размером более 1-2 мм уже могут пробивать корпус КА и представляют опасность и для всех остальных элементов бортовой аппаратуры, в первую очередь, из-за их плотной компоновки в отсеках.

Сущностью предлагаемого подхода является обеспечение требуемых высоких уровней качества выполнения целевых задач КА в условиях воздействия вредных факторов ОКП за счет использования комплекса технических решений, которые планируется использовать в основе перспективных УКП. К ним относятся:

- конструктивно-компоновочные схемы с низкой «геометрической уязвимостью» критических элементов КА, обеспечивающих минимальную степень одновременного повреждения взаиморезервируемых элементов и систем КА;
- защитные экраны, преимущественно интегрированных или совмещенных с элементами конструкции КА, внедрение локальной защиты критических элементов;

– бортовые системы диагностики КА с функциями автономной самодиагностики и парирования нештатных ситуаций (устранения неисправностей);

– построение бортовых систем и комплексов КА на принципах *открытых систем (открытой архитектуры)*, позволяющих реализовывать:

а) обобщение резерва бортовых систем и перераспределение функций поврежденных элементов (в первую очередь, блоков аппаратуры управления) средствами бортового комплекса управления непосредственно в процессе орбитального полета;

б) орбитальное обслуживание и ремонт КА в случае выхода их из строя путем подключения к внешним унифицированным стыковочным устройствам малогабаритных модулей бортовой аппаратуры, доставляемых с помощью микро- и нано-КА.

Значения условных показателей, обобщенно характеризующих возможности перспективных УКП с открытой архитектурой по обеспечению работоспособности в условиях воздействия вредных факторов (на примере частиц КМ), представлены в табл. 1.

Таблица 1

Условные показатели результативности средств защиты

Тип бортовой аппаратуры	Критичность к воздействию	Условный показатель результативности средства			
		Защитные экраны	Физическое резервирование	Функциональное резервирование	Орбитальный ремонт
Бортовой специальный комплекс (обобщенный состав)					
Оптическая система	средняя	1	0	0	0
Фотопреобразующее устройство	высокая	1	1	0	1
Антенны	средняя	0	1	0	1
Фидеры	средняя	1	1	0	1
Первичная преобразующая аппаратура	высокая	1	1	0	1
Аппаратура обработки данных	высокая	1	2	2	2
Аппаратура управления	высокая	1	2	2	2
Запоминающее устройство	высокая	1	2	0	2
Унифицированная космическая платформа					
Бортовая цифровая вычислительная машина	высокая	1	1	1	2
Запоминающие устройства	высокая	1	2	0	2
Бортовая аппаратура управления бортовыми системами (БС)	высокая	1	1	1	2
Информационная кабельная сеть	высокая	1	2	0	1
Оптические датчики системы управления движением	высокая	0	1	1	1
Блок измерения угловых скоростей	высокая				
Блоки бортовой аппаратуры БС	высокая	1	1	0	1
Антенны БС	средняя	0	1	0	1
Солнечные батареи (СБ)	средняя	0	1	0	1
Приводы антенн и СБ	средняя	1	0	0	0
Аккумуляторные батареи	высокая	1	1	0	2
Бортовая кабельная сеть	средняя	1	1	0	1
Радиационные теплообменники	средняя	0	1	0	0
Гиродины и двигатели-маховики	средняя	1	1	1	0
Двигательные установки	высокая	1	1	1	0

Под блоками бортовой аппаратуры БС подразумеваются блоки в составе бортовых систем, выполняющих узкоспециализированные функции аппаратной обработки и преобразования сигналов, преобразования энергии и пр. Например, блоки аппаратуры регулирования и контроля в составе системы электроснабжения, генераторы сигналов и преобразователи в составе бортовой аппаратуры командно-измерительной системы.

В табл. 1 значениям условных показателей результативности соответствуют следующие вербальные оценки: 0 – функция обеспечения работоспособности не выполняется, 1 – выполняется частично, 2 – выполняется в полной мере.

На рис. 3 представлены результаты математического моделирования, выполненные с помощью комплекса существующих моделей и методик [7–9], показывающие возможности перспективных УКП по обеспечению работоспособности перспективных КА ($\lambda = \lambda_0$ – базовое значение интенсивности отказов типового блока бортовой аппаратуры, $\lambda = k_d \lambda_0$ – значения интенсивности отказов, соответствующие функционированию КА в условиях воздействия деструктивных факторов ОКП, $k_d = 10 \dots 50$ – кратность увеличения параметра λ_0).

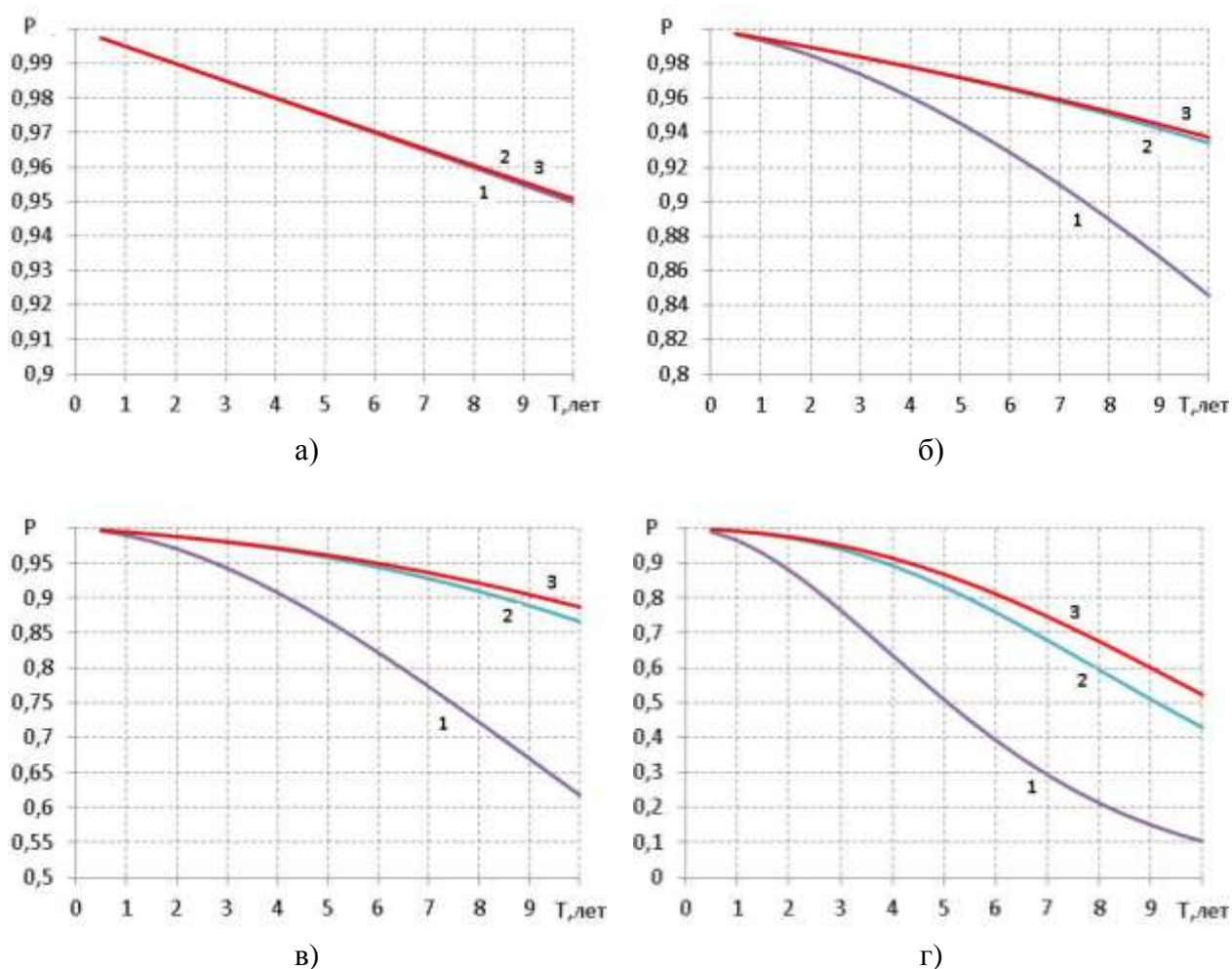


Рис. 3. Зависимости вероятности безотказной работы космического аппарата от срока активного существования:

а – $\lambda = \lambda_0$; б – $k_d = 10$; в – $k_d = 20$; г – $k_d = 50$;

1 – существующая структура бортовых систем; 2 – использование средств автономной бортовой диагностики блоков управления бортовыми системами; 3 – использование полного реконфигурирования в процессе орбитальной эксплуатации

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Внедрение в практику предложенных подходов к совершенствованию существующих и созданию перспективных КА позволит:

– существенно сократить сроки создания перспективных КА, внедрить в практику принципиально новую методологию проектирования КА на основе использования преимущественно виртуальных моделей и методов, реализовать в перспективе полную автоматизацию процесса разработки КА в единой среде объектно-ориентированной разработки и моделирования;

– повысить уровни тактико-технических характеристик КА за счет большей внутриотраслевой прозрачности процессов их создания и активизации конкуренции при разработке и производстве элементной базы;

– обеспечить работоспособность КА в условиях нарастающего загрязнения околоземного космического пространства, в том числе путем орбитального обслуживания и ремонта КА, вышедших из строя из-за воздействия космического мусора.

Список используемых источников

1. ГОСТ Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. – М.: Стандартинформ, 2019. – 72 с.

2. Бойченко А. В., Кондратьев В. К., Филинов Е. Н. Основы открытых информационных систем. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд. центр АНО «ЕОАИ», 2004. – 128 с.

3. QuadSat/PnP: A Space-Plug-and-play Architecture (SPA) Compliant Nanosatellite / Fredrik C. Bruhn [et al.]. – AIAA, 2011. – 12 p. – URL: <http://www.cosmicpubs.org/pubs/AIAA-2011-1575-801.pdf> (дата обращения: 28.02.2021).

4. Белоус А. И., Солодуха В. А., Шведов С. В. Космическая электроника: в 2 кн. – М.: Техносфера, 2015. – Кн.1. – 696 с.

5. О популяции мелкого космического мусора, ее влиянии на безопасность космической деятельности и экологию Земли / В. В. Адушкин [и др.] // Космический мусор: фундаментальные и практические угрозы: сб. тр. Всероссийской научной конференции с международным участием. Москва, 17–19 апреля 2019 г. – М.: ИКИ РАН, 2019. – С. 20–30.

6. Космический мусор: в 2 кн. / под науч. ред. Г. Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – Кн. 1: Методы наблюдения и модели космического мусора. – 248 с.

7. Червоный А. А., Лукьяшенко В. И., Котин Л. В. Надежность сложных систем. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1976. – 288 с.

8. Обобщенная математическая модель процесса функционирования бортового обеспечивающего комплекса космического аппарата в условиях техногенного загрязнения околоземного космического пространства / А. А. Абдурахимов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 182–194.

9. Анализ технического состояния космических средств: учебник / В. А. Чикуров [и др.]. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2019. – 399 с.

А. А. Абдурахимов,
доктор технических наук, профессор;
В. М. Лизан;
Г. Б. Роцин

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К КОСМИЧЕСКИМ СИСТЕМАМ НА БАЗЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье приведено теоретико-множественное представление методики обоснования требований к перспективным космическим системам на базе малых космических аппаратов. Сформулирована постановка оптимизационной задачи формирования технического облика космической системы и ее основных элементов. Представлены примеры результатов решения частных задач обоснования параметров построения многоспутниковых орбитальных группировок космических систем на базе малых космических аппаратов.

Ключевые слова: малый космический аппарат, космическая система, орбитальная группировка, наземный комплекс управления, система средств выведения.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время значительное внимание во всем мире уделяется развитию технологий создания и применения космических систем (КС) на базе малых космических аппаратов (МКА) для решения широкого круга задач. Главной особенностью МКА являются их ограниченные функциональные возможности, обусловленные жесткими массогабаритными и энергетическими ограничениями, что, в свою очередь, требует развития новых способов решения задач КС, основанных на взаимосвязанном функционировании кластеров МКА [8].

Распределение задач КС между большим числом МКА предоставляет разработчикам дополнительные степени свободы в выборе проектных параметров КС и ее элементов. Это относится не только к орбитальной составляющей КС. Существенные отличия МКА от традиционных космических аппаратов (способы их применения, необходимость внедрения новых методов и, соответственно, средств управления многоспутниковой группировкой МКА, возможность использования более широкого парка средств выведения) требуют внедрять новые решения при создании наземного комплекса управления (НКУ) и транспортной инфраструктуры для развертывания, наращивания и восполнения орбитальной группировки (ОГ) КС [3].

В указанных условиях особую актуальность приобретает вопрос совершенствования существующего научно-методического аппарата обоснования требований к КС на базе МКА, являющегося первым шагом в процессе создания нового вооружения. Для корректного формирования требований, обеспечивающих создание КС на высоком научно-техническом уровне с приемлемыми затратами и в установленные сроки, значительная часть требований к перспективной КС должна обосновываться в соответствии с результатами проработки возможных вариантов технического облика системы [1, 6–8]. При этом для обоснования облика КС на базе МКА необходима новая методика, позволяющая с использованием существующих наработок обеспечить комплексный учет взаимовлияния проектных параметров различных элементов КС.

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Под обликом КС понимается ее состав и структура, а также совокупность основных организационных и технических решений, принятых при создании системы, и соответствующие им значения основных проектных параметров КС и составляющих ее элементов.

Исходными данными для обоснования облика КС являются задачи, стоящие перед потребителями $q_{БД} \in Q_{БД}$. Именно из этих задач через формы и способы достижения отдельных целей формулируются требования к КС, используемой потребителями для решения своих задач.

С целью формирования требований к КС $q_{КС}^T$ разрабатывается методика, реализующая отображение множества задач, решаемых потребителями $Q_{БД}$, на множество возможных значений характеристик КС $Q_{КС}$, определяющих ее функциональные возможности:

$$Q_{БД} \rightarrow Q_{КС}. \quad (1)$$

Элементы множества $Q_{КС}$ включают в свой состав три группы характеристик КС:

$$\begin{aligned} q_{КС} &= \langle \vartheta_{КС}, \tau_{КС}, \nu_{КС} \rangle, \\ q_{КС} &\in Q_{КС}, \\ Q_{КС} &= \Theta_{КС} \times T_{КС} \times Y_{КС}. \end{aligned} \quad (2)$$

В формулах введены следующие обозначения:

1) $\vartheta_{КС}$ – показатели качества результатов функционирования КС. При этом $\vartheta_{КС} \in \Theta_{КС}$ и состав показателей соответствует назначению КС. Например:

– для КС связи: рабочие частоты, плотность мощности сигнала у поверхности Земли при минимальном угле места КА, вероятность ошибки, показатели помехоустойчивости каналов связи, кодировка, шифрование и пр.;

– для КС оптико-электронного наблюдения: рабочие диапазоны длин волн, количество спектральных поддиапазонов, режимы съемки, размер кадра и ширина полосы захвата, линейное, спектральное и радиометрическое разрешение, точность геопривязки кадра, возможность комплексирования полученных данных с информацией из других источников и пр.;

2) $\tau_{КС}$ – временные показатели ($\tau_{КС} \in T_{КС}$), при которых должны обеспечиваться значения показателей качества, в том числе:

– $\tau_{П}$ – периодичность получения информации КС (периодичность наблюдения или обслуживания объекта (потребителя) на Земле, вплоть до непрерывного);

– $\tau_{О}$ – оперативность предоставления результатов по запросу потребителя (космического зондирования, доставки информации или передачи данных, время задержки сигнала);

– $\tau_{В}$ – сроки развертывания, наращивания и восполнения ОГ КС;

– $\tau_{С}$ – продолжительность выполнения требований к показателям качества $\Theta_{КС}$ (гарантийные $\tau_{ГСАСi}$ и расчетные $\tau_{РСАСi}$ сроки эксплуатации орбитальных и наземных элементов КС, максимальная продолжительность её автономного функционирования $\tau_{афи}$) и др.;

3) $\nu_{КС}$ – характеристики задач ($\nu_{КС} \in Y_{КС}$), решаемых КС:

– $\nu_{Р}$ – регионы обслуживания;

– $\nu_{П}$ – объем решаемых задач: общая пропускная способность и количество каналов для КС связи, количество наблюдаемых объектов или предельная снимаемая площадь в требуемых диапазонах за заданный интервал времени для систем наблюдения и т.д.

Структуру (2) имеют и требования к КС, формируемые с использованием методики (1):

$$q_{КС}^T = \langle \vartheta_{КС}^T, \tau_{КС}^T, u_{КС}^T \rangle, \quad q_{КС}^T \in Q_{КС}.$$

На основе требований к КС формируются варианты структуры КС и соответствующие этим вариантам требования к элементам космической системы:

$$Q_{КС} \rightarrow S_{КС} \times Q_{КА} \times Q_Y \times Q_{СК} \times Q_B, \quad (3)$$

Здесь $S_{КС}$ – множество возможных вариантов структур КС, элементами которого являются совокупности структур

$$s_{КС} = \langle s_0, s_Y, s_{СК}, s_B \rangle, \quad s_{КС} \in S_{КС},$$

где s_0 – структура орбитального сегмента КС ($s_0 \in S_0$) и соответствующее множество возможных структур:

$$s_0 = \langle o, n_{OC} \rangle,$$

где o – орбитальное построение, $o \in O$;

n_{OC} – состав орбитальных средств, $n_{OC} \in N_{OC}$;

s_Y – структура НКУ КС ($s_Y \in S_Y$) и соответствующее множество возможных структур:

$$s_Y = \langle \gamma_Y, n_Y \rangle, \quad (4)$$

где γ_Y – топологическая характеристика НКУ КС, $\gamma_Y \in \Gamma_Y$;

n_Y – состав НКУ, $n_Y \in N_Y$;

$s_{СК}$ – структура СККС ($s_{СК} \in S_{СК}$) и соответствующее множество возможных структур. Состав $s_{СК}$ аналогичен s_Y (4);

s_B – структура системы средств выведения ($s_B \in S_B$) и соответствующее множество возможных структур. Состав s_B аналогичен s_Y (4);

$Q_{КА}$ – множество возможных значений характеристик элементов ОГ КС. Элементами этого множества являются характеристики КА:

$$q_{КА} = \langle \vartheta_{КА}, \tau_{КА}, u_{КА} \rangle, \quad q_{КА} \in Q_{КА}, \quad (5)$$

где $\vartheta_{КА}$ – показатели качества результатов функционирования отдельного КА в составе ОГ КС, $\vartheta_{КА} \in \Theta_{КА}$. Состав этих показателей по аналогии с показателями качества результатов функционирования КС $\vartheta_{КС}$, выбирается в соответствии с назначением КС, а их значения в основном определяются значениями соответствующих показателей $\vartheta_{КС}$. Исключением могут быть случаи, когда стоящие перед КС задачи в космосе решаются кластером КА, тогда

$$\Theta_{КС} \rightarrow S_0 \times \Theta_{КА};$$

$\tau_{КА}$ – показатели временных характеристик КА ($\tau_{КА} \in T_{КА}$): срок активного существования $\tau_{САС}$ и циклограмма функционирования КА $\tau_{Ц}$;

$u_{КА}$ – показатели производительности КА, $u_{КА} \in Y_{КА}$;

$Q_y, Q_{СК}, Q_B$ – множество возможных значений характеристик элементов НКУ, наземного специального комплекса КС (СККС) и системы средств выведения соответственно. Элементы этих множеств должны иметь структуру, схожую со структурой характеристик орбитальных средств (5), и включать в свой состав помимо специальных параметров временные характеристики и показатели производительности.

Методика обоснования состава и структуры КС (3) включает в себя три независимых части, к которым относятся:

1) методика обоснования состава и структуры орбитального сегмента КС при условии, что наземный сегмент (НКУ, СККС и система выведения) справится с возложенными на него задачами:

$$Q_{КС} \rightarrow S_0 \times Q_{КА}; \quad (6)$$

2) методика обоснования состава и структуры НКУ и СККС для рациональных вариантов построения орбитального сегмента:

$$Q_{КС} \times \{(s_0, q_{КА})\}_{(P)} \rightarrow S_y \times Q_y, \quad (7)$$

$$Q_{КС} \times \{(s_0, q_{КА})\}_{(P)} \rightarrow S_{СК} \times Q_{СК}; \quad (8)$$

3) методика обоснования состава и структуры системы выведения, выполняемого после обоснования облика орбитальных средств:

$$Q_{КС} \times \{(s_0, x_{КА})\}_{(P)} \rightarrow S_B \times Q_B. \quad (9)$$

Здесь $x_{КА} \in X_{КА}$ – комплекс характеристик, определяющий облик КА в целом:

$$x_{КА} = \langle x_{ЦС}, x_{ПЛ} \rangle,$$

где $x_{ЦС}$ – комплекс характеристик, определяющий облик целевой системы КА, $x_{ЦС} \in X_{ЦС}$;

$x_{ПЛ}$ – комплекс характеристик, определяющий облик платформы, обеспечивающей функционирование ЦС в космическом пространстве, $x_{ПЛ} \in X_{ПЛ}$.

Обоснование облика КА выполняется в два этапа:

1) на первом определяется облик ЦС и формулируются требования к платформе $q_{ПЛ}^T \in Q_{ПЛ}$:

$$O \times \Theta_{КА} \rightarrow X_{ЦС}, \quad (10)$$

$$X_{ЦС} \times Y_{КА} \rightarrow Q_{ПЛ}, \quad (11)$$

$$q_{ПЛ} = \langle m_{ЦС}, l_{ЦС}, p_{ЦС}, t_{ЦС}, \varphi_{ЦС} \rangle, \quad q_{ПЛ} \in Q_{ПЛ},$$

2) на втором определяется облик космической платформы:

$$O \times Q_{ПЛ} \times T_{КА} \rightarrow X_{ПЛ}, \quad (12)$$

где $m_{ЦС}$ – массовые характеристики ЦС;

$l_{ЦС}$ – габаритные характеристики ЦС;

$p_{ЦС}$ – характеристики энергопотребления ЦС;

$t_{ЦС}$ – характеристики тепловых режимов ЦС;

$\varphi_{ЦС}$ – характеристики углового движения ЦС во всех режимах функционирования.

Требования к элементам КС, сформированные на основе отношений (7, 8, 9) для различных вариантов структуры КС с учетом существующих ограничений, позволяют выполнить обоснование технического облика элементов КС:

$$S_y \times Q_y \rightarrow X_y, \quad (13)$$

$$S_{СК} \times Q_{СК} \rightarrow X_{СК}, \quad (14)$$

$$S_B \times Q_B \rightarrow X_B, \quad (15)$$

где x_y – характеристики элементов НКУ КС и соответствующее множество возможных значений этих характеристик, $x_y \in X_y$;

$x_{СК}$ – характеристики элементов СККС и соответствующее множество возможных значений этих характеристик, $x_{СК} \in X_{СК}$;

x_B – характеристики элементов системы выведения и соответствующее множество возможных значений этих характеристик, $x_B \in X_B$.

Технический облик основных элементов КС используется для оценки затрат ресурсов на создание и применение космической системы:

$$S_{КС} \times X_{КА} \times X_y \times X_{СК} \times X_B \rightarrow R_{КС}, \quad (16)$$

$$r_{КС} = \langle r_{КС}^C, r_{КС}^T \rangle, \quad r_{КС} \in R_{КС},$$

$$r_{КС}^C = \sum_{i=1}^m r_i^C,$$

$$r_{КС}^T = \max_{j=1..k} (r_j^T)$$

где r_i^C – стоимость создания, модернизации и применения i -го элемента КС;

m – количество элементов КС в соответствии с $S_{КС}$, учитываемых при расчете стоимости создания и применения КС;

r_j^T – затраты времени на разработку и создание j -го элемента КС;

k – количество процессов, определяющих длительность создания КС.

В число процессов, определяющих длительность создания КС, входят:

- разработка и изготовление необходимого количества КА;
- создание или модернизация системы выведения и изготовление необходимого для развертывания ОГ КС числа средств выведения;
- создание или модернизация НКУ КС;
- создание или модернизация СККС.

Использование комплекса методик (3)–(16) позволяет сформулировать и решить оптимизационную задачу по выбору предпочтительного варианта построения КС $x_{КС}^*$, соответствующего предъявляемым к ней требованиям:

$$Q_{КС} \rightarrow X_{КС}, \quad (17)$$

$$x_{КС} = \langle s_{КС}, x_{КА}, x_y, x_{СК}, x_B \rangle, x_{КС} \in X_{КС}.$$

В свою очередь, анализ построенного с использованием методик (1) и (17) отношения

$$Q_{БД} \rightarrow R_{КС},$$

позволяющего оценить затраты на решение задач, стоящих перед потребителями за счет использования КС на базе МКА, позволяет выполнить обоснование требований к перспективной КС на базе МКА.

Схема методики обоснования облика КС на базе МКА представлена схемой на рис. 1.

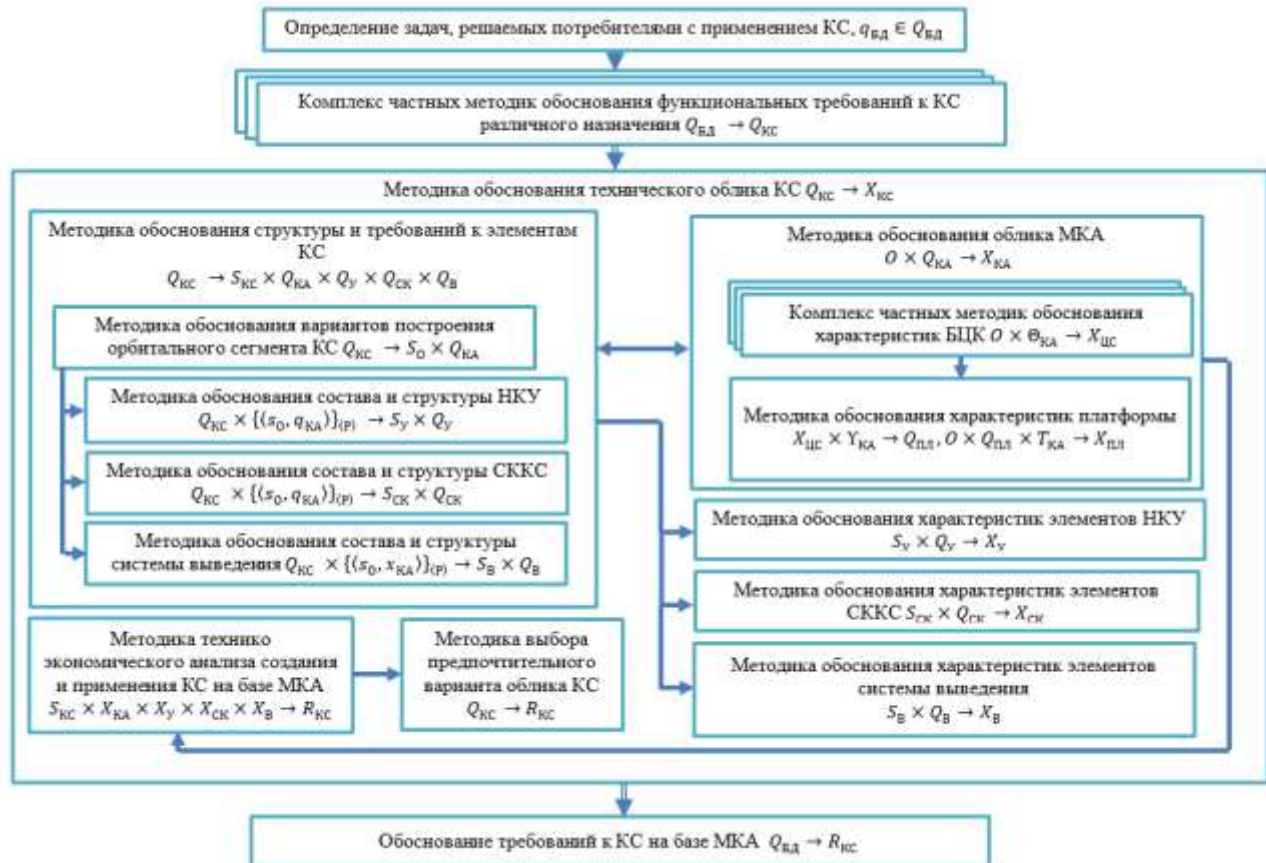


Рис. 1. Структура методики обоснования облика КС на базе МКА

ПРИМЕР РЕШЕНИЯ ОДНОЙ ИЗ ЧАСТНЫХ ЗАДАЧ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ НА БАЗЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

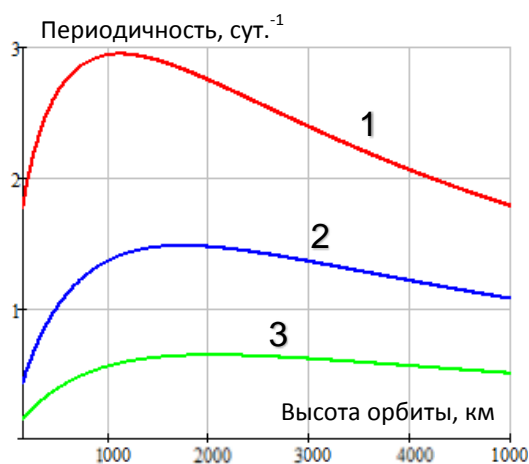
Одним из параметров, связывающих между собой облик МКА и характеристики землеобзора КС в целом, является высота орбиты, на которой размещаются МКА ОГ [2, 7, 8]. В простых случаях можно утверждать, что с ростом высоты орбиты, с одной стороны, растут требования к отдельным МКА, которым приходится решать задачи на большем расстоянии, а, следовательно, растут массы и габариты МКА, с другой – необходимую периодичность обслуживания заданных регионов можно обеспечить меньшим количеством МКА [3]. Кроме того, с изменением высоты орбиты меняются условия функционирования МКА. Со снижением высоты орбиты растет аэродинамическое сопротивление движению аппарата, что требует оснащения МКА двигательной установкой с необходимым запасом топлива, пропорциональным сроку активного существования аппарата [4]. При увеличении высоты орбиты растет уровень воздействия ионизирующего излучения на бортовую аппаратуру МКА, что требует применения различного рода защиты и резервирования для обеспечения функционирования МКА [5]. При этом при выборе высоты орбиты необходимо учитывать еще и затраты на выведение МКА ОГ [7].

Одним из вариантов решения задачи выбора высоты орбиты МКА, реализующим связь между обоснованием структуры и требований к элементам КС и обоснованием облика МКА (6), может выступать выбор высоты орбиты по критерию минимума полной механической энергии всех орбитальных средств КС:

$$o^* = \arg \min_{o \in O} (E(o) | q_{КС}(o) \in Q_{КС}^T),$$

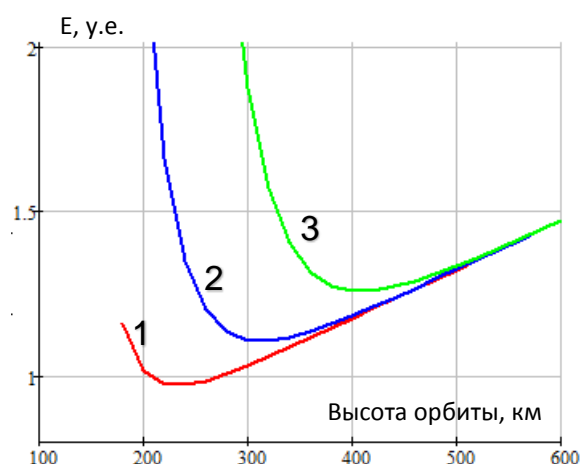
где $E(o)$ – функционал, определяющий полную механическую энергию ОГ, обеспечивающей на выбранной высоте соответствие всем предъявляемым к КС требованиям.

Анализ результатов решения такой задачи при принятии ряда допущений, чтобы продемонстрировать качественную картину, показывает, что в зависимости от характеристик решаемых КС задач оптимальная высота орбиты может существенно различаться. В частности, для систем массового обслуживания, обеспечивающих высокую производительность в отдельных регионах Земли, оптимальная высота орбит может лежать в пределах от 1 200 км до 4 000 км в зависимости от назначения МКА (рис. 2,а). А для систем, где главным является обеспечение обслуживания с минимальным разрывом и небольшим объемом задач, рационально выбирать орбиту настолько низкую, насколько это позволяет аэродинамическое сопротивление. Высота при этом зависит от расчетного срока активного существования составляющих ОГ аппаратов (рис. 2,б).



- 1 – предельный угол места КА 0°
 2 – предельный угол места КА 30°
 3 – предельный угол места КА 60°

а)



- 1 – срок активного функционирования КА 1 месяц
 2 – срок активного функционирования КА 1 год
 3 – срок активного функционирования КА 10 лет

б)

Рис. 2. Выбор оптимальной высоты орбиты МКА:

а – КС массового обслуживания; б – КС с высокой периодичностью обслуживания

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная в работе структура методики обоснования требований к КС на базе МКА позволяет ставить и решать оптимизационные задачи обоснования проектных параметров, определяющих облик КС, с использованием существующего методического аппарата раннего проектирования элементов КС. Что, в свою очередь, обеспечивает обоснование требований к КС на базе МКА с учетом присущего таким системам сложного характера взаимовлияния параметров различных элементов КС, не прибегая к итерационному проектированию с большим числом степеней свободы.

Анализ предложенной структуры показывает, что для многоспутниковых низкоорбитальных группировок КС на базе МКА, в которых низкие функциональные характеристики отдельных МКА компенсируются другими элементами КС, одним из ключевых параметров, определяющих облик большинства элементов системы, является высота орбит МКА.

В работе предложен подход к обоснованию высоты орбит, сформулирована оптимизационная задача и продемонстрированы варианты ее решения для космических систем различного назначения.

Список используемых источников

1. *Буренок В. М., Ивлев А. А., Корчак В. Ю.* Развитие военных технологий XXI века: проблемы, планирование, реализация. – Тверь: изд-во «Купол», 2009. – 624 с.
2. *Сихарулидзе Ю. Г.* Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. – 352 с.
3. *Клюшников В. Ю.* Основные проблемы развертывания крупномасштабных низкоорбитальных космических систем передачи данных // *Космонавтика и ракетостроение.* – 2019. – № 2. – С. 134–145.
4. *Краснощечков С. Н., Скворцов Д. В., Вилисов Д. В.* Исследование возможности аэродинамического управления структурой группировок космических аппаратов нанокласса // *Материалы II ВНК «Проблемы создания и применения космических аппаратов и робототехнических средств в интересах Вооруженных сил РФ».* 12–13 апреля 2018 г. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – Т. 2. – С. 53–59.
5. *Ермолаев В. И., Езерский В. В., Полетаев Б. И.* Бортовое оборудование космических аппаратов. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2009. – 567 с.
6. Информационно-космическое обеспечение группировок войск (сил) ВС РФ [учебно-науч. изд.] / *О. Н. Остапенко [и др.]*. – СПб., 2012. – 368 с.
7. *Полуян М. М., Наумочкин Д. В., Петухов И. А.* Анализ тенденций развития сверхмалых космических аппаратов // *Вооружение и экономика.* – 2019. – Вып. 50, № 4. – С. 36–42.
8. *Полуян М. М., Северенко А. В., Шаговиков А. В.* Методика обоснования массогабаритных характеристик оптико-электронной аппаратуры малого космического аппарата низкоорбитальной группировки мониторинга чрезвычайных ситуаций // *Авиакосмическое приборостроение.* – 2020. – № 10. – С. 3–10.

Г. В. Абраменков*;

Е. Л. Лебедев**,

доктор технических наук, профессор

*Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», г. Москва.

** ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИКА АПОСТЕРИОРНОГО ОЦЕНИВАНИЯ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье рассматриваются особенности и структура программно-математического обеспечения обработки навигационной информации и апостериорного определения характеристик точности системы спутниковой навигации космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: космический аппарат, система спутниковой навигации, эталонная орбита, ГЛОНАСС, GPS.

ВВЕДЕНИЕ

На современном этапе развития низкоорбитальных космических аппаратов (КА) зондирования земной поверхности решение проблемы реализации функций баллистико-навигационного обеспечения (БНО) в системах управления КА в условиях жестких требований к снижению стоимости разработки и эксплуатации приобретает особенно важное значение. Актуальными становятся вопросы построения БНО КА при минимальном использовании традиционных схем проведения траекторных измерений с помощью наземных измерительных средств и минимальном привлечении баллистических центров наземных комплексов управления. При этом на бортовые комплексы управления (БКУ) аппаратов возлагаются задачи планирования процесса зондирования на заданном интервале времени, организации автономного БНО, построения программы управления аппаратурой зондирования, организации автономного управления движением центра масс и передачи информации на Землю и другие, решение которых должно производиться с учетом текущего состояния КА.

Эффективность выполнения целевых задач КА ДЗЗ во многом определяется точностью определения текущих параметров движения $\mathbf{r}(t), \mathbf{V}(t)$ (где $\mathbf{r}(t)$ – радиус-вектор КА, $\mathbf{V}(t)$ – вектор скорости, t – текущий момент времени).

Точность определения параметров движения центра масс КА, в свою очередь зависит от характеристик точности, применяемых в БКУ системы навигации, и адекватности моделей прогнозирования параметров движения. С повышением точности навигационной информации, получаемой от системы спутниковой навигации (ССН), существенным образом повышается эффективность применения КА ДЗЗ. Это позволило осуществлять автономное формирование программ управления КА в интересах решения целевых задач зондирования Земли [1]. Для обеспечения заданных требований к точности определения параметров движения центра масс КА необходимо принимать меры к компенсации накопленных погрешностей от инерциальных систем. Эта задача может быть решена на основе использования навигационной аппаратуры потребителя сигналов ССН и их статистической обработки. Это обуславливает актуальность настоящей статьи.

АНАЛИЗ РАБОТЫ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ КА ДЗЗ

Система спутниковой навигации, работающая в составе БКУ низкоорбитальных КА (например, типа «Ресурс»), предназначена для высокоточного, оперативного определения

параметров движения КА с использованием навигационных полей глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ГЛОНАСС и GPS.

В процессе работы ССН решает следующие функциональные задачи:

- проведение навигационных измерений по радионавигационным сигналам ГНСС и получение одномоментных навигационных определений параметров движения центра масс КА;
- уточнение параметров движения центра масс КА по результатам статистической обработки одномоментных навигационных определений параметров движения центра масс КА;
- обновление параметров движения центра масс КА для потребителей в БКУ;
- формирование и накопление навигационной и контрольной информации для передачи в наземный комплекс управления [2].

ССН КА ДЗЗ состоит из программного обеспечения, реализованного в вычислительной системе БКУ, и навигационной части бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ). Структурная схема ССН представлена на рис. 1.

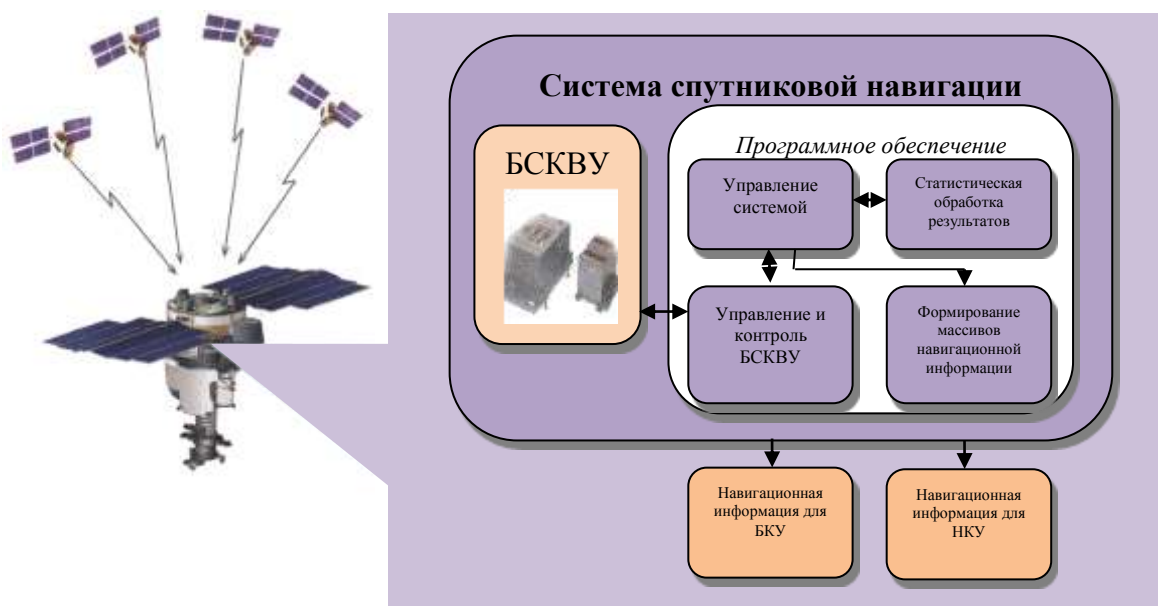


Рис. 1. Структурная схема ССН

БСКВУ в своей навигационной части представляет собой двухчастотную навигационную аппаратуру потребителя (НАП), решающую задачу одномоментных определений параметров движения центра масс КА, при предельной (на уровне вероятностей 0.95) погрешности измерения координат 30–100 м.

Программа управления ССН организует периодическое включение БСКВУ для получения одномоментных определений $\{t, x, y, z, V_x, V_y, V_z\}_i$, проведение статистической обработки результатов одномоментных навигационных определений, формирование массивов навигационной информации для прогнозирования параметров движения, формирование навигационной и контрольной информации для передачи в наземный комплекс управления.

Статистическая обработка одномоментных навигационных определений, получаемых из БСКВУ, осуществляется программой «Уточнение параметров движения центра масс» с использованием фильтра Калмана.

Каждые сутки полета ССН формирует в состав информации, передаваемой в наземный комплекс управления, несколько массивов параметров движения на фиксированные моменты времени.

Сообщения содержат «сырые» измеренные радионавигационные параметры (РНП), данные о состоянии приемоизмерительных каналов (ПИК) (поиск (слежение), отношение сиг-

нал/шум) для всех ПИК, на которые назначены рабочие навигационные КА (НКА), а также параметры шкалы времени (ШВ), задающие временную привязку измерений.

Под «сырыми» измерениями РНП понимаются:

- псевдодальность;
- полная фаза несущей, обусловленная псевдодоплеровским смещением частоты;
- приращение полной фазы на интервале отсчета (интегральный Доплер) [3].

Термин «сырой» означает, что значения псевдодальности и полной фазы не сглажены и не содержат никаких поправок (рефракционных, дифференциальных и др., введенных в БСКВУ извне во время работы или при конфигурировании специального программного обеспечения (СПО)), кроме поправок, определенных при изготовлении БСКВУ и «защитых» в постоянное запоминающее устройство (ПЗУ).

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДИКИ ОЦЕНИВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТОЧНОСТИ ССН

Методика апостериорной оценки основана на совместной обработке параметров движения центра масс КА по результатам решения навигационной задачи, получаемого с ССН, и соответствующими параметрами эталонной траектории.

Эталонные траектории определяются путем комплексной апостериорной обработки в наземном комплексе управления совокупности информации, а именно:

- первичных измерений псевдодальности и псевдоскорости по доплеровскому сдвигу частоты, сформированные бортовым навигатором и переданные в потоке телеметрической информации;
- высокоточной апостериорной эфемеридной и частотно-временной информации по НКА, получаемой от Системы высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП) через прикладной потребительский центр системы информационного обеспечения потребителей Минобороны России (ППЦ СИО МО РФ).

Сущность методики оценки точностных характеристик ССН состоит в следующем:

- 1) высокоточная апостериорная информация СВОЭВП поступает через 1–3 суток и комплексная обработка всей совокупности информации проводится с соответствующей задержкой;
- 2) рассчитывают синхронные разности между траекторией, полученные в результате решения навигационной задачи средствами ССН КА, и эталонной траекторией, полученной в результате комплексной апостериорной обработки совокупности информации;
- 3) если рассчитанные синхронные разности меньше допустимой границы, то точность считается в допуске;
- 4) если синхронные разности больше допустимой границы, то оцениваются систематические погрешности измерений и принимается решение о дальнейшем характере функционирования ССН;
- 5) в случае ввода соответствующих компенсирующих поправок рассчитывают новые синхронные разности с учетом введенных поправок.

ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ОЦЕНИВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТОЧНОСТИ ССН

Для получения эталонной траектории используется следующая информация по группам:

- ассистирующая информация, получаемая из ППЦ СИО МО РФ;
- высокоточные эфемериды и частотно-временные поправки к бортовой шкале времени навигационных космических аппаратов ГНСС ГЛОНАСС, параметры ионосферы и тропо-

сферы, параметры вращения Земли, а также другие данные и информации, позволяющие повысить точность решения задач определения местоположения, скорости движения, а также точного времени потребителями ГЛОНАСС в соответствии с интерфейсным контрольным документом СВОЭВП системы ГЛОНАСС [4];

- характеристики целостности, доступности и точности ГНСС ГЛОНАСС в соответствии с интерфейсным контрольным документом (ППЦ СИО МО РФ) [5];

- корректирующая информация функциональных дополнений космического базирования (SBAS), получаемая с использованием наземного навигационного модуля ГЛОНАСС/GPS:

- информация отечественной системы дифференциальной коррекции и мониторинга в соответствии с интерфейсным контрольным документом СДКМ [6];

- информация широкозонных систем дифференциальной коррекции WAAS и EGNOS в соответствии с международными стандартами RTCM;

- навигационная информация, получаемая через систему телеметрических измерений от ССН КА, а также содержащая результаты решения на борту навигационной задачи и исходные кодовые и фазовые измерения по навигационным сигналам ГНСС ГЛОНАСС в частотных диапазонах $L1$, $L2$, $L3$ и навигационные сигналы ГНСС GPS в частотных диапазонах $L1$, $L2$, $L5$.

Основные погрешности, влияющие на точность определения координатных и скоростных параметров эталонной траектории, принято разделять по источникам их появления на три группы [7]:

- 1) системные погрешности, обусловленные космическим сегментом и фундаментальным обеспечением ГНСС;

- 2) погрешности, вызванные распространением сигнала;

- 3) аппаратные погрешности, возникающие в навигационном приемнике.

Указанные погрешности, как правило, численно выражаются в виде погрешностей измерения так называемые псевдодальности и псевдоскорости. Их влияние на выходные координатно-временные погрешности потребителя зависит от характеристик созвездия рабочих НКА, по которым решается навигационная задача. Это влияние описывается так называемым геометрическим фактором ζ (английское название *Position Dilution Of Precision PDOP*) следующим образом:

$$\Delta P = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + (\sigma_{ts} \cdot c)^2} = \zeta \cdot \sigma_{pD}, \quad (1)$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \sigma_{ts}$ – средние квадратические ошибки определения координат и времени;

c – скорость света.

Погрешности первых двух групп относятся к классу медленноменяющихся ошибок (ММО), их математические модели погрешностей достаточно подробно исследованы в научно-технической литературе, представлены в официальных документах по ГНСС ГЛОНАСС и GPS, а параметры указанных моделей распространяются соответствующими функциональными дополнениями.

Погрешности третьей группы относятся к классу быстроменяющихся ошибок, так как систематические составляющие аппаратных погрешностей калибруются и учитываются в математической модели измерений.

При послесезанном построении эталонной траектории по информации ССН используются методы, основанные на совместной обработке кодовых и фазовых измерений с включением фазовых неопределенностей в вектор состояния навигационной задачи, наряду с неизвестными координатами и составляющими скорости потребителя. Оценка вектора состояния определяется путем линеаризации уравнений измерений и их последующего решения с помощью рекуррентной процедуры минимизации квадратичной формы, характеризующей не-

вязки фактических и прогнозируемых псевдодальностей, полученных в процессе решения навигационной задачи [8].

Переходя к оценке предельных (по уровню вероятности 0,95) погрешностей решения навигационной задачи рассмотрим два варианта достижения высокой точности определения координатных и скоростных параметров эталонной траектории:

– первый вариант: использование существующего уровня погрешностей эфемеридного и частотно-временного обеспечения ГНСС ГЛОНАСС/GPS и привлечение для обработки всех НКА, находящихся в верхней полусфере на текущей точки траектории, что обеспечивает геометрический фактор, в среднем в течение суток, на уровне 1,3;

– второй вариант: использование перспективного уровня погрешностей эфемеридного и частотно-временного обеспечения и привлечение для обработки только НКА, для которых условия распространения сигнала благоприятны, т. е. угол возвышения больше 15° , величина геометрического фактора в этом случае может возрасти до 2.

Полученные для этих вариантов оценки погрешностей определения координатных параметров сведены в табл. 1, где, исходя из статистической независимости случайных погрешностей (строки 1–5), суммарная погрешность (строка 6) рассчитывается как корень квадратный из суммы квадратов.

Таблица 1

Оценка достижимой точности определения координатных и скоростных параметров эталонной траектории

№ п/п	Составляющие погрешности	Значение на уровне вероятности 0,95			
		Вариант 1		Вариант 2	
		$2\sigma_{epD}$, м	$2\sigma_{epV}$, см/с	$2\sigma_{epV}$, м	$2\sigma_{epV}$, см/с
1	Эфемеридное и частотно-временное обеспечение	0,7	0,2	0,15	0,1
2	Ионосферные задержки	0,60		0,30	
3	Тропосферные задержки	0,15		0,10	
4	Многолучевость распространения	0,35	0,5	0,20	0,1
5	Аппаратурные погрешности	0,50	1,0	0,30	0,5
6	Все вышеперечисленные	1,16	1,14	0,50	0,52
7	Геометрический фактор	1,3		2	
8	Погрешность определения координатных и скоростных параметров	1,5	1,5	1,0	1,0

ВЫВОД

Высокая точность построения эталонных траекторий, необходимая для оценивания характеристик точности ССН КА ДЗЗ, может быть получена путем апостериорной комплексной обработки измерительной информации, полученной с ССН, и данных, предоставляемых прикладным потребительским центром и системой информационного обеспечения потребителей Минобороны России.

Список используемых источников

1. Аншаков Г. П., Мантуров А. И., Мостовой Я. А. Баллистико-навигационное обеспечение космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Ресурс-ДК» // Баллистика

вчера, сегодня завтра: сборник докладов научно-технического семинара, посвященного 60-летию кафедры баллистики ракет-носителей и полета космических аппаратов. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2006. – С. 16–36.

2. Космическое аппаратостроение: научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А. Н. Кириллин [и др.]; под ред. А. Н. Кириллина. – Самара: Издательский дом «АГНИ». – 2011.

3. Устройство 14М829. Инструкция по организации информационного обмена между БСКВУ и БССИ. ТСЮИ.462434.005 И21.3. – М.: ОАО «РИРВ», 2009.

4. ГНСС ГЛОНАСС. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП): интерфейсный контрольный документ. Ред. 3.0. – М.: ОАО «НПК СПП», 2011.

5. ГНСС ГЛОНАСС. Прикладной потребительский центр и система информационного обеспечения потребителей Минобороны России (ППЦСИО МО): интерфейсный контрольный документ. Ред. 1.0. – М.: ОАО «НПК СПП». – 2011.

6. Система дифференциальной коррекции и мониторинга. Радиосигналы и состав цифровой информации функционального дополнения ГЛОНАСС: интерфейсный контрольный документ. Ред. 1.0. – М.: ОАО «НПК СПП», 2011.

7. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. – Изд. 4. – М.: Радиотехника, 2010.

8. *Поваляев А. А.* Спутниковые радионавигационные системы. – М.: Радиотехника, 2008.

А. Н. Атарщиков,
кандидат военных наук;

А. П. Данелян,
кандидат военных наук;

А. В. Лагун,
кандидат технических наук, доцент

ОБОСНОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ОЦЕНИВАНИЯ ЖИВУЧЕСТИ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

В статье определена система общих и частных показателей оценивания живучести средств наземного автоматизированного комплекса управления орбитальными средствами, которая обеспечивает всестороннюю оценку их живучести. Установлены зависимости изменения области характеристики живучести на примере средств наземного автоматизированного комплекса управления орбитальными средствами от значений частных показателей живучести. Предлагаемая система показателей оценивания живучести средств наземного автоматизированного комплекса управления орбитальными средствами позволит выработать комплекс мер, направленных на сохранение их боеспособности, и обеспечить решение задач по предназначению в различных условиях обстановки.

Ключевые слова: показатели оценивания живучести средств наземного автоматизированного комплекса управления, область живучести, область характеристики живучести, повышение живучести.

ВВЕДЕНИЕ

Высокая эффективность применения космических систем (КС) в современных международных военных конфликтах (МВК) обусловлена наличием необходимого числа космических аппаратов (КА) целевого назначения в орбитальной группировке (ОГ), эффективной системой применения ОГ КА, включающей как стационарные, так и мобильные средства, наличием систем вооружения, способных эффективно использовать космическую информацию. Вместе с тем, в будущих МВК возможности по управлению ОГ КА на фоне резкого возрастания задач управления от 20% до 80% на различных стадиях развития МВК будут существенно снижены из-за структурной деградации наземного автоматизированного комплекса управления орбитальными средствами (НАКУ ОСр).

Положительный опыт применения КС в обеспечении боевых действий привел к необходимости повышения живучести средств НАКУ ОСр. Одним из таких путей повышения живучести средств, как известно, является придание им мобильности. На современном уровне развития живучести систем не разработано универсальных алгоритмов поиска работоспособных конфигураций и восстановления процесса выполнения целевых задач. Следовательно, наибольшая трудность повышения живучести конкретных систем состоит в реализации указанных направлений и методов на практике. В каждом конкретном случае требуется учет конкретных условий, глубокая творческая проработка вопросов целесообразности использования имеющихся в системе ресурсов, особенностей функционирования системы, обоснования предлагаемых мер и путей повышения живучести. Данной проблематике был посвящен целый ряд исследований. Однако в существующих научно-методических подходах [1–14] ранее не обосновывалась универсальная система наиболее значимых показателей оценивания живучести применительно к средствам НАКУ ОСр, учитывающая в их составе мобильный компонент и тем самым позволяющая произвести всестороннюю оценку живучести. Дополнительной особенностью примененного подхода к исследованию живучести указанной выше организационно-технической системы (ОТС) является выявление зависимости между

самими показателями живучести этой системы с учетом сложившейся обстановки, с помощью которой представляется возможным определить степень и сроки выполнения поставленных задач.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЩИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЖИВУЧЕСТИ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМИ СРЕДСТВАМИ

Проведенный анализ работ [1, 3–6, 9, 13] показывает, что выбор показателей живучести систем оказывается достаточно произвольным и определяется прикладной направленностью исследования.

Основываясь на описанном в [13] выборе показателей живучести, в настоящей статье предлагается использовать систему общих и частных показателей живучести, которые обеспечат достаточно всестороннюю оценку живучести средств НАКУ ОСр с учетом применения в их составе мобильных средств в различных условиях обстановки.

Для определения перечня общих и частных показателей живучести средств НАКУ ОСр необходимо выявить зависимости между показателями живучести данной ОТС с учетом складывающихся условий обстановки. При этом целесообразно принять под общими показателями живучести средств НАКУ ОСр показатель степени выполнения задач G_y и показатель длительности применения G_t .

Из ранее проведенных исследований [14] установлено, что все возможные значения этих показателей, характеризующих живучесть ОТС в различных условиях обстановки, принадлежат некоторой области, в связи с чем она была названа областью характеристики живучести (ОХЖ). При этом область живучести средств НАКУ ОСр является частью ОХЖ, которая представлена на рис. 1.

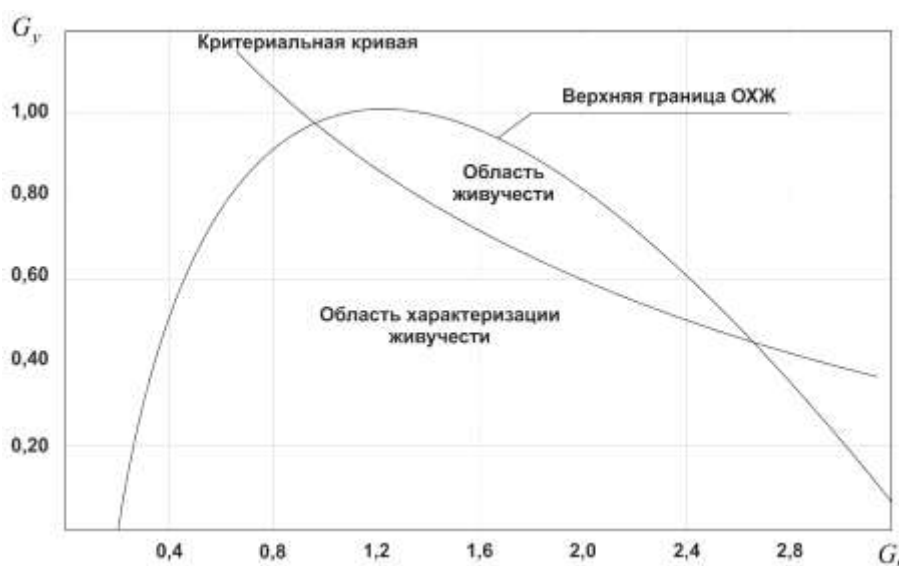


Рис. 1. Область характеристики живучести средств НАКУ ОСр

Верхняя граница ОХЖ средств НАКУ ОСр определяется зависимостью [13]

$$G_y(G_t) = (a \cdot \tau \cdot e^{-k \cdot G_t})^n, \quad (1)$$

где a , τ , e , k , n – параметры, определяемые возможностями рассматриваемой системы, ее состоянием и свойствами, а также условиями обстановки.

При этом величины G_y и G_t , соответствуют наибольшим в сложившейся обстановке значениям общих показателей живучести: степени выполнения задач и длительности функционирования, определяемыми возможностями средств НАКУ ОСр в данной обстановке. Параметры k , a , n играют роль нормировочных коэффициентов, значения которых определяются спецификой проявления свойства живучести данной системы. Параметр τ этой зависимости характеризует длительность непрерывного применения системы по непосредственному выполнению задач.

Расширение области живучести может быть осуществлено поднятием ее верхней границы за счет увеличения обеспеченности ресурсами, проведения системы мероприятий, повышающих боеспособность средств НАКУ ОСр (например, совершенствованием способов выполнения задач).

Расширение области живучести опусканием нижней границы осуществляется за счет снижения начального объема задач.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЖИВУЧЕСТИ СРЕДСТВ НАЗЕМНОГО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫМИ СРЕДСТВАМИ

Проанализировав зависимость (1) с точки зрения выявления влияния свойств и характеристик средств НАКУ ОСр на их живучесть и учитывая расчет показателей живучести, приведенный в [13], определим предельный темп выполнения задач, который может быть реализован имеющимся составом сил и средств рассматриваемой ОТС в сложившихся условиях обстановки за период времени соотношением

$$w_{\max} = \frac{G_y(G_t)}{\tau} = \tau^2 \left(a \cdot e^{-k \cdot G_T} \right)^n. \quad (2)$$

Вместе с тем, предельный темп выполнения задач возможно не будет реализован, если в районе выполнения задач возникнут условия, препятствующие реализации действий по их выполнению.

Для учета влияния таких условий на живучесть средств НАКУ ОСр введем параметр Π_w , характеризующий степень изменения предельно достижимого в данных условиях обстановки темпа выполнения задач, назовем его показателем темпа выполнения задач и определим отношением

$$\Pi_w = \frac{w}{w_{\max}}, \quad (3)$$

где w – темп выполнения задач, реализуемый средствами НАКУ ОСр с имеющимися возможностями при наличии условий, затрудняющих их выполнение.

Показатель темпа выполнения задач Π_w характеризует изменение темпа, который мог бы быть реализован имеющимся составом сил и средств НАКУ ОСр в сложившихся условиях обстановки. Такие изменения возникают в условиях, затрудняющих боевые действия. К ним, в частности, относятся завалы, пожары, радиоактивное и химическое заражение местности, ограничение возможностей информационных каналов, неблагоприятные метеословия и другие явления.

При некотором (предельном) значении Π_w происходит вырождение области живучести, т. е. уровень возможностей сил и средств НАКУ ОСр в данной обстановке, затрудняющей выполнение задач, не обеспечивает их выполнение. Следовательно, в интересах выполнения задач в различных условиях обстановки предельное снижение темпа выполнения задач должно быть ограничено.

Таким образом, показатель темпа выполнения задач P_w , являясь частным показателем живучести, характеризует одну из сторон изменения возможностей НАКУ ОСр, а именно, изменение предельно возможного темпа выполнения задач вследствие ухудшения условий обстановки.

Сопоставление параметров τ и G_t зависимости (1) показывает, что реальная длительность применения средств НАКУ ОСр отличается от предельно возможной в данных условиях длительности применения, т. е. в действиях рассматриваемой ОТС возможны оперативные паузы, когда по условиям обстановки задачи или отдельные действия, связанные с их выполнением, не могут быть выполнены даже ценой гибели сил и средств. Данное обстоятельство влияет на боеспособность и требует своего учета в оценках живучести средств НАКУ ОСр. С этой целью был введен в рассмотрение показатель непрерывности действий (выполнения поставленных задач) как частный показатель живучести, определяемый отношением

$$P_n = \frac{\tau}{G_{t \lim}}, \quad (4)$$

где $G_{t \lim}$ – предельно возможная длительность применения средств НАКУ ОСр в данных условиях обстановки;

τ – реальная длительность применения средств НАКУ ОСр с учетом длительности оперативных пауз t_{on} , $\tau = G_{t \lim} - t_{on}$

Представим (4) в более наглядном виде:

$$P_n = 1 - T_{on},$$

где T_{on} – относительная длительность оперативных пауз в действиях НАКУ ОСр, $T_{on} = \frac{t_{on}}{G_{t \lim}}$.

Тогда τ будет определяться соотношением

$$\tau = P_n \cdot G_{t \lim} = (1 - T_{on}) \cdot G_{t \lim}. \quad (5)$$

Влияние показателя непрерывности действий P_n на область характеристики живучести не отличается от влияния показателя темпа по характеру изменений области живучести. Уменьшение значения показателя непрерывности действий P_n также вызывает пропорциональное уменьшение ординат верхней границы области характеристики живучести.

Таким образом, показатель непрерывности действий P_n характеризует общую продолжительность непрерывного применения средств НАКУ ОСр по непосредственному выполнению задач в сложившейся обстановке.

Из анализа зависимости (1) и соотношений (2) и (5) следует, что параметры $G_{t \lim}$ и G_t играют существенную роль в оценивании живучести, поскольку, с одной стороны, их значения определяются возможностями средств НАКУ ОСр, а с другой – они характеризуют продолжительность возможного их применения в условиях, когда система в сложившейся обстановке выполняет задачи имеющимся составом сил и средств, не получая при этом извне никаких резервов, материальных или технических средств, т. е. автономно.

При организации применения средств НАКУ ОСр, как правило, планируется определенная длительность их автономного функционирования в условиях возможных вариантов обстановки (наиболее актуально при применении мобильных средств НАКУ). Однако потери части средств НАКУ ОСр в силу ограниченности резервов, запасов и ресурсов для их восполнения, могут привести к тому, что реальная длительность автономного выполнения задач будет отличаться от запланированной, что существенно отразится на их способности по выполнению задач. Кроме того, период автономии, в течение которого способны применяться по целевому предназначению средства НАКУ ОСр, может оказаться меньше продолжительности действий, необходимых для выполнения поставленных задач без восполнения резервов, запасов и ресурсов. Поэтому в целях успешной организации применения средств НАКУ

ОСр с учетом всесторонних оценок их живучести предлагается использовать показатель автономности выполнения задач, характеризующий длительность периода автономных действий относительно длительности выполнения задач по предназначению и определяемый соотношением

$$P_a = \frac{G_{ta}}{G_{tn}}, \quad (6)$$

где G_{tn} – длительность выполнения задач по предназначению;

G_{ta} – длительность автономного выполнения задач.

С учетом соотношения (6) параметр G_{ta} будет определяться равенством

$$G_{ta} = P_a \cdot G_{tn}. \quad (7)$$

Полагаем, что при P_a , равном одному сеансу управления космическим аппаратом, средства НАКУ ОСр способны выполнить поставленные задачи автономно, поскольку длительность автономного применения совпадает с длительностью выполнения поставленных задач.

Значения показателя автономности выполнения задач P_a не изменяют положения критериальной кривой, ограничивая свое влияние верхней границей ОХЖ (см. рис. 1). Вместе с тем следует иметь в виду, что степень непрерывности действий при неизменном темпе выполнения задач пропорциональна длительности функционирования в автономном режиме. Показатель автономности выполнения задач P_a является также частным показателем живучести средств НАКУ ОСр.

Боевые потери основных сил и средств НАКУ ОСр (личный состав, вооружение и военная техника, информационный ресурс системы) влияют на полноту и темп выполнения задач, а потери материальных запасов и иных ресурсов могут ограничивать длительность их применения. Поэтому при организации выполнения задач по предназначению важно уметь учитывать боевые потери в оценках живучести для того, чтобы своевременно предпринимать меры для ее обеспечения путем исключения, ограничения потерь или их восполнения за счет резервов и запасов.

Согласно методике расчета боевых потерь по Ж. Дюпюи [15] под показателем боевых потерь будем понимать наибольшее значение числа боевых потерь сил и средств НАКУ ОСр, определяемое выражением

$$P_{\text{он}} = \max(e_i)_{i=1}^k, \quad (8)$$

где e_i – количественная оценка боевых потерь i -го вида сил, средств;

k – количество типов ресурсов, определяющих возможности по выполнению целевых задач.

Использование показателя боевых потерь позволяет осуществить градуировку ОХЖ. При этом соответствующие кривые постоянных значений показателя боевых потерь будут выделять в ОХЖ, в которых потери любого из типов сил средств НАКУ ОСр, определяющих целевые возможности, не превосходят значения показателя боевых потерь, а дополняющие их области будут указывать гарантированные значения показателей живучести.

Таким образом, помимо общих показателей живучести средств НАКУ ОСр, в целях организации и принятия мер по обеспечению их живучести в ходе выполнения задач по предназначению целесообразно использовать частные показатели живучести. Общая система показателей оценивания живучести средств НАКУ ОСр показана на рис. 2.

С учетом введенных показателей верхняя граница ОХЖ будет задаваться выражением

$$y(t) = P_a \cdot \left(a \cdot P_w \cdot P_n \cdot \frac{1}{P_a} \cdot t \cdot \exp\left(-\frac{k \cdot t}{P_a}\right) \right)^3. \quad (9)$$



Рис. 2. Система показателей оценивания живучести средств НАКУ ОСр

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования позволили установить зависимости между общими и частными показателями живучести средств НАКУ ОСр, что, в свою очередь, делает возможным определение степени и сроков выполнения ими задач по предназначению. Таким образом, в статье обоснована система показателей оценивания живучести средств НАКУ ОСр, которая, исходя из требуемых значений показателей живучести данной ОТС, в дальнейшем позволит решить задачу по выбору рациональных способов применения средств НАКУ ОСр. При этом выбор способов применения будет обеспечивать выполнение поставленных задач, возложенных на ОТС, имеющимся составом сил и средств в сложившихся условиях обстановки. Тем самым предлагаемая система показателей живучести средств НАКУ ОСр позволит, с учетом мобильного компонента НАКУ ОСр, произвести всестороннее оценивание живучести средств и выработать комплекс мер, направленных на сохранение их боеспособности, а следовательно, обеспечить решение задач по предназначению в различных условиях обстановки.

Список используемых источников

1. Головчинский В. О., Головчинская Н. В., Фёдоров А. В. Прогнозирование показателей ресурса циклически нагруженных элементов в агрегатах стартового комплекса при отсутствии дефектов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 210–217.
2. Моделирование и анализ структурно-функциональной надежности сложных многорежимных объектов / Е. Н. Алёшин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 186–194.
3. Птицин Г. А., Панова А. Г. Оценка показателей живучести системы сообщений // Электросвязь. – 1988. – № 12. – С. 15–19.
4. Казахов Б. Д., Козлов В. В., Лагун А. В. Обоснование показателей для оценки результативности функционирования системы защиты ракетно-космического комплекса в условиях внешнего деструктивного воздействия // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 36–44.

5. *Миронов Е. А., Сизяков Н. П., Шестопалова О. Л.* Прогнозирование показателей живучести космических аппаратов по результатам телеметрического контроля параметров бортовой аппаратуры и нечетким границам областей работоспособности // *Авиационная ракетно-космическая техника.* – 2018. – Т. 10, № 4. – С. 4–18.
6. *Атамас А. С., Атарициков А. Н., Кукушкин М. А.* Методический подход к выработке решения командиром в ходе управления мобильными организационно-техническими системами военного назначения в условиях динамически изменяющейся обстановки // *Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского.* – 2021. – Вып. 679. – С. 16–26.
7. *Романов В. Н.* Системный анализ. – СПб.: СЗГЗТУ, 2006. – 186 с.
8. *Бабич В. В.* О живучести как категории военного искусства // *Военная мысль.* – 1993. – № 5. – С. 41–44.
9. *Баранов Д. А., Казаков Р. Р., Миронов А. Н.* Формирование состава свойств и показателей технического совершенства космического ракетного комплекса // *Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского.* – 2020. – Вып. 673. – С. 176–182.
10. *Басыров А. Г., Эсаулов К. А.* Метод обеспечения живучести информационно-вычислительных систем // *Сборник алгоритмов и программ ВКА имени А. Ф. Можайского.* – 2009. – № 28. – С. 20–25.
11. *Вечёркин В. Б., Анисимов И. И.* Подход к оцениванию живучести систем управления войсками // *Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского.* – 2015. – Вып. 646. – С. 6–8.
12. *Черкесов Г. Н.* Методы и модели оценки живучести сложных систем – М.: Знание, 1987. – 32 с.
13. *Стекольников Ю. И.* Живучесть систем. – СПб.: Политехника, 2002. – 155 с.
14. Энциклопедия по машиностроению. – URL: <https://mash-xxl.info/page/060101077142000141218168092245035134239074069159/> (дата обращения: 18.04.2022).
15. *Гасанов И. Р.* Обобщенная формула Дюпюи // *Молодой ученый.* – 2017. – № 15(149). – С. 24–28.

И. Д. Беликов*;

Ю. А. Кузьмичев**,

кандидат технических наук, доцент

*СПбГУАП, г. Санкт-Петербург.

** ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА С СОЛНЦЕЗАЩИТНЫМ ЭКРАНОМ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Представлена математическая модель системы угловой стабилизации космического робота, находящегося в окрестности геостационарной орбиты и снабженного солнцезащитным экраном для предотвращения засветки оптико-электронных приборов. Проанализированы особенности формирования управляющих воздействий для стабилизации углового положения космического робота при использовании выдвижного экрана. Предложена структура системы угловой стабилизации космического робота с использованием принципа управления по известной составляющей возмущающего воздействия.

Ключевые слова: космический робот, система сближения, солнцезащитный экран, управление по возмущению, геостационарная орбита.

ВВЕДЕНИЕ

Космические роботы (КР), выполняющие сервисные функции в окрестности геостационарной орбиты (ГСО), могут решать различные задачи, к которым относятся:

- контроль за состоянием КА;
- дозаправка и ремонт КА;
- сборка системы КА;
- тестирование и калибровка средств измерений;
- вывод с орбиты КА, отработавшего свой ресурс, и т.п.

В работе [1] были рассмотрены варианты размещения КР около ГСО с целью оценки требуемых временных и энергетических затрат на совершение маневров для обслуживания заданного КА. При этом система управления должна реализовывать на этапе дальнего сближения гомановский двухимпульсный маневр [2, 3], а на этапе ближнего сближения – приближение по линии визирования.

Для реализации маневров по сближению КР с КА, находящимся на ГСО, время ожидания необходимых фазовых ограничений может достигать нескольких дней. Кроме того, даже в случае наступления необходимых фазовых соотношений маневры должны быть отложены, так как при выходе на линию визирования, соединяющую центры масс КР и КА (цель сближения), оптико-электронные приборы окажутся под воздействием естественных источников света. То есть при реализации заданного маневра из-за засветки приборов обнаружения КА невозможно будет осуществить построение линии визирования. В этом случае сближение с заданным КА также потребует отложить для выполнения требуемых фазовых ограничений.

Одним из возможных решений задачи сближения с КА в условиях засветки оптико-электронных приборов может быть использование выдвижного защитного экрана, создающего искусственную тень на заданную поверхность КР (рис. 1). Использование защитного экрана потребует учета ряда особенностей в управлении угловым положением КР. Основными из них являются:

- создание дополнительной подсистемы ориентации и стабилизации защитного экрана;

- подавление упругих колебаний в системе «КР – защитный экран», так как абсолютно жесткой такую конструкцию создать невозможно, а влияние упругих колебаний может привести к ухудшению качества управления угловым движением КР вплоть до потери устойчивости или к кратковременной периодической потере линии визирования;
- взаимодействие центробежных и гравитационных сил на КР с защитным экраном вызовет возмущающий момент, который для системы стабилизации при использовании пропорционально-дифференциальных алгоритмов управления вызовет систематическую погрешность стабилизации, а при использовании интегральных составляющих алгоритма – повышенную колебательность процессов стабилизации углового положения;
- выдвижение защитного экрана в сторону источника света приведет к смещению центра масс КА, что создаст дополнительное возмущающее воздействие на систему угловой стабилизации КА.

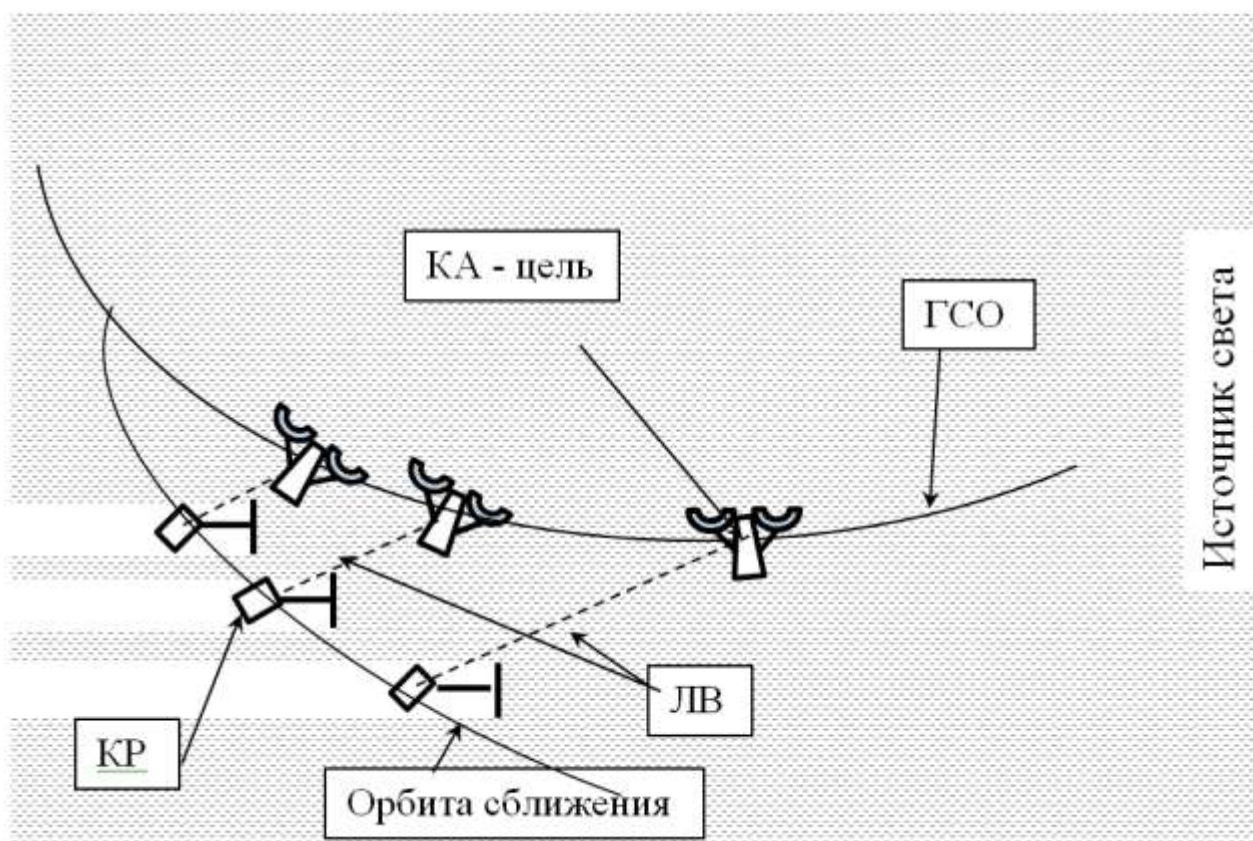


Рис. 1. Применение КР защитного экрана при реализации метода параллельного сближения по линии визирования с орбитальным объектом

Защитный экран, который в выдвинутом состоянии создаст искусственную тень на нашем аппарате, позволит осуществить предполагаемый маневр, при котором источник света не осуществит засветку оптико-электронных приборов, используемых для построения линии визирования (ЛВ). Реализация маневра КР потребует применения специальных алгоритмов управления угловым движением. Алгоритмы управления должны учитывать указанные выше особенности. На рис. 1 изображен КА, находящийся на геостационарной орбите, и КР, осуществляющий сближение по линии визирования, для реализации которой используются оптико-электронные приборы.

На рис. 2 изображен общий вид маневра на этапе дальнего сближения.

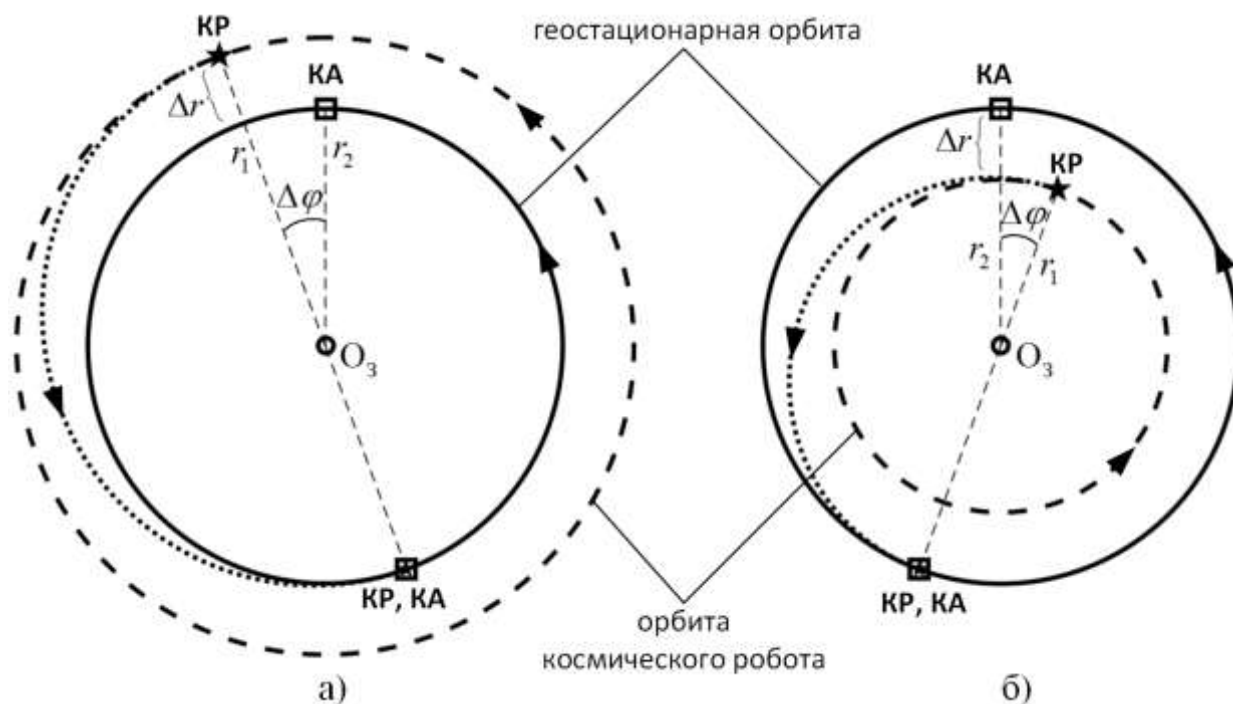


Рис. 2. Двухимпульсный гомоновский переход между круговыми орбитами:
 а – взаимное расположение КР и обслуживаемого КА, находящегося на геостационарной орбите, когда КР находится выше КА; б – КР находится ниже КА

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим особенности управления КР с защитным экраном с точки зрения системы ориентации и стабилизации.

Первая особенность заключается в создании подсистемы ориентации и стабилизации выдвижного защитного экрана, создающего искусственную тень оптико-электронным приборам КР. Эта задача решается известными способами с использованием специальных измерительных, преобразующих и исполнительных органов и устройств. В качестве закона управления положением защитного экрана целесообразно использовать пропорционально-дифференциальный алгоритм.

Вторая особенность состоит в учете упругих колебаний защитного экрана относительно корпуса КР. Предлагаемую конструкцию КР нельзя выполнить как абсолютно жесткое тело в силу жестких ограничений на массу КР. Способы компенсации таких колебаний описаны в литературе [3, 4]. Так как масса КР составляет около 50 кг, габариты не превышают нескольких десятков сантиметров, то для подавления упругих колебаний целесообразно использовать метод амплитудной стабилизации [3, 5], так как частота упругих колебаний будет существенно больше рабочей частоты системы угловой стабилизации КР.

Третью и четвертую особенности управления угловым положением КР можно учесть с помощью реализации принципа управления угловым положением КР не только по отклонению, но и по известной составляющей возмущающего воздействия. При выдвижении защитного экрана будет создаваться внешний возмущающий момент за счет взаимодействия гравитационных и центробежных сил и за счет смещения центра масс КР. Применение принципа управления по отклонению и возмущению (известной составляющей возмущающего воздействия) позволит обеспечить устойчивость и требуемые качества управления, прежде всего точность и быстродействие.

ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ

Функциональная схема системы стабилизации КР с учетом возмущающего момента M_B , создаваемого выдвижным защитным экраном за счет действия центробежных и гравитационных сил представлена на рис. 3.

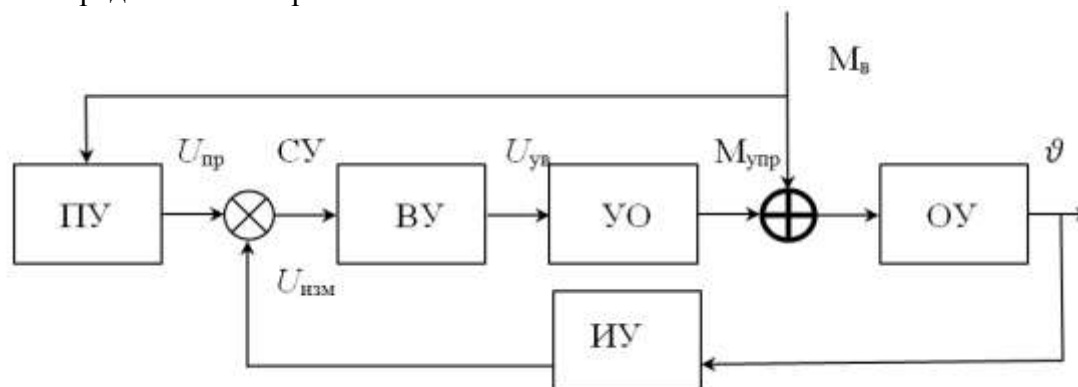


Рис. 3. Функциональная схема системы угловой стабилизации космического робота

На рис. 3 обозначены: ПУ – программное устройство, формирующее требуемое значение углового КР в виде значения напряжения $U_{пр}$; СУ – сравнивающее устройство, в котором происходит сравнение программного значения углового положения КР с фактическим, измеренным значением; ВУ – вычислительное устройство, которое на основе отклонения программного значения углового положения КР от фактического рассчитывает управляющее воздействие, направленное на ликвидацию вышеназванного отклонения; УО – управляющий орган, преобразующий управляющее воздействие в момент управления; ИУ – измерительные устройства, преобразующие параметры углового движения КА в электрические сигналы; ОУ – объект управления.

На основе функциональной схемы, изображенной на рис. 3, была разработана математическая модель в программе MATLAB. Структурная схема модели изображена на рис. 4.

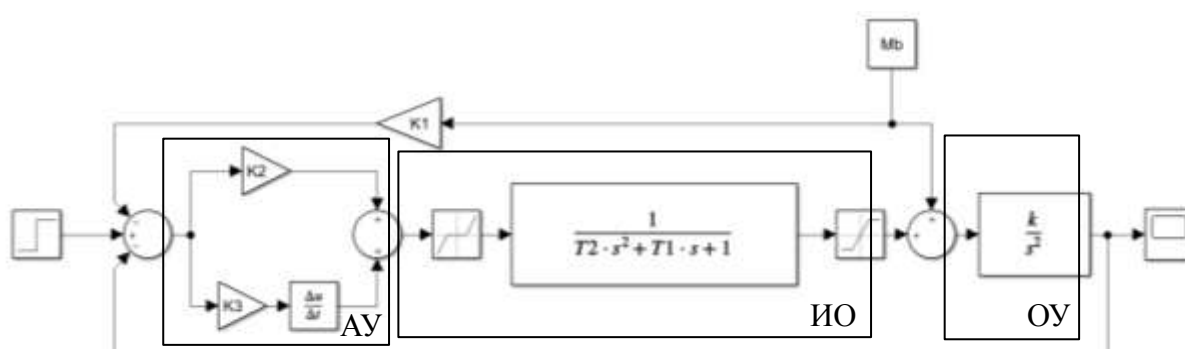


Рис. 4. Структурная схема системы стабилизации КР

На рис. 4 представлены следующие сокращения: АУ – алгоритм управления; ИО – исполнительный орган; ОУ – объект управления. На объект управления действуют моменты: управляющий, создаваемый исполнительным органом, и возмущающий, обозначенный на схеме буквами M_b . В качестве закона управления используется пропорционально-дифференциальный алгоритм. Исполнительный орган описан колебательным звеном второго порядка и двумя нелинейностями, характеризующими зону нечувствительности и насыщение. Колебательное звено исполнительного органа характеризует его инерционные свойства.

Реакция системы на внешнее воздействие представлена на рис. 5. На рис. 5,а изображен переходный процесс при переориентации КР по углу тангажа на 5^0 при отсутствии возмущающего момента. Время окончания переходного процесса составляет 5 с.

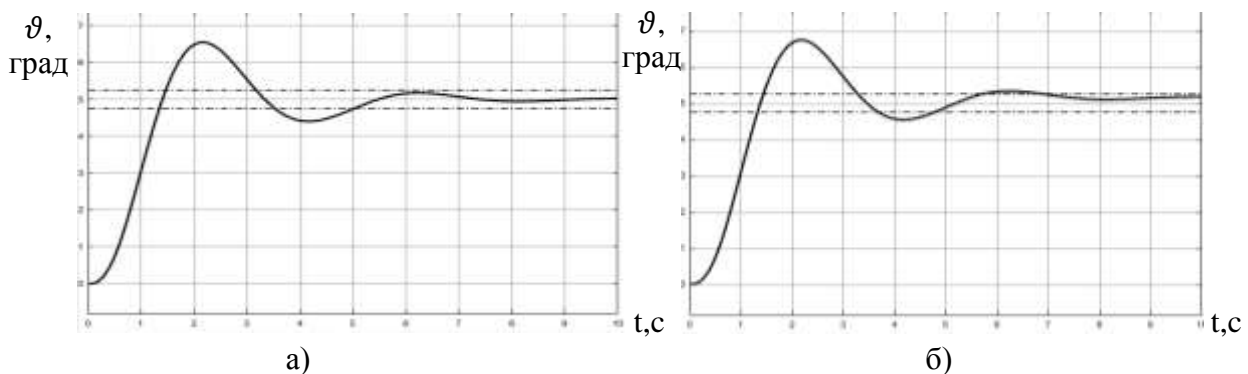


Рис. 5. Переходный процесс в системе стабилизации КР

На рис. 5,б показан переходный процесс с возмущающим воздействием. Время окончания процесса увеличилось на две секунды и появилась постоянная составляющая ошибки стабилизации.

В случае реализации принципа управления по возмущению реакция системы показана на рис. 6.

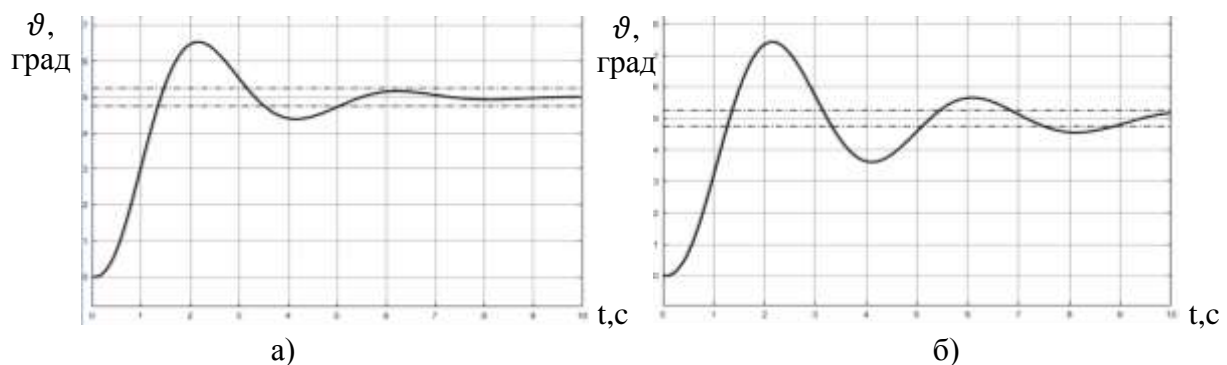


Рис. 6. Переходный процесс в системе стабилизации КР с учетом возмущающих воздействий

На рис. 6,а приведен переходный процесс с реализацией управления ориентацией КР по известной составляющей возмущения. Время окончания переходного процесса отличается от времени окончания переходного процесса без возмущений незначительно, доли секунды. Статическая ошибка отсутствует. На рис. 6,б представлен переходный процесс с законом управления, в котором имеется интегральная составляющая ошибки стабилизации. В этом случае статическая ошибка также отсутствует, но значительно увеличивается время переходного процесса. В рассмотренном примере время переходного процесса составляет 9 с, что на 4 с больше по сравнению с использованием алгоритма, учитывающего возмущающее воздействие, вызванное смещением центра масс за счет выдвижения защитного экрана и взаимодействием гравитационных и центробежных сил.

Формирование управляющих воздействий с учетом особенностей эксплуатации защитного выдвижного щита возможно и при использовании нелинейных законов управления [6]. С помощью нелинейных законов управления можно существенно улучшить качества функционирования систем стабилизации КР.

Учитывая особенности управления угловым движением КР, оснащенного защитным экраном, можно существенно сократить время сближения с заданным КА за счет сокращения времени на орбите ожидания.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение КР в окрестности геостационарной орбиты создает дополнительные возможности по сервисному обслуживанию КА. Для защиты оптико-электронных приборов, используемых для построения линии визирования при реализации метода параллельного сближения, предлагается использовать специальное устройство в виде щита, создающего искусственную тень на КР и предотвращающего их засветку. В статье рассмотрены особенности управления угловым движением КР и предложены алгоритмы управления, учитывающие при выработке управляющих воздействий влияние выдвинутого защитного щита на динамические процессы в системе управления угловым движением КР.

Список используемых источников

1. Кузьмичев Ю. А., Сасункевич А. А., Фоминов И. В. Исследование влияния высоты орбиты космического робота на временные и энергетические затраты обслуживания орбитальных объектов на геостационарной орбите // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 661. – С. 198–206.
2. Механика полета: учебник: в 2 ч. / В. В. Ефимов [и др.]; под ред. В. В. Ефимова. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010. – Ч. 2: Системы управления космических аппаратов. – 529 с.
3. Лапшин Ю. В. Системы управления ракет и космических аппаратов: курс лекций. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2012. – 158 с.
4. Кузьмичев Ю. А., Дорофеев Н. А. Способ активного подавления колебаний упругих элементов конструкции космического аппарата на основе применения резонансного фильтра в контуре системы угловой стабилизации // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 672. – С. 209–215.
5. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория автоматического управления. – СПб.: Профессия, 2004. – 752 с.
6. Будариева П. С., Кузьмичев Ю. А. О нелинейных законах управления в ракете-носителе // 73-я международная студенческая научная конференция ГУАП: сб. докладов: в 3 ч. – СПб., 2020. – Ч. 1: Технические науки. – С. 143–146.

А. Н. Богдан,
кандидат технических наук;
А. П. Поляков,
кандидат технических наук, профессор;
А. Н. Степенко,
кандидат технических наук

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ СРОКОВ ДОСТУПНОСТИ УСТАРЕВАЮЩИХ ПОКУПНЫХ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

В данной статье описывается методика, позволяющая определить сроки доступности запасных частей, относящихся к устаревающим и входящим в состав комплекта ЗИП технологического оборудования космических ракетных комплексов. Основу методики составляют теория нечетких множеств и метод экспертного оценивания, в котором для определения весов факторов и их характеристик применяется метод анализа иерархий.

Методика позволяет оценить доступность запасных частей, относящихся к устаревающим покупным комплектующим изделиям, и провести их своевременное накопление на оставшийся срок службы оборудования. Кроме того, методика позволяет оптимизировать стоимость жизненного цикла оборудования в процессе его длительной эксплуатации. Для формирования полученной методики анализировались известные методики, позволяющие оценить срок доступности типовых элементов замены на основании мнения экспертов об условиях и характере их производства.

Разработанная методика, в отличие от известных, учитывает веса факторов производства и их характеристик путем применения метода анализа иерархий, разработанного Томасом Саати. В статье приводится пример применения методики для определения сроков доступности устаревающих покупных комплектующих изделий, относящихся к комплекту запасных частей автоматизированной системы управления стартовым комплексом.

Ключевые слова: надежность, система обеспечения запасами, запасная часть, покупное комплектующее изделие, устаревание.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, при производстве современных образцов ракетно-космической техники применяются сотни покупных комплектующих изделий (ПКИ), включая изделия иностранного производства, не имеющие аналогов в России. Возможность обеспечения образцов ракетно-космической техники устаревающими ПКИ требует пристального внимания при минимизации затрат на восполнение запасных частей (ЗЧ) при поддержании требуемой готовности космических ракетных комплексов (КРК) в процессе их длительной эксплуатации [1, 2].

Определение срока доступности ЗЧ, отнесенных к устаревающим ПКИ, позволит не закупать ЗЧ на весь срок службы оборудования с последующим дорогостоящим их хранением и обслуживанием на объекте эксплуатации, а своевременно произвести их накопление на оставшийся срок службы оборудования, обеспечив его требуемую готовность с учетом минимальных затрат.

Предложенная методика включает:

- определение номенклатуры устаревающих ПКИ в комплекте ЗИП;
- определение периодов доступности устаревающих ПКИ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОМЕНКЛАТУРЫ УСТАРЕВАЮЩИХ ПОКУПНЫХ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ В КОМПЛЕКТЕ ЗЧ

Для принятия обоснованного решения об отнесении ЗЧ к устаревающим ПКИ предлагается использовать критерии, приведенные в табл. 1, путем их сравнения с допустимыми значениями соответствующих критериев.

Таблица 1

Критерии отнесения ЗЧ к устаревающим ПКИ

Обозначение критерия	Характеристика критерия
$a_{ПП1}$	Признаки периода производства ЗЧ
	Период производства ЗЧ заканчивается раньше, чем назначенный срок службы оборудования
$a_{ПП2}$	Отсутствует информация о периоде производства ЗЧ
$a_{ПР1}$	Признаки производства ЗЧ
	Отсутствует запас ЗЧ на складах любого уровня
	ЗЧ иностранного производства
	ЗЧ индивидуального исполнения
	ЗЧ единичного и мелкосерийного производства
$a_{УС1}$	Признаки устаревания ЗЧ
	Используются устаревающие технологии при производстве ЗЧ
$a_{УС2}$	Изменяются требования к оборудованию

Для отнесения ЗЧ к устаревающим ПКИ применяется алгоритм, который представлен на рис. 1. Применение алгоритма позволяет сформировать перечень устаревающих ПКИ из состава номенклатуры комплекта ЗЧ. Это позволит минимизировать время на определение сроков доступности элементов комплекта ЗЧ за счет того, что отпадет необходимость определения сроков доступности всех ПКИ, входящих в состав комплекта ЗЧ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРИОДОВ ДОСТУПНОСТИ УСТАРЕВАЮЩИХ ПОКУПНЫХ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ

Период доступности устаревающих ПКИ определяется с учетом данных от поставщиков ПКИ о сроках их производства. В случае, когда данная информация отсутствует, используются методы прогнозирования.

В случае, когда имеется статистическая информация о периодах производства предыдущих серий ЗЧ, применяется метод экспертных кривых [3]. Использование данного метода позволяет получить прогнозное значение периода производства с учетом статистики и тенденций развития данного ПКИ.

Когда отсутствует информация о периодах производства предыдущих серий ПКИ, применяется метод экспертных оценок. Данный метод позволяет оценить возможность поставки устаревающих ПКИ на основании факторов, представленных в табл. 2 [4].

В связи с тем, что зачастую отсутствует информация о факторах, влияющих на доступность ЗЧ, и накладываются разного рода неопределенности, появляется необходимость применять теорию нечетких множеств и отношений [5].

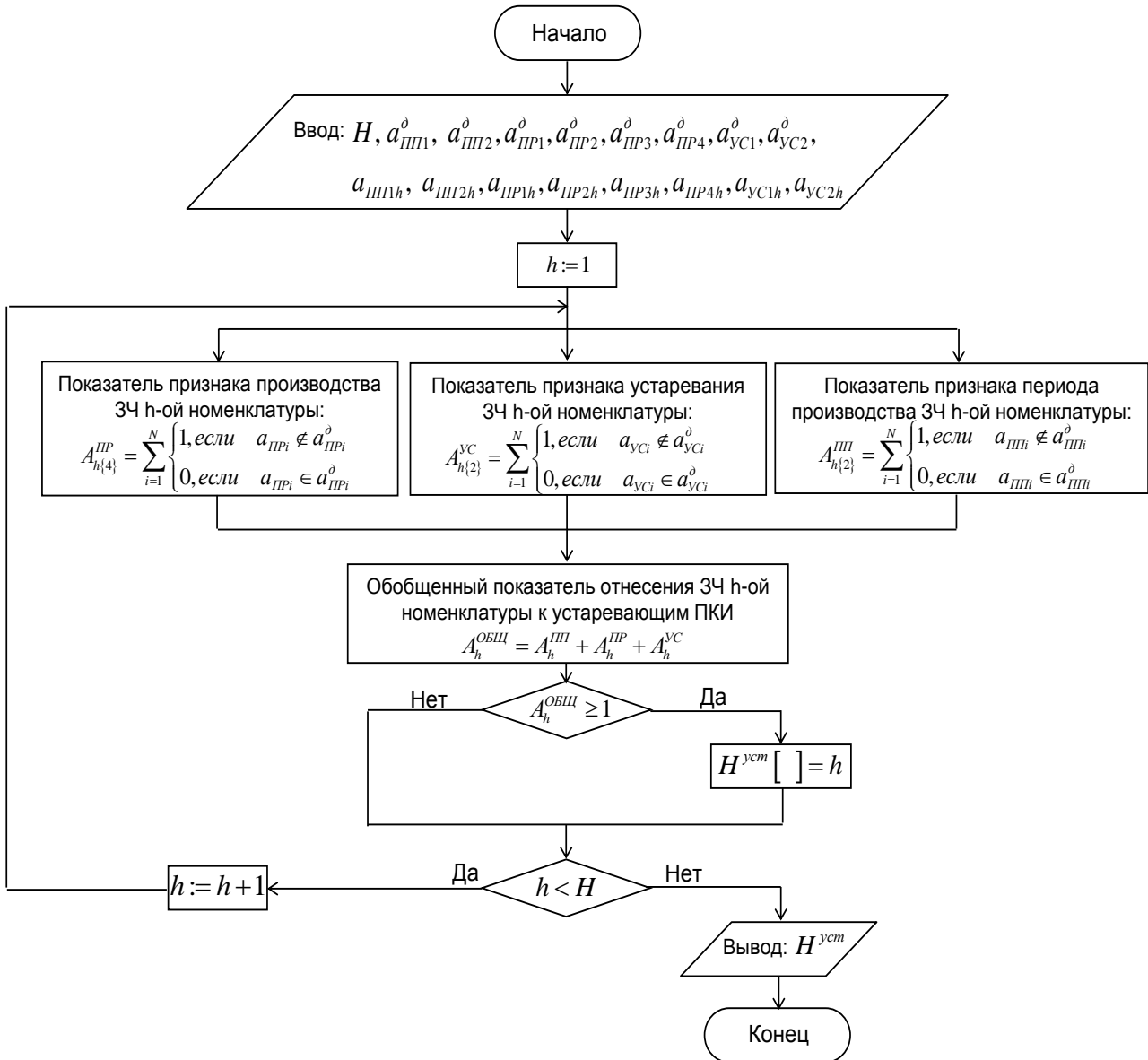


Рис. 1. Алгоритм отнесения запасной части оборудования к устаревающим ПКИ

Таблица 2

**Перечень факторов и соответствующих им характеристик,
 влияющих на доступность устаревающих ПКИ**

Влияющие факторы	Характеристики влияющих факторов
x_1 – состав участников ЖЦ ЗЧ	x_{11} – отсутствие необходимых специалистов для выполнения операций на различных стадиях ЖЦ ЗЧ
x_2 – система требований к ЗЧ	x_{21} – отсутствие правил производства ЗЧ; x_{22} – формирование неточной системы обеспечения запасами; x_{23} – некорректное распределение обязанностей рабочего персонала; x_{24} – частая смена требований

Окончание табл. 2

Влияющие факторы	Характеристики влияющих факторов
x_3 – разработка целевой программы поставок ЗЧ в соответствии с выделенными ресурсами	x_{31} – неточный план поставок; x_{32} – нехватка выделенных ресурсов
x_4 – степень технологической подготовленности производства	x_{41} – производство поставлено на поток; x_{42} – невысокий уровень мастерства при производстве; x_{43} – производство на устаревшем оборудовании; x_{44} – в производство внесены изменения
x_5 – выполнение поставок комплектующих	x_{51} – поставляется недостаточное количество готовых комплектующих; x_{52} – готовые комплектующих не поставляются
x_6 – характеристика эксплуатационных возможностей КРК	x_{61} – поступаемые ЗЧ не позволяют обеспечить готовность ЗИП

При оценивании недоступности устаревающих ПККИ будут использоваться ранги степеней влияния и важности, в соответствии которым поставлены нечеткие оценки \tilde{N}_i (табл. 3). Лингвистические переменные 1–11 являются оценками, которые выставляют эксперты каждому фактору.

Таблица 3

Лингвистические переменные степеней влияния и важности

Уровни степеней	\tilde{N}_i	Уровни степеней	\tilde{N}_i
1 – крайне низкая	(0; 0; 0,1)	7 – немного высокая	(0,5; 0,6; 0,7)
2 – определенно низкая	(0; 0,1; 0,2)	8 – высокая	(0,6; 0,7; 0,8)
3 – очень низкая	(0,1; 0,2; 0,3)	9 – очень высокая	(0,7; 0,8; 0,9)
4 – низкая	(0,2; 0,3; 0,4)	10 – определенно высокая	(0,8; 0,9; 1)
5 – немного низкая	(0,3; 0,4; 0,5)	11 – чрезвычайно высокая	(0,9; 1; 1)
6 – средняя	(0,4; 0,5; 0,6)		

Рассмотренные лингвистические переменные преобразуются в соответствующие нечеткие числа \tilde{N}_i , $i = \overline{1,11}$ с треугольными функциями принадлежности:

$$\mu_{N_1}(g) = \begin{cases} 1 - 10 \times g, & 0 \leq g \leq 0,1, \\ 0, & 0,1 \leq g \leq 1; \end{cases} \quad (1)$$

$$\mu_{N_i}(g) = \begin{cases} 0, & 0 \leq g \leq (i-2)/10, \\ 10 \times g - (i-2), & (i-2)/10 \leq g \leq (i-1)/10, \\ i - 10 \times g, & (i-1)/10 \leq g \leq i/10, \\ 0, & i/10 \leq g \leq 1; \end{cases} \quad (2)$$

$$\mu_{N_{11}}(g) = \begin{cases} 0, & 0 \leq g \leq 0,9, \\ 10 \times g - 9, & 0,9 \leq g \leq 1, \end{cases} \quad (3)$$

где $i = 2, 3, \dots, 10$, $g \in [0; 1]$.

Для преобразования нечеткой оценки в четкое число будем использовать метод центра тяжести, в соответствии с которым полученные значения могут быть представлены выражением

$$N_i = \frac{\int_{\underline{g}}^{\overline{g}} g \mu_{\tilde{N}_i}(g) dx}{\int_{\underline{g}}^{\overline{g}} \mu_{\tilde{N}_i}(g) dx}, \quad (4)$$

где $i = \overline{1,11}$.

Полученные от экспертов оценки степени влияния и важности выражаются через соответствующие нечеткие оценки с функциями принадлежности. В результате применения правила произведения четких чисел и метода центра тяжести получены значения каждой пары оценок степени влияния и важности, представленные в табл. 4.

Таблица 4

Значение степени недоступности для каждого фактора

Степень влияния	Степень важности										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1	0,003	0,006	0,009	0,013	0,016	0,019	0,023	0,026	0,029	0,033	0,033
2	0,006	0,015	0,025	0,035	0,045	0,055	0,065	0,075	0,085	0,095	0,099
3	0,009	0,025	0,045	0,065	0,085	0,105	0,125	0,145	0,165	0,185	0,196
4	0,013	0,035	0,065	0,095	0,125	0,155	0,185	0,215	0,245	0,275	0,292
5	0,016	0,045	0,085	0,125	0,165	0,205	0,245	0,285	0,325	0,365	0,389
6	0,019	0,055	0,105	0,155	0,205	0,255	0,305	0,355	0,405	0,455	0,486
7	0,023	0,065	0,125	0,185	0,245	0,305	0,365	0,425	0,485	0,545	0,583
8	0,026	0,075	0,145	0,215	0,285	0,355	0,425	0,495	0,565	0,635	0,679
9	0,029	0,085	0,165	0,245	0,325	0,405	0,485	0,565	0,645	0,725	0,796
10	0,033	0,095	0,185	0,275	0,365	0,455	0,545	0,635	0,725	0,815	0,873
11	0,033	0,099	0,196	0,293	0,389	0,486	0,583	0,679	0,796	0,873	0,936

Для определения весов приведенных в табл. 2 факторов и их характеристик воспользуемся методом анализа иерархий, разработанным Томасом Саати. Применение метода позволило получить таблицу весов факторов и их характеристик (табл. 5).

Таблица 5

Таблица весов факторов и их характеристик

x_k	x_1	x_2				x_3		x_4				x_5		x_6
$\omega_k^{(2)}$	0,1	0,1				0,1		0,3				0,1		0,3
x_{kj}	x_{11}	x_{21}	x_{22}	x_{23}	x_{24}	x_{31}	x_{32}	x_{41}	x_{42}	x_{43}	x_{44}	x_{51}	x_{52}	x_{61}
$\omega_{kj}^{(1)}$	1	0,4	0,4	0,1	0,1	0,5	0,5	0,3	0,1	0,3	0,3	0,5	0,5	1

Для определения периодов доступности устаревающих ПКИ воспользуемся алгоритмом, приведенным на рис. 2.

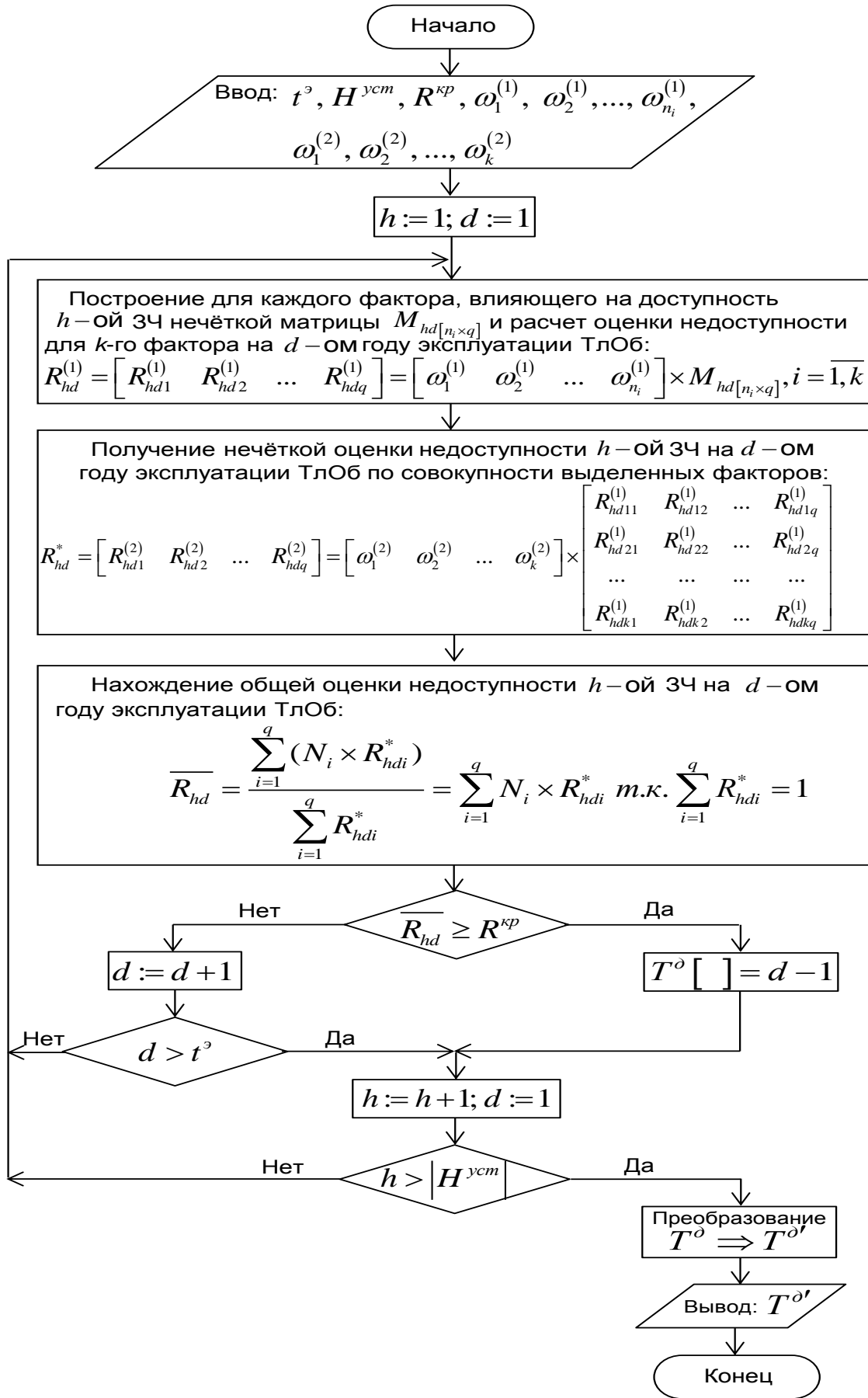


Рис. 2. Алгоритм определения сроков доступности устаревающих ПКИ

Переменные алгоритма имеют следующие обозначения:

$T^{\partial'} = [t_1^{\partial'}, \dots, t_{|H_{\text{зем}}|}^{\partial'}, t^{\partial'}]^T$ – матрица периодов доступности устаревающих ПКИ, в которой

элементы расположены в порядке увеличения;

$N = [N_1, \dots, N_{11}]^T$ – матрица значений центроидов лингвистических переменных.

Срок доступности ЗЧ, отнесенной к устаревающим ПКИ, будет получаться, исходя из общей оценки ее недоступности для каждого года эксплуатации изделия. Правой границей доступности ЗЧ будет являться год, в котором значение общей оценки недоступности будет выше значения, выбранного лицом, принимающим решение, для данного изделия, исходя из его важности в составе космического ракетного комплекса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В основу представленной в статье методики положены теория нечетких множеств и метод экспертного оценивания, в котором для определения весов факторов и их характеристик применяется метод анализа иерархий. Применение методики позволит провести своевременное накопление ЗЧ, относящихся к устаревающим, на период эксплуатации оборудования.

Список используемых источников

1. Шестопалова О. Л. Прогнозирование моральной долговечности распределенных информационных систем с учетом прогрессирующих ограничений на возможности восстановления ресурса элементной базы // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – № 6. – С. 26–32.
2. Богдан А. Н., Кокарев А. С. Подходы к определению перечня устаревающих ПКИ и сроков их доступности // Актуальные проблемы Российской космонавтики: сб. тез. XLII академических чтений по космонавтике. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. – С. 170–171.
3. Дьяков А. Н. Расчет показателей эксплуатационно-экономической эффективности // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 180–189.
4. Гуцыкова С. В. Метод экспертных оценок. Теория и практика. – М.: ИП РАН, 2011. – 144 с.
5. Кофман А. Введение в теорию нечетких множеств: пер. с франц. – М.: Радио и связь, 1982. – 432 с.

К. Б. Болдырев,
кандидат технических наук, доцент;
А. Ю. Карчин

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ КОНСТРУКЦИИ МЕЖБАКОВЫХ ОТСЕКОВ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

В статье обоснован подход к определению предельно допустимых параметров нагружения элементов конструкции корпуса ракетного блока в условиях действия массовых сил на атмосферном пассивном участке траектории. Предложена методика оценки несущей способности корпуса отсеков ракетного блока с компоновочной схемой топливных баков «бак над баком с отдельными днищами» в условиях комплексного воздействия возмущающих силовых факторов.

Ключевые слова: ракетный блок, пассивный участок траектории, предельные параметры нагружения.

ВВЕДЕНИЕ

Штатная схема запуска космических аппаратов предусматривает отделение от средства выведения ракетных блоков, выполнивших свои функции и ставших не нужными для дальнейшего полета. Движение ракетного блока на атмосферном участке траектории сопровождается действием на корпус возмущающих факторов, способствующих возникновению массовых сил, которые могут привести к разрушению конструкции ракетных блоков (рис. 1).

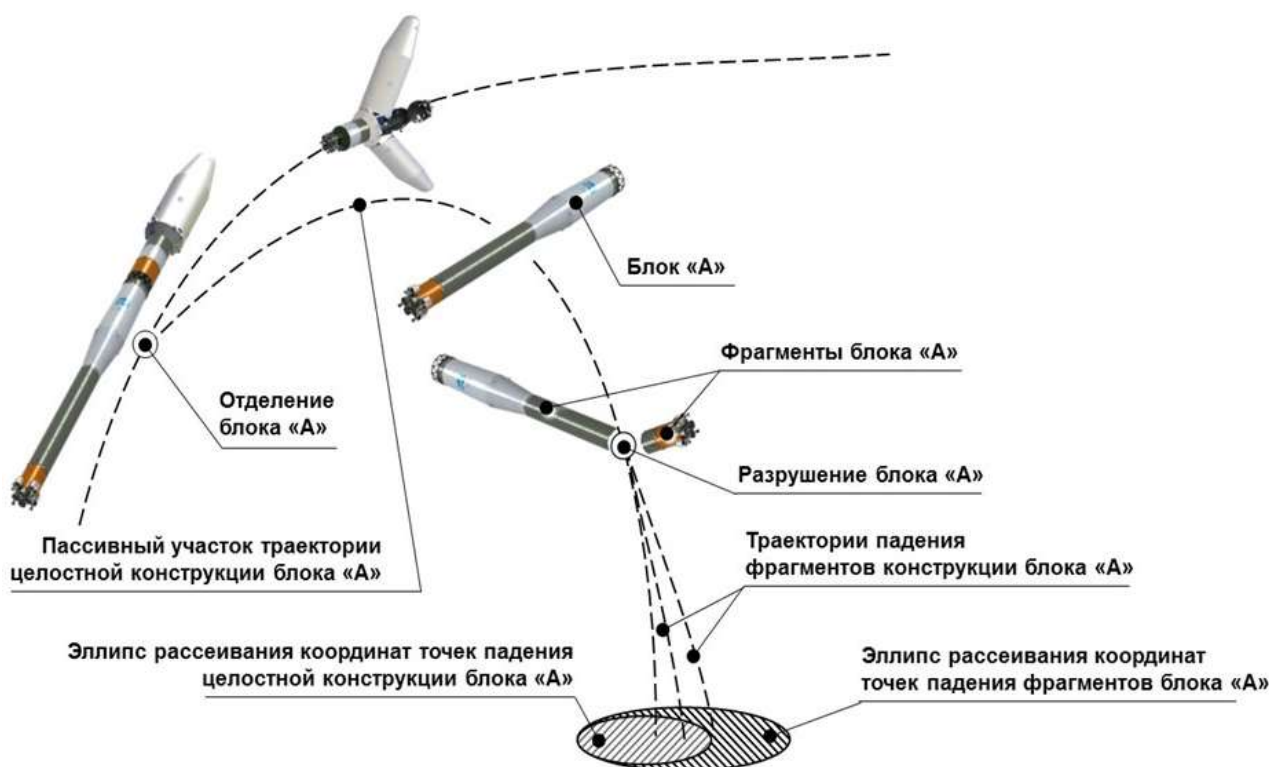


Рис. 1. Отклонение фактических траекторий падения от расчетных при разрушении блока «А» РН типа «Союз» на пассивном участке траектории

Отличие прогнозируемых координат точек падения отработавших РБ от фактических затрудняет их оперативный поиск, утилизацию, ликвидацию результатов воздействия на окружающую среду и ведет к росту материальных затрат. По результатам поисковых работ эллипсы рассеивания фрагментов блока «А» РН типа «Союз» увеличены в 4–9 раз [1].

В случае разрушения отработавших РБ эллипс рассеивания фрагментов с различными баллистическими коэффициентами [4] выходит за согласованные РП, за границами которых могут быть расположены объекты промышленной инфраструктуры, населенные пункты и места с охраняемыми государством природными территориями (см. рис. 1).

Значения координат точек падения фрагментов отработавших ракетных блоков зависят от высоты разрушения, которая является начальным условием в баллистических моделях движения фрагментов.

Причиной разрушения ракетного блока является потеря несущей способности элементов конструкции корпуса, т. е. превышение возникающих напряжений от действия силовых возмущающих факторов над возможно допустимыми [2]. В свою очередь, значения силовых факторов зависят от характера аэродинамического нагружения, при этом, значение скоростного напора является функцией от высоты атмосферного участка. Статья посвящена разработке методики получения зависимостей показателей несущей способности элементов конструкции ракетного блока от высоты пассивного участка траектории.

МОДЕЛЬ НАГРУЖЕНИЯ КОРПУСА РАКЕТНОГО БЛОКА НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

На пассивном участке траектории (ПУТ), в его атмосферной части, нагружение корпуса ракетного блока формируется гравитационной силой mg и полной аэродинамической силой R_a . Под воздействием указанных возмущающих силовых факторов в элементах корпуса возникают продольные и поперечные силы (N и Q) и изгибающие моменты M .

Эмпирическая модель нагружения корпуса РБ на атмосферном ПУТ представляет собой модель нагружения твердого деформированного осесимметричного тела в виде тонкостенной секционной конструкции с внутренним избыточным давлением в герметичных отсеках с распределенной и сосредоточенными по продольной оси массами в условиях воздействия массовых и нестационарных аэродинамических сил.

Построение эпюр сил и моментов, действующих на корпус отработавшего ракетного блока на атмосферном участке, определяется следующими математическими выражениями [2]:

$$N_{ij} = \sum_{i=1}^n N_{i(j-1)} + \left(-\frac{c_{xi} q_{a_x i} S_M}{m_{РБ}} \left(\sum_{c=1}^m m_{c_j} + \int_0^{x_j} m_{pj}(x) dx \right) + \Delta p_j \pi r_j \right), \quad (1)$$

$$Q_{ij} = \sum_{i=1}^n Q_{i(j-1)} + \left(\frac{c_{yi} q_{a_y i} S_M}{m_{РБ}} \pm \frac{c_{yi} q_{a_y i} S_M}{I_m} (x_{цм} - x_{цд}) \right) \left(\sum_{c=1}^m m_{c_j} + \int_0^{x_j} m_{pj}(x) dx \right), \quad (2)$$

$$M_{ij} = \sum_{i=1}^n M_{i(j-1)} + \int_0^{x_j} Q_{ij}(x) dx, \quad (3)$$

где N_{ij} – продольная сила на высоте i в сечении корпуса j , Н;
 Q_{ij} – поперечная сила на высоте i в сечении корпуса j , Н;
 M_{ij} – продольная сила на высоте i в сечении корпуса j , Н·м;
 $m_{РБ}$ – масса ракетного блока, кг;
 m_{c_j} – сосредоточенная масса в сечении j , кг;
 m_{pj} – распределенная масса в сечении j , кг/м;

q_{axi} – аэродинамический напор на высоте i , кг/м;
 Δp_j – давление в топливных баках в сечении j , Н/м².

Значения силовых факторов, полученных с помощью выражений (1)–(3), позволяют оценить характер распределения по длине и изменения по времени внутренних нагрузок, действующих на корпус ракетного блока на пассивном участке траектории с учетом изменения углового положения для нерасчетного режима нагружения в условиях воздействия нестационарного аэродинамического нагружения, и обосновать характерные («опасные») сечения корпуса, представленного в виде тонкостенной секционной конструкции с внутренним избыточным давлением в герметичных отсеках с распределенной и сосредоточенными по продольной оси массами [2] (рис. 2).



Рис. 2. Характер распределения внутренних силовых факторов N , Q и M по длине корпуса блока «А» РН типа «Союз» и высоте пассивного участка траектории

Анализ характера распределения действующих внутренних силовых факторов (рис. 2) позволяет сделать вывод о том, что наиболее интегрально нагруженным сечением является сечение, в котором располагается межбаковый отсек.

Следствием действия силы N являются растягивающие и сжимающие напряжения σ_φ , силы Q – напряжения сдвига τ_{xy} , а момента M – напряжения от изгиба σ_φ (рис. 3).

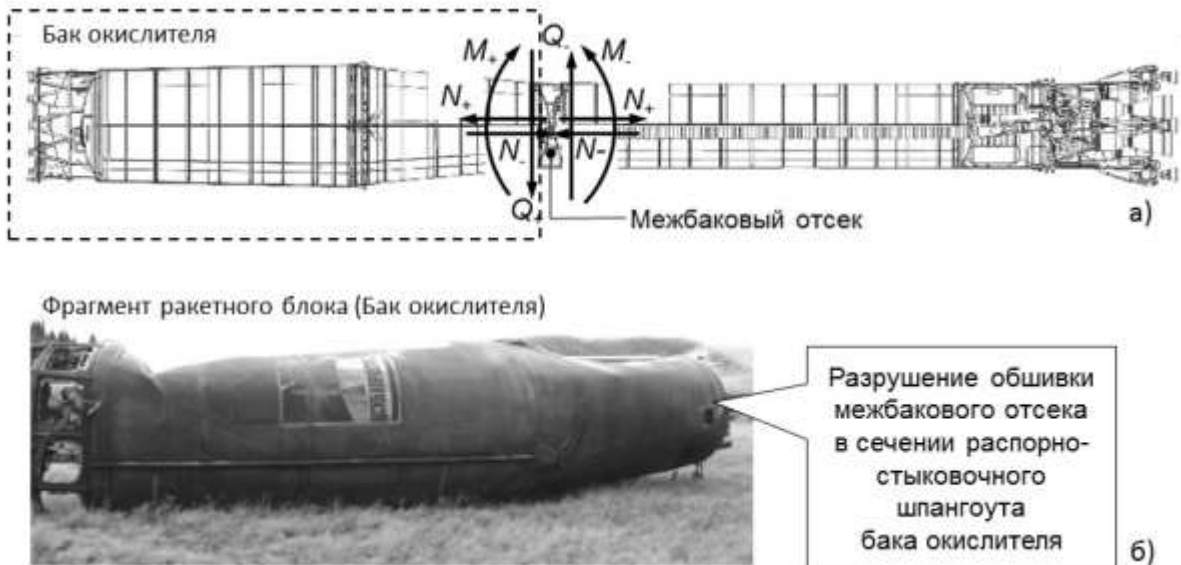


Рис. 3. Возможная фрагментация блока «А» РН типа «Союз» на ПУТ:
 а – комплексное действие силовых факторов N , Q и M в межбаковом отсеке;
 б – фрагмент блока «А» в районе падения после потери несущей способности элементов конструкции межбакового отсека

Анализ данных о фрагментах конструкции, найденных поисковыми группами в РП, подтверждает адекватность применяемой модели нагружения корпуса ракетного блока на ПУТ (рис. 3).

ОЦЕНИВАНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ МЕЖБАКОВОГО ОТСЕКА РАКЕТНОГО БЛОКА НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

Потеря несущей способности отсека ракетного блока происходит при условии превышения напряжений, возникающих в элементах конструкции, над предельно допустимыми, а именно пределом текучести $\sigma_{0,2}$ конструкционного материала при растяжении и критическими напряжениями $\sigma_{кр}$ при сжатии.

Границу предельного состояния конструкции межбакового отсека в условиях комплексного воздействия внутренних силовых факторов предложено представить в виде поверхности второго порядка (рис. 4).

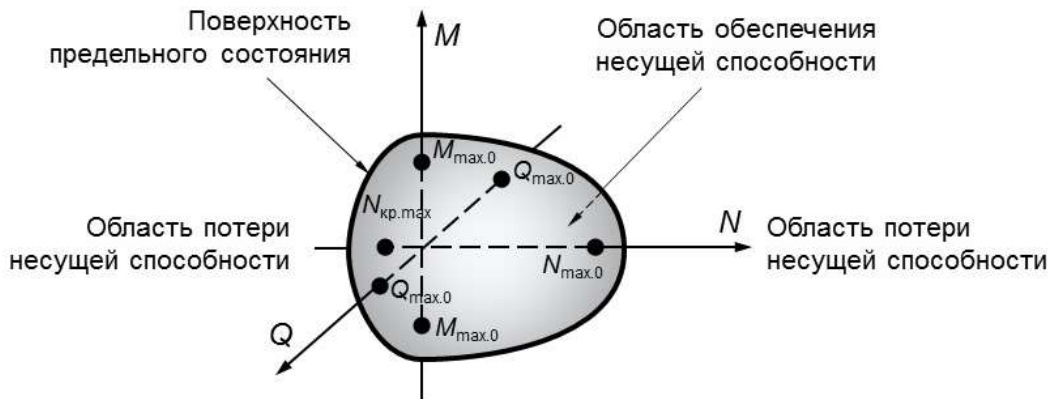


Рис. 4. Геометрическая интерпретация предельного состояния конструкции при комплексном воздействии внутренних силовых факторов

Математическое выражение, описывающее границу предельного состояния конструкции в условиях комплексного разнонаправленного воздействия силовых факторов, имеет следующий вид:

$$P = \left\{ (N, Q, M) \in R^3 : \left\{ \begin{array}{l} \frac{N_{\text{доп}}^2}{N_{\text{мах.0}}^2} + \frac{Q_{\text{доп}}^2}{Q_{\text{мах.0}}^2} + \frac{M_{\text{доп}}^2}{M_{\text{мах.0}}^2} = 1; (N \geq 0) \\ \frac{N_{\text{кр}}^2}{N_{\text{кр.0}}^2} + \frac{Q_{\text{доп}}^2}{Q_{\text{мах.0}}^2} + \frac{M_{\text{доп}}^2}{M_{\text{мах.0}}^2} = 1; (N \leq 0) \end{array} \right. \right\}, \quad (4)$$

где $N_{\text{доп}}, Q_{\text{доп}}, M_{\text{доп}}$ – допустимые (предельные) значения силовых факторов, при их комплексном действии;

$N_{\text{мах.0}}, Q_{\text{мах.0}}, M_{\text{мах.0}}$ – максимально допустимые (предельные) значения силовых факторов, при отсутствии действия остальных;

$N_{\text{кр.}}, N_{\text{кр.0}}$ – критические значения осевой сжимающей силы при комплексном действии остальных силовых факторов и критические значения осевой сжимающей силы при отсутствии действия остальных силовых факторов соответственно.

В данном случае при оценке несущей способности используется гипотеза по обоснованию подхода к определению фазовой траектории комплексного нагружения и перехода много-

элементной упругодеформированной тонкостенной конструкции в предельное состояние в условиях воздействия возмущающих факторов.

Для определения предельных значений внутренних силовых факторов, при возникновении которых происходит потеря несущей способности многоэлементной тонкостенной конструкции, необходимо использовать численный метод – метод конечных элементов (рис. 5).

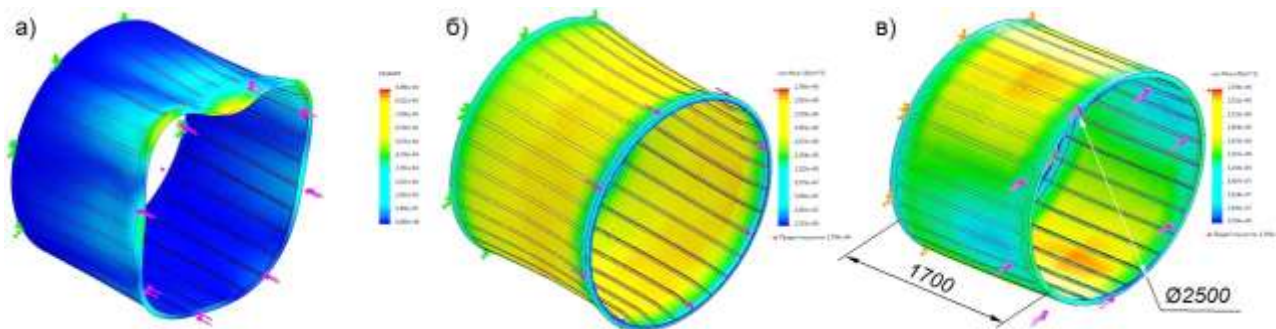


Рис. 5. Модели нагружения межбакового отсека предельными силовыми факторами: а – сжимающей силой N_+ ; б – растягивающей силой N_- ; в – перерезывающей силой Q и изгибающим моментом M

Алгоритм оценивания несущей способности элементов корпуса межбакового отсека, позволяющий определить высоту разрушения ракетного блока в сечении межбакового отсека, представлен на рис. 6.

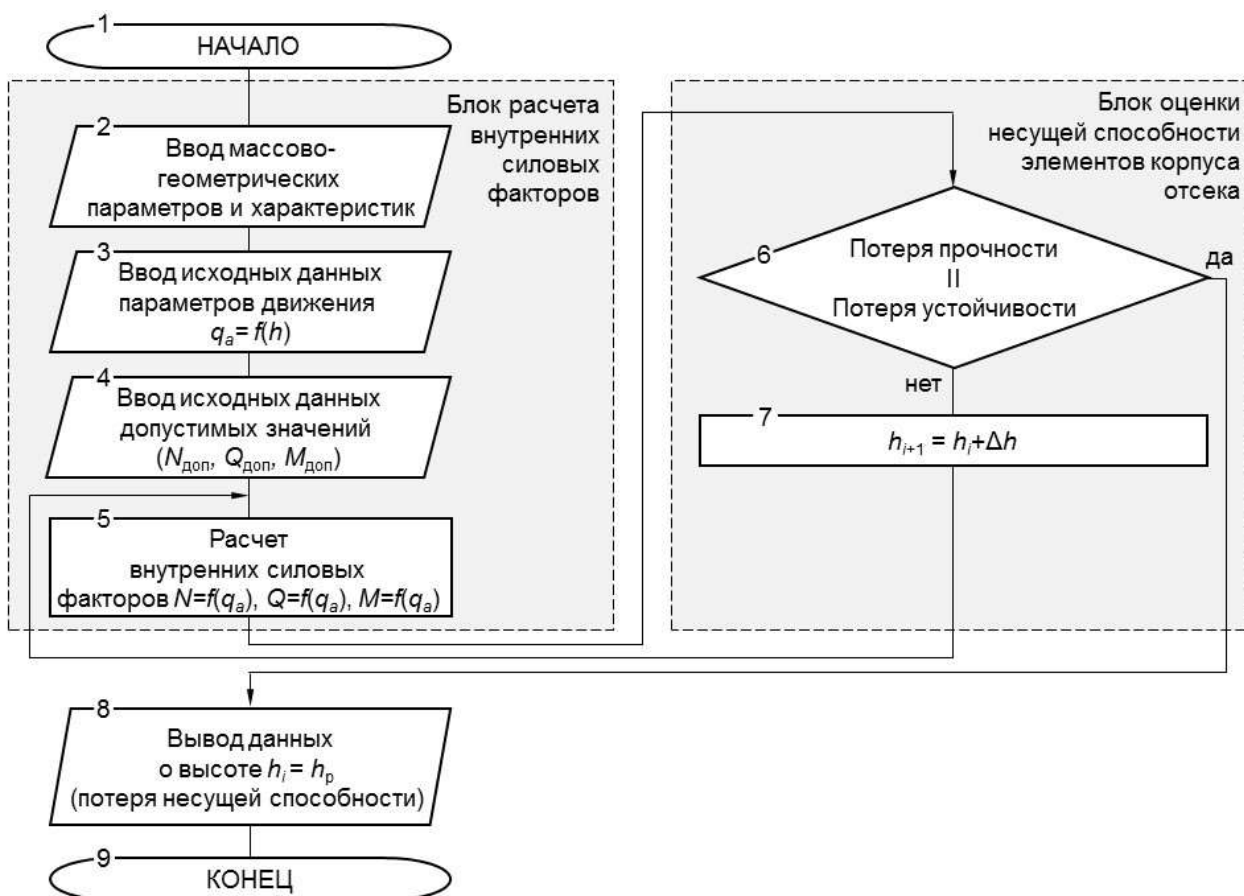


Рис. 6. Алгоритм оценивания несущей способности межбакового отсека обработавшего ракетного блока на ПУТ

Значения внутренних силовых факторов N , Q и M , действующих в элементах конструкции корпуса отработавшего ракетного блока, зависят от аэродинамического скоростного напора q_a , который является функцией от высоты h . Таким образом, потеря несущей способности (разрушения) межбакового отсека может быть зафиксирована на высоте h_p , которая является начальным условием в баллистических моделях движения фрагментов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлена методика оценивания несущей способности элементов конструкции ракетных блоков на ПУТ с использованием модели нагружения ракетного блока на ПУТ, позволяющей оценить характер распределения по длине и изменение по времени силовых факторов, действующих на корпус ракетного блока для нерасчетного режима нагружения.

В модели, в отличие от ранее предложенных, для нерасчетных режимов нагружения отработавших РБ учитывается расширенный спектр силовых факторов, существенно влияющих на напряженно-деформированное состояние элементов конструкции ракетного блока на нерасчетных режимах нагружения.

Методика позволяет обосновать подход к определению фазовой траектории комплексного нагружения и перехода элементов конструкции межбакового отсека отработавшего ракетного блока в предельное состояние при аэродинамическом нагружении на ПУТ.

Полученные параметры могут быть использованы в виде исходных данных для баллистических расчетов, позволяющих повысить достоверность прогнозирования координат точек падения фрагментов отработавших ракетных блоков [3], что приведет к упрощению их оперативного поиска, утилизации, ликвидации результатов воздействия на окружающую среду и к снижению материальных затрат.

Список используемых источников

1. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения: моногр. / В. В. Авдошкин [и др.]; под ред. А. С. Фадеева, Н. В. Аверкиева. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 372 с.

2. Болдырев К. Б., Карчин А. Ю., Постищенко В. И. Комбинированная модель нагружения корпуса ракетного блока в условиях действия разрушающих аэротермодинамических нагрузок на этапе спуска // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 217–222.

3. Карчин А. Ю. Оценивание параметров разрушения блока «А» ракеты-носителя типа «Союз» на пассивном участке траектории в задаче баллистического обоснования районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения // Вооружение и экономика. – 2014. – № 4(29). – С. 47–53.

4. Карчин А. Ю., Грибакин В. А., Пирогов С. Ю. Методика определения аэродинамических характеристик элементов конструкции отделяемых частей ракет-носителей // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. Военно-специальные науки. – 2018. – Вып. 7. – С. 368–375.

А. И. Брагарчук*;
А. В. Морозов*,
доктор технических наук, профессор
*ВИТ «ЭРА», г. Анапа.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК УПРУГОСТИ КОМПОНЕНТОВ УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНОГО КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ ИГЛОПРОБИВНОГО КАРКАСА

Описаны структура углерод-углеродного композитного материала на иглопробивном каркасе и распределение различных фаз в нем. Представлена геометрическая модель ячейки периодичности, а также методика определения упругих характеристик компонентов материала на мезоуровне, включающая в себя численный расчет методом конечных элементов и аналитический расчет с использованием гипотез осреднения Фойгта и Рейса. Полученные результаты были проанализированы, и сделаны выводы о применении аналитических методов.

Ключевые слова: углерод-углеродный композитный материал, характеристики упругости, иглопробивной каркас, ячейка периодичности.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время активно создаются новые устойчивые к окислению и термической нагрузке материалы. Актуальность создания таких материалов объясняется необходимостью повышения тактико-технических характеристик изделий ракетно-космической техники (РКТ). Решается эта задача за счет разработки технологии изготовления окислительно и эрозионно стойких сложнопрофильных деталей из углерод-углеродных композитных материалов (УУКМ) на основе стержневых и дискретных, объемных армирующих каркасов с уменьшенным размером структурной ячейки для передних кромок перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) (рис. 1, а, в), а также для термонагруженных деталей и узлов ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), таких как сопловой вкладыш критического сечения (рис. 1, б) и газодинамический руль.



а)



б)



в)

Рис. 1. Варианты применения углерод-углеродного композитного материала в изделиях РКТ:
а – ГЛА; б – сопловой вкладыш РДТТ; в – кромка крыла

В данной работе речь пойдет об УУКМ на основе иглопробивного (ИП) каркаса. Цель его создания состоит в том, чтобы повысить технологичность [1] изготовления сложнопрофильных изделий, а также на порядок удешевить изготовление данного вида КМ по сравнению с его аналогами, такими как стержневые и ткано-прошивные УУКМ. Кроме того большим плюсом является уменьшение размера структурной ячейки, которое влечет за собой уменьшение скорости уноса в высокоэнтальпийном газодинамическом потоке.

Одной из важнейших задач при проектировании и оптимизации элементов конструкций из высокотемпературных КМ является моделирование их поведения при термосиловом нагружении. Создание новых перспективных узлов, имеющих мелкомасштабные конструктивные элементы и рассчитанных на восприятие высоких уровней и градиентов нагрузок, требует учета структуры и характеристик композита на соответствующих масштабах. Это обстоятельство делает актуальной задачу разработки методики определения свойств компонентов УУКМ, не требующей больших затрат вычислительных ресурсов.

СТРУКТУРА УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Главной задачей структурных исследований является анализ распределения различных фаз компонентов материала, а также выявление периодической структуры материала и определение ее геометрических характеристик.

На рис. 2 представлены изображения материала в плоскостях XY и XZ, полученные методом оптической микроскопии.

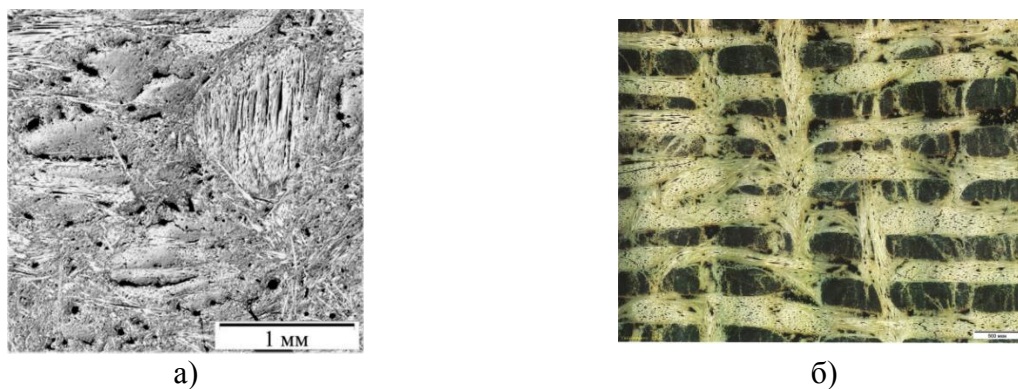


Рис. 2. Микрофотография материала в плоскостях:
а – XY; б – XZ

Предположение о периодичности структуры позволяет при оценке эффективных свойств материала ограничиться одной ячейкой периодичности или набором этих ячеек в качестве представительного объема. На рис. 3 приведена геометрическая модель ячейки периодичности материала ИП с ее геометрическими характеристиками, полученными путем многократного измерения материала по микрофотографиям.

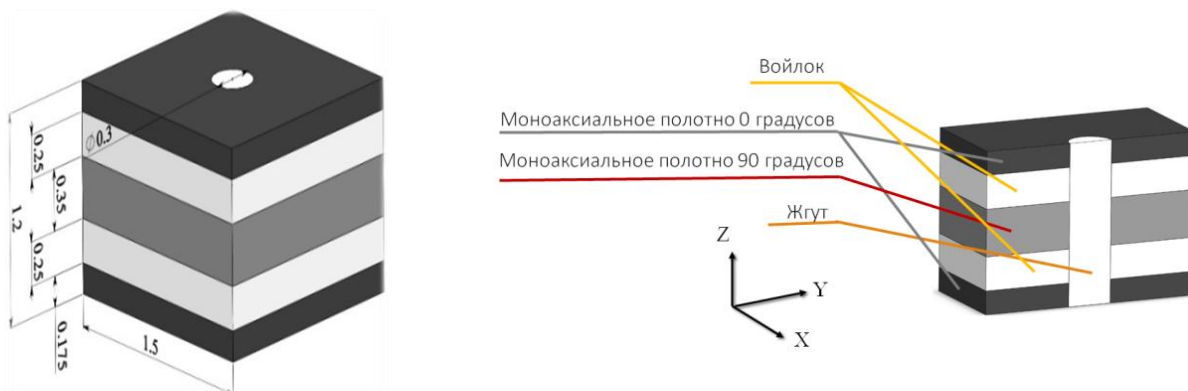


Рис. 3. Геометрическая модель ячейки периодичности материала ИП

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОДИКА ЕЕ ВЫПОЛНЕНИЯ

В данной задаче требуется определить эффективные упругие характеристики материала на мезоуровне (рис. 4), т. е. определить модули упругости E_x, E_z и сдвига G_{xz} слоя моноаксиального полотна, слоя войлока и жгута (рис. 3). Для этого необходимо знать эффективные упругие характеристики КМ на макроуровне (рис. 4), полученные экспериментальным путем:

$E_{xz} = E_{yz} = 36.6$ ГПа и $E_{z3} = 10.3$ ГПа – модуль упругости 1-го рода, материал ортотропный в направлении оси Z;

$G_{yz3} = G_{xz3} = 5.27$ ГПа – модуль упругости 2-го рода.

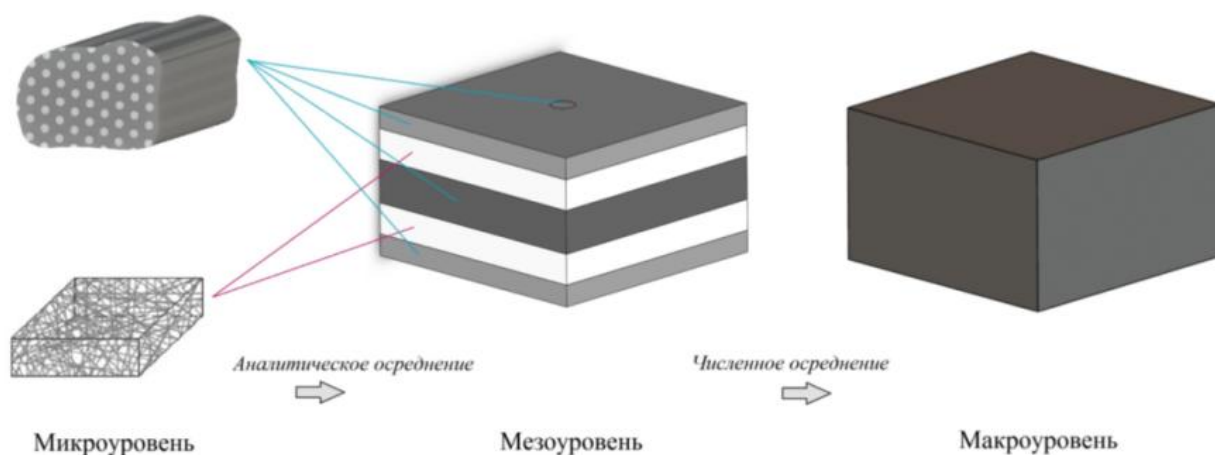


Рис. 4. Графическая схема трехуровневой модели материала

Выполнение данной задачи будем осуществлять в такой последовательности:

- получение связи свойств материала на мезоуровне (моноаксиальное полотно, войлок, жгут) с характеристиками упругости на микроуровне (филаменты, матрица) аналитическими методами осреднения, предложенными в статьях [2, 3];
- построение ячейки периодичности (рис. 3) в среде SolidWorks;
- получение эффективных характеристик материала на макроуровне с помощью ANSYS Mechanical методом конечных элементов (МКЭ);
- определение характеристик упругости компонентов КМ на микроуровне с опорой на экспериментальные данные и с использованием процедуры идентификации [4];
- получение характеристики упругости материала на мезоуровне при использовании связи из первого пункта;
- сравнение полученных результатов (решать данную задачу следует полностью аналитическими методами осреднения).

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ

Перед выполнением численного осреднения свойств УУКМ на макроуровне МКЭ требуется определить связь характеристик упругости компонентов микроуровня [1] с мезоуровнем. Данный этап осреднения включает в себя гипотезы совместности компонентов деформаций Фойгта (рис. 5) и совместности компонентов напряжений Рейса [2, 3].

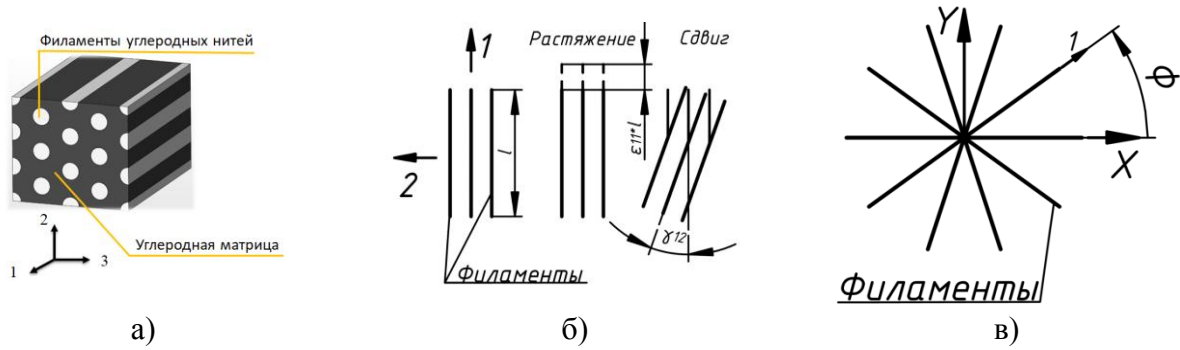


Рис. 5. Структура микроуровня полотна и жгута (а); совместное деформирование на микроуровне (б); принятое распределение филаментов войлока в плоскости XY (в)

Алгоритм получения осредненных характеристик при использовании гипотезы Фойгта и Рейса представлен ниже:

$$\{\varepsilon\} = [S] \cdot \{\sigma\} \Rightarrow \begin{Bmatrix} \{\varepsilon'\} \\ \{\varepsilon''\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [S_{11}] & [S_{12}] \\ [S_{12}]^T & [S_{22}] \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \{\sigma'\} \\ \{\sigma''\} \end{Bmatrix} - \text{закон Гука}; \quad (1)$$

где $\{\varepsilon'\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{13} \end{Bmatrix}$ и $\{\sigma'\} = \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{12} \\ \sigma_{13} \end{Bmatrix}$ по Фойгту, а $\{\varepsilon''\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \end{Bmatrix}$ и $\{\sigma''\} = \begin{Bmatrix} \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \end{Bmatrix}$ – по Рейсу;

Согласно принимаемым гипотезам, сделаем следующие допущения:

$$\{\varepsilon'\}_i = \{\varepsilon'\}_c, \{\sigma'\}_c = \sum_{i=1}^n \{\sigma'\}_i \mu_i \text{ и } \{\sigma''\}_c = \{\sigma''\}_i, \{\varepsilon''\}_c = \sum_{i=1}^n \{\varepsilon''\}_i \mu_i$$

где $\{\varepsilon\}_c$ и $\{\sigma\}_c$ – вектор деформаций и напряжений пакета; μ_i – объемная доля i -й компоненты. Выполнив преобразования, получим:

$$\begin{Bmatrix} \{\varepsilon'\}_c \\ \{\varepsilon''\}_c \end{Bmatrix} = [S]_{\text{сп}} \cdot \begin{Bmatrix} \{\sigma'\}_c \\ \{\sigma''\}_c \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A]^{-1} & [A]^{-1}[B] \\ [C][A]^{-1} & [C][A]^{-1}[B] + [D] \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \{\sigma'\}_c \\ \{\sigma''\}_c \end{Bmatrix}; \quad (2)$$

где $[S]_{\text{сп}}$ – матрица податливости пакета, $[A] = \sum_{i=1}^n [S_{11}]_i^{-1} \mu_i$; $[B] = \sum_{i=1}^n [S_{11}]_i^{-1} [S_{12}]_i \mu_i$; $[C] = \sum_{i=1}^n [S_{12}]_i^T [S_{11}]_i^{-1} \mu_i$; $[D] = \sum_{i=1}^n ([S_{22}]_i - [S_{12}]_i^T [S_{11}]_i^{-1} [S_{12}]_i) \mu_i$;

Связь матрицы податливости войлока и полотна с учетом распределения (рис. 5,в)

$$[S]_{\text{св}} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} [T_2]_z [S]_{\text{сп}} [T_2]_z^T d\varphi, \quad (3)$$

где $[T_2]_z$ – матрица поворота вокруг оси OZ.

Получаемую связь компонентов мезоуровня можно представить в следующем виде:

$$E_{iB} = F_i(E_{f1}, E_{f2}, G_{f12}, E_m) \text{ и } E_{iП} = E_{iЖ} = F_i(E_{f1}, E_{f2}, G_{f12}, E_m), \quad (4)$$

где E_{iB} , $E_{iП}$ и $E_{iЖ}$ – модули упругости войлока, полотна и жгута, E_{f1} , E_{f2} и G_{f12} – продольный, поперечный и сдвиговой модули упругости ортотропных филаментов, E_m – модуль упругости изотропной матрицы.

Для уменьшения количества расчетов МКЭ функцию F_i зависимостей (4) приводим к безразмерному виду

$$E_{iП} = E_{iЖ} = E_{f1} f_i(e_{f2}, g_{f12}, e_m) \text{ и } E_{iB} = E_{f1} f_i(e_{f2}, g_{f12}, e_m),$$

где $e_{f2} = \frac{E_{f2}}{E_{f1}}$; $g_{f12} = \frac{G_{f12}}{E_{f1}}$; $e_m = \frac{E_m}{E_{f1}}$.

Пределы изменений [4] будут следующими:

$$e_{f2} \in [0.001; 0.15]; \quad e_m \in [0.001; 1]; \quad g_{f12} \in [0.001; 0.15]$$

Процедура идентификации заключается в минимизировании функции невязки [4]:

$$\Phi(E_{f1}, e_{f2}, g_{f12}, e_m) = \sqrt{\frac{(E_{xp} - E_{xэ})^2}{E_{xэ}^2} + \frac{(E_{zp} - E_{zэ})^2}{E_{zэ}^2} + \frac{(G_{xzp} - G_{xzэ})^2}{G_{xzэ}^2}}. \quad (5)$$

Величины E_{xp} , E_{zp} и G_{xzp} определяли, используя ANSYS Mechanical. Структура каждого проведенного расчета была неизменна и представляла собой шесть расчетных блоков Static Structural (рис. 6,а). При этом на каждое напряженное состояние – растяжение в трех направлениях и сдвиг в трех плоскостях. Шесть указанных блоков объединены в систему с общей геометрией, конечно-элементной (КЭ) сеткой (рис. 6,б), свойствами элементов и условиями на контактах.

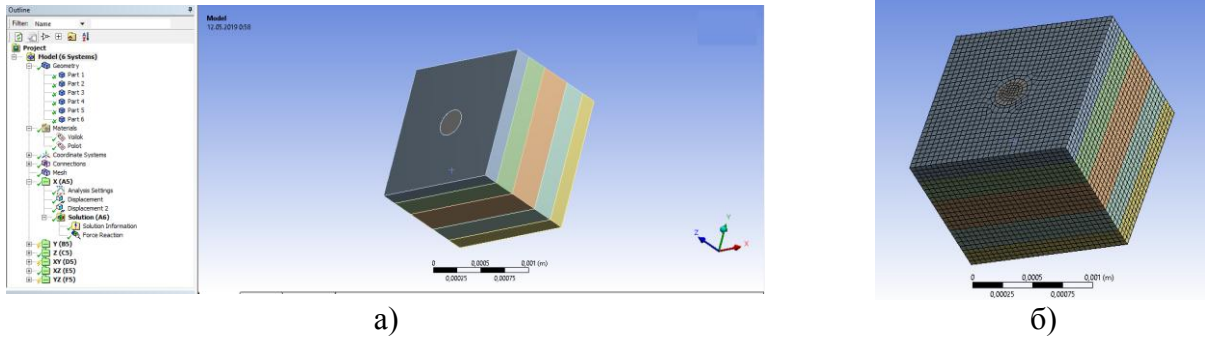


Рис. 6. Расчеты на каждое напряженное состояние (а) и КЭ сетка модели (б)

Граничные условия (ГУ) каждого из шести подрасчетов задавались функцией Displacement (рис. 7а, в), заданная деформация ϵ_i была принята равной 0.03. Результатом было получение реакции в опоре (рис. 7,б и г).

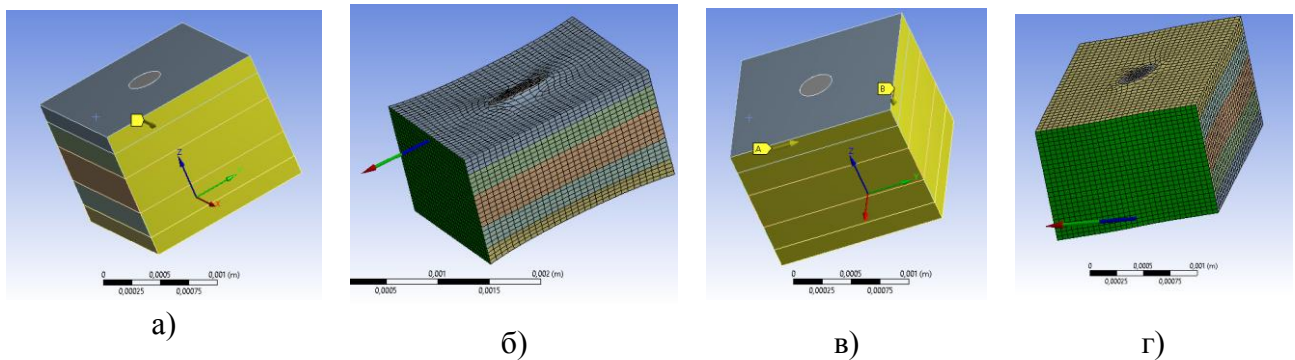


Рис. 7. ГУ при растяжении (а) и реакция в опоре при растяжении (б); ГУ при сдвиге (в) и реакция в опоре при сдвиге (г)

По полученным реакциям для каждого из напряженных состояний определялись эффективные модули упругости ячейки на макроуровне по следующим зависимостям:

$$E_{xp} = \frac{P_x}{A_{yz}\epsilon_x}; E_{yp} = \frac{P_y}{A_{xz}\epsilon_y}; E_{zp} = \frac{P_z}{A_{xy}\epsilon_z}; G_{xyp} = \frac{P_x}{A_{xz}\gamma_{xy}}; G_{xzp} = \frac{P_z}{A_{xz}\gamma_{xz}}; G_{yzp} = \frac{P_y}{A_{yz}\gamma_{yz}}, \quad (6)$$

где P_i – реакция в опоре;
 A_{ij} – площадь соответствующей грани;
 γ_{ij} – деформационного сдвига, $\gamma_{ij} = 0.6$.

Варьированием величин $e_{f2}^i, g_{f12}^i, e_m^i$, мы получим N значений функции

$$f_i(e_{f2}^i, g_{f12}^i, e_m^i)$$

для каждой характеристики упругости, в результате чего после N расчетов МКЭ определим N возможных групп $e_{xp}^i, e_{zp}^i, g_{xzp}^i$. Затем после подстановки последних в уравнение невязки получим N функций невязки вида

$$\Phi_i(E_{f1}) = \sqrt{\frac{(E_{f1}e_{xp}^i - E_{xэ})^2}{E_{xэ}^2} + \frac{(E_{f1}e_{zp}^i - E_{zэ})^2}{E_{zэ}^2} + \frac{(E_{f1}g_{xzp}^i - G_{xzэ})^2}{G_{xzэ}^2}}. \quad (7)$$

В результате, исследовав N функций невязки на минимум по переменной E_{f1} , определили N значений, выбрав минимальное значение из них и узнав, при каком E_{f1} этот минимум достигается. Потом определили, к каким $f_i(e_{f2}^i, g_{f12}^i, e_m^i)$ данная невязка относится. По полученным значениям $E_{f1}, f_i(e_{f2}^i, g_{f12}^i, e_m^i)$ определяем характеристики упругости компонент материала на мезоуровне.

Минимизацию невязки будем осуществлять в несколько ступеней, в каждой из них шаг уменьшается (рис. 8). Критерий остановки расчета $\min(\Phi_i(E_{f1})) \approx 0.1$.

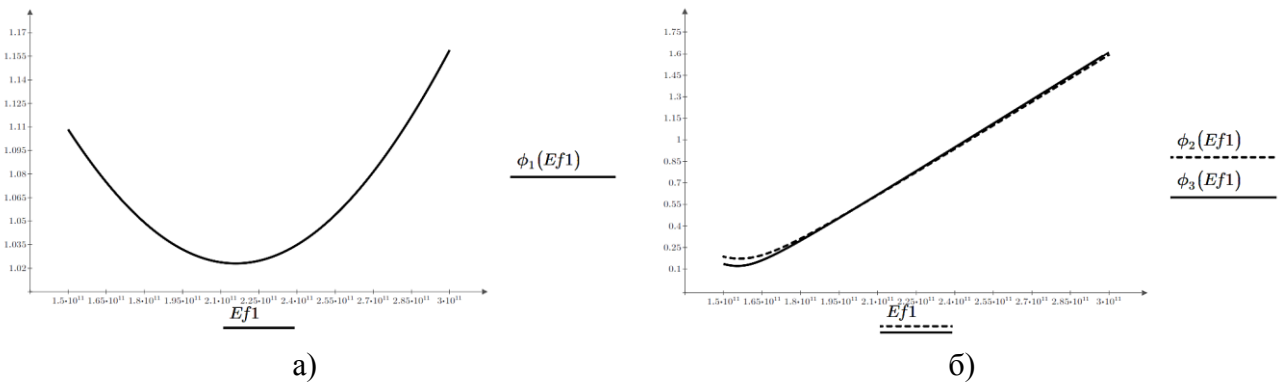


Рис. 8. Минимизация функции невязки:
а – 1-я ступень; б – 2-я и 3-я ступени

Значения упругих характеристик компонентов микро- и мезоуровня, полученные на последней ступени, и значения минимума невязок каждой из ступеней занесем в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчета процедуры идентификации

$\min(\Phi_1(E_{f1}))$	$\min(\Phi_2(E_{f1}))$	$\min(\Phi_3(E_{f1}))$	e_{f2}	g_{f12}	e_m	E_{f1} , Па
1.0	0.2	0.1	0.024	0.089	0.157	155.50
Моноаксиальное полотно и жгут			Войлок			
E_x , ГПа	E_z , ГПа	G_{xz} , ГПа	E_x , ГПа	E_z , ГПа	G_{xz} , ГПа	
109.60	5.38	12.46	20.60	12.44	6.71	

СРАВНЕНИЯ С РЕЗУЛЬТАТАМИ, ПОЛУЧЕННЫМИ АНАЛИТИЧЕСКИ

Аналитический расчет включал в себя три этапа осреднения (рис. 9).

Этапы осреднения включают:

1) определение связи характеристик упругости мезоуровня с микроуровнем, получение эффективных характеристик упругости войлока, жгута, моноаксиального полотна 0 и 90 градусов (1–3);

2) определение эффективных характеристик упругости монослоев с учетом протянутого в направлении Z жгута;

3) расчет эффективных характеристик упругости КМ с учетом полученных на прошлом этапе монослоев в составе многослойного пакета с заданной схемой армирования.

Занесем в табл. 2 использование гипотез Фойгта и Рейса для каждого этапа, совместное деформирование (СД) на втором этапе показано на рис. 10.

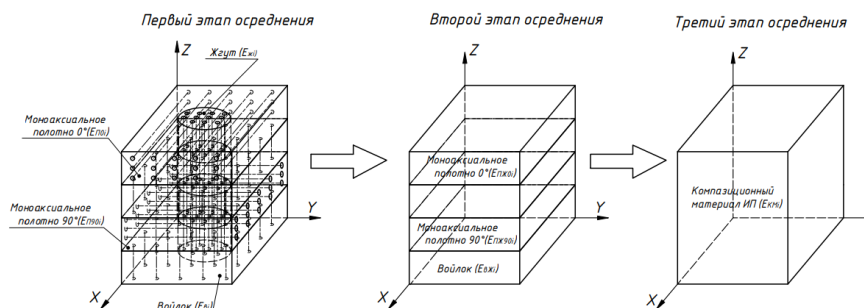


Рис. 9. Этапы осреднения

Таблица 2

Осреднение на каждом этапе

Первый этап осреднения (локальная система координат, связанная с филаментом)					
Фойгт			Рейс		
$\epsilon_1, \gamma_{12}, \gamma_{13}$			$\sigma_2, \sigma_3, \sigma_{23}$		
Второй этап осреднения (система координат УУКМ ИП)					
Полотно 0°		Полотно 90°		Войлок	
Фойгт	Рейс	Фойгт	Рейс	Фойгт	Рейс
$\epsilon_x, \epsilon_z, \gamma_{xz}$	$\sigma_y, \sigma_{yz}, \sigma_{xy}$	$\epsilon_y, \epsilon_z, \gamma_{yz}$	$\sigma_x, \sigma_{xz}, \sigma_{xy}$	$\epsilon_z, \gamma_{xy}, \gamma_{yz}$	$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_{xy}$
Третий этап осреднения					
Фойгт			Рейс		
$\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$			$\sigma_z, \sigma_{yz}, \sigma_{xz}$		

Сравним эффективные характеристики упругости на макроуровне при численном расчете средствами ANSYS Mechanical с полученными двумя аналитическими расчетами, используя одни и те же характеристики упругости компонентов микроуровня (табл. 3).

Таблица 3

Сравнение результатов аналитического и численного расчетов

Численный расчет			Аналитический расчет		
$E_{xpr}, \text{ ГПа}$	$E_{zpr}, \text{ ГПа}$	$G_{xzpr}, \text{ ГПа}$	$E_x, \text{ ГПа}$	$E_z, \text{ ГПа}$	$G_{xz}, \text{ ГПа}$
38.88	10.56	4.73	40.71	10.80	4.62

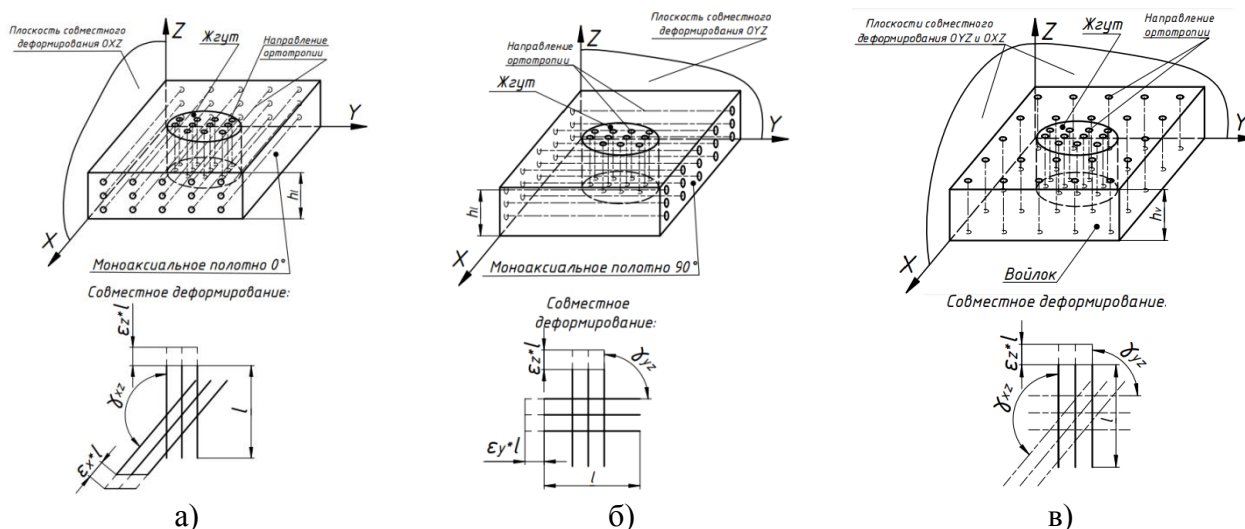


Рис. 10. СД жгута:

a – с полотном 0° ; *б* – с полотном 90° ; *в* – с войлоком

Результаты аналитического и численного расчетов очень близки, погрешность не превышает 5%, что говорит о правильности применения гипотез и допущений и о возможности применения аналитических методов для определения упругих свойств компонентов УУКМ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе были определены эффективные характеристики упругости компонентов мезоуровня УУКМ (см. табл. 1) на основе иглопробивного каркаса по известным экспериментальным данным характеристик упругости на макроуровне. Задача решалась численно МКЭ и аналитически с использованием методов осреднения.

Результат показал применимость аналитических методов, дающих погрешность меньше чем 5% и требующих меньших трудозатрат и вычислительных ресурсов.

Список используемых источников

1. Effect of Punching Density on the Mechanical and Thermal Properties of Needle-punched Nonwoven Carbon/Phenolic Composites / T. J. Kang [et al.] // *Polymers & Polymer Composites*. – 2002. – Vol. 10, № 7. — P. 521–530.
2. Сарбаев Б. С. Деформирование упругих многослойных композиционных материалов при трехосном напряженном состоянии // *Вестник МГТУ имени Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение*. – 2005. – С. 63–81.
3. Сарбаев Б. С., Магнитский И. В. Способ расчета эффективных характеристик упругости композиционных материалов с пространственным армированием // *Конструкции из композиционных материалов*. – 2014. – № 2. – С. 3–9.
4. Проблемы и задачи неразрушающего контроля деталей, узлов и сборочных единиц из углерод-углеродных и керамоматричных композиционных материалов нового поколения / В. П. Вагин [и др.] // *Неразрушающий контроль композиционных материалов: сб. тр. 1-й дистанционной научно-технической конференции НККМ-2014 «Приборы и методы неразрушающего контроля качества изделий и конструкций из композиционных и неоднородных материалов»*. – СПб.: Свен, 2015. – С. 45–56.

Р. М. Вивчарь,
кандидат технических наук;
А. В. Пачин,
кандидат технических наук;
В. Ю. Свирский

ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА РЕШЕНИЙ ПО УПРАВЛЕНИЮ СИСТЕМОЙ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГОТОВНОСТИ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ К ПУСКУ НА ОСНОВЕ РИСК-ОРИЕНТИРОВАННОГО ПОДХОДА

Представлен анализ технических отчетов о результатах пуска ракеты-носителя (РН) «Союз-2.1 а,б» с 2008 по 2020 год с выявлением причин превышения продолжительности подготовки ракеты космического назначения (РКН) к пуску.

Так как одной из причин превышения продолжительности подготовки РКН к пуску является низкое качество решений, принимаемых при управлении системой обеспечения готовности РКН к пуску, то предлагается применить риск-ориентированный подход (РОП) с целью повышения качества решений, принимаемых при управлении системой обеспечения готовности РКН к пуску.

Ключевые слова: риск, система обеспечения готовности, управление, ракета космического назначения.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из основных задач Вооруженных сил Российской Федерации, согласно Военной доктрине, являются развертывание и поддержание в стратегической космической зоне орбитальных группировок космических аппаратов (КА), обеспечивающих деятельность Вооруженных сил [1].

Успешное решение указанной задачи зависит от эффективности функционирования системы обеспечения готовности (СОГ) РКН к пуску.

Под СОГ РКН к пуску будем понимать часть системы эксплуатации ракетно-космического комплекса (РКК), предназначенную для приведения и поддержания РКН в требуемой готовности к запуску КА, управления состоянием готовности РКН, управления уровнем обученности личного состава боевого расчета (БР), управления запасами космических средств (КСр) и их поставками в объединения, соединения и части [2].

Одними из основных показателей эффективности функционирования СОГ являются вероятность подготовки и пуска РКН за заданное время и стоимость функционирования СОГ.

Проведенный анализ технических отчетов о результатах подготовки к пуску, пуска и полета РН «Союз-2.1 а,б» с 2008 по 2020 год показал, что в 15% случаев продолжительность подготовки РКН к пуску выходит за рамки, определенные технологическим графиком (ТГ; рис. 1 и 2), что, в свою очередь, ведет к несоответствию вероятности подготовки и пуска РКН за заданное время требуемым значениям.

Кроме того, было выявлено, что основными причинами превышения продолжительности подготовки РКН к пуску (рис. 3) являются:

- отсутствие запасных частей (ЗЧ) в комплекте ЗИП, необходимых для устранения отказа, и превышение нормативного времени устранения возникающих отказов (влияют на время восстановления работоспособного состояния);
- невыявление скрытых отказов до начала процесса подготовки (влияет на количество отказов, возникающих в процессе подготовки).

Появление таких причин обусловлено низким качеством принимающихся решений по управлению СОГ, а именно, по организации создания, пополнения и поддержания запасов ЗЧ, а также по обоснованию комплекса мероприятий, направленных на поддержание технологического оборудования РКК в готовности к применению по назначению и подготовку личного состава БР.

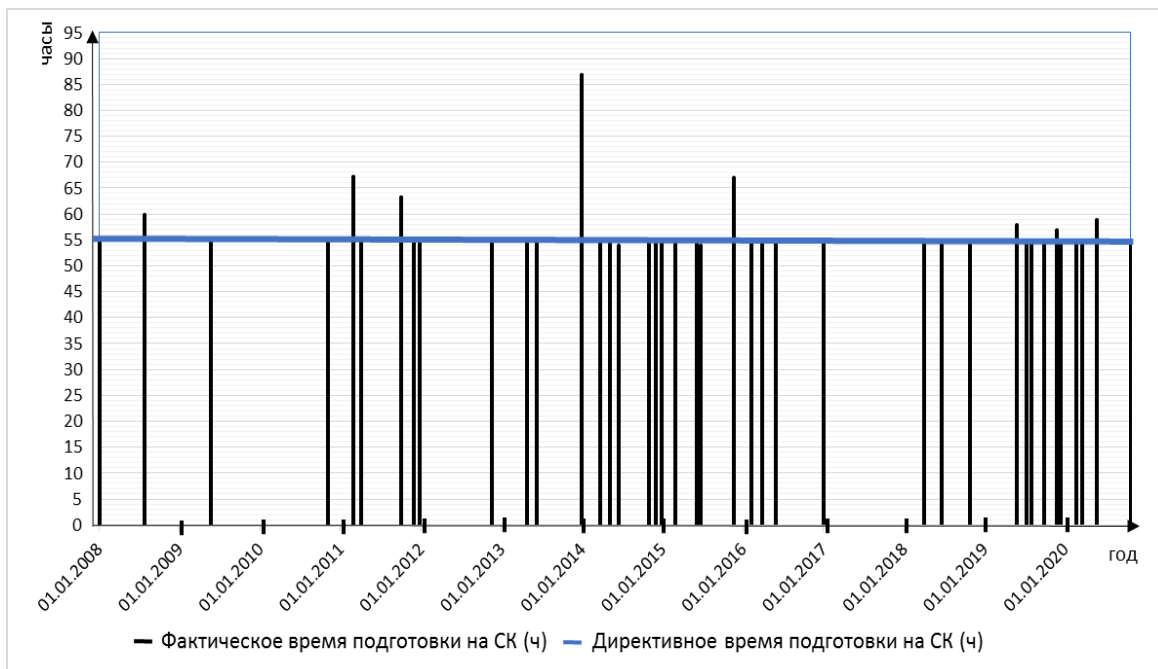


Рис. 1. Продолжительность процесса подготовки РН на СК

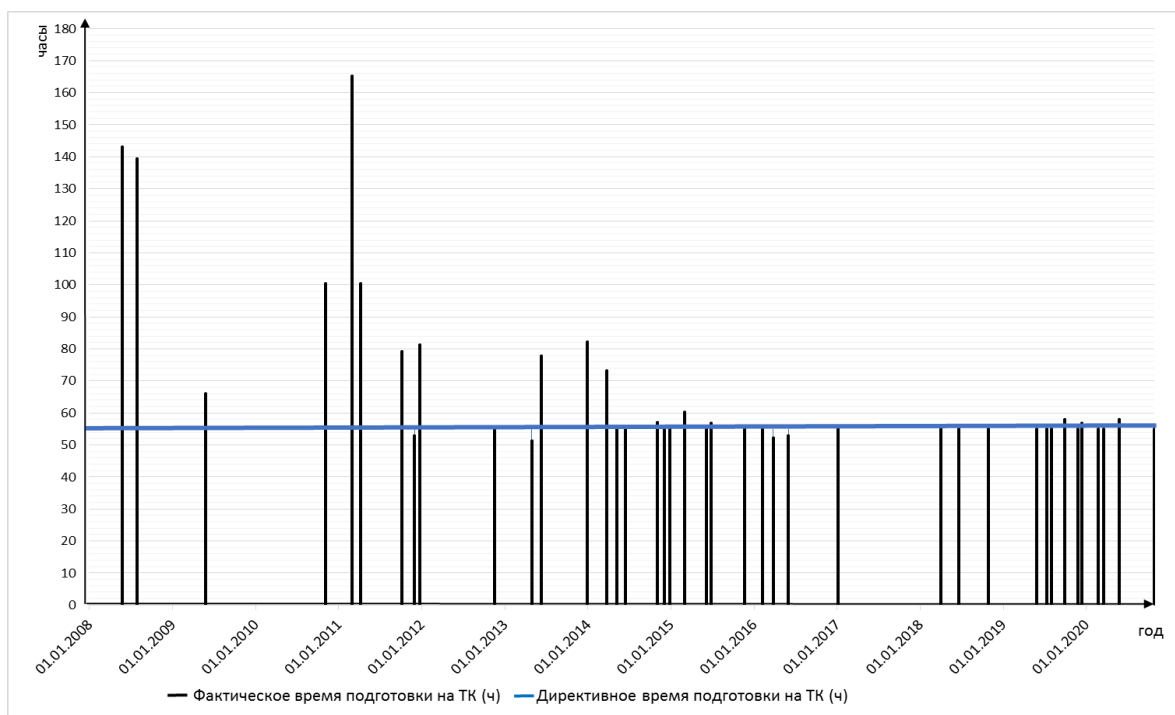


Рис. 2. Продолжительность процесса подготовки РН на ТК



Рис. 3. Распределение причин превышения времени завершения ТТ

Соответственно, такое качество принимаемых управляющих решений не может не сказаться на увеличении затрат на функционирование СОГ (рис. 4).

Если в некоторых случаях имеющихся в комплекте ЗИП запасных частей не хватает для устранения возникающих отказов оборудования, что приводит к необходимости их экстренной доставки и, как следствие, возрастанию эксплуатационных затрат на обеспечение этого процесса, то для определенных элементов замены в комплекте ЗИП разработчиком определено избыточное количество ЗЧ, исходя из критерия обеспечения требуемых показателей эффективности СОГ. Это приводит к необоснованным эксплуатационным затратам, обусловленным их приобретением и последующим хранением и обслуживанием.

Все это требует решения задачи определения оптимального размера первоначальных запасов, их размещения и способа пополнения, при этом учитывая тот факт, что постоянно происходит совершенствование как самого космического средства, так и системы его обеспечения готовности. Также к увеличению эксплуатационных затрат приводит для некоторых видов оборудования необоснованность периодичности и глубины технического обслуживания.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что явно прослеживается необходимость повышения качества принимаемых управляющих решений.

Учитывая тот факт, что функционирование СОГ всегда сопровождается наличием неопределенностей, которые обусловлены неполнотой знаний о требуемом объеме заказов, объектах управления (в частности, их наблюдаемости и состоянии), реальных входных воздействиях и результатах управления, а также множественностью целей управления. В результате может произойти ущерб или конфликт того или иного вида (экономический или материальный ущерб, причинение вреда жизни, здоровью и т. д.). Одним из путей повышения качества решений по управлению СОГ является применение риск-ориентированного подхода (РОП).

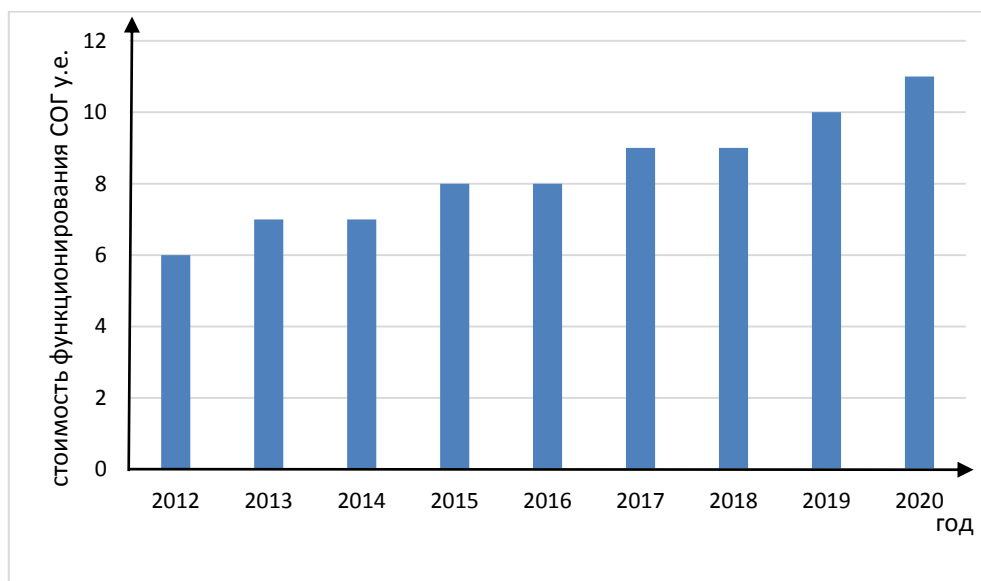


Рис. 4. Затраты на функционирование СОГ

Кроме того, применение РОП рекомендовано Постановлением Правительства РФ от 17 августа 2016 года № 806 «О применении риск-ориентированного подхода при организации отдельных видов государственного контроля (надзора) и внесении изменений в некоторые акты Правительства Российской Федерации» при организации отдельных видов государственного контроля (надзора) [3].

В настоящее время РОП уже используется в МЧС и в других органах государственного надзора, в системах управления качеством, некоторых организациях и предприятиях, а также в приоритетных отраслях экономики, выполняющих Указ Президента Российской Федерации от 07.05.2018 № 204 «О национальных целях и стратегических задачах развития Российской Федерации на период до 2024 г.» [4], например, в энергетике на основе внедрения цифровых технологий. Риск-ориентированный подход также широко используется в НАСА для управления реализацией различных программ и проектов в области авиации [5].

Сущность РОП заключается в оценивании показателей риска недостижения целей управляющих решений и на основе этой оценки при необходимости в коррекции этих решений. При этом под риском будем понимать одно из свойств качества решения, принимаемого в ситуации с неопределенными исходами, характеризующее возможность и последствия недостижения поставленных целей [6].

Как и в любой другой деятельности, решения по управлению СОГ должны достигать, по крайней мере, четыре цели: обеспечение требуемых характеристик результативности и оперативности (своевременная подготовка и пуск РКН), ресурсоемкости (непревышение финансовых затрат на функционирование СОГ), безопасности (недопущение гибели и травматизма личного состава).

Исходя из определения риска, основными его показателями являются вероятность недостижения цели и соответствующий ущерб. Применительно к СОГ показателями риска будут являться вероятность несвоевременной подготовки и пуска РКН, вероятность превышения требуемых эксплуатационных затрат на функционирование СОГ и вероятность гибели и травматизма личного состава.

Так как сущность РОП заключается в оценивании показателей риска, то реализация его при управлении СОГ требует наличия научно-методического аппарата, позволяющего произвести эту оценку.

Проведенный анализ существующего научно-методического аппарата оценивания показателей риска недостижения целей решений по управлению СОГ выявил, что он не учитывает всех нежелательных факторов, которые воздействуют на достижение цели решения, а также не учитывает их комплексное влияние, что, в свою очередь, не позволяет осуществить адекватную оценку показателей риска.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в настоящее время актуальной выглядит задача совершенствования научно-методического аппарата, позволяющего оценить показатели риска недостижения целей решения по управлению СОГ РКН к пуску. В качестве такого научно-методического аппарата предлагается методика оценивания показателей риска несвоевременной подготовки и пуска РКН.

В основе такой методики должна лежать имитационная модель процесса функционирования СОГ РКН к пуску, позволяющая определить зависимость между количественными характеристиками решений по управлению СОГ и показателями риска недостижения их целей. Применение имитационного моделирования позволит учесть комплексное влияние различных нежелательных факторов, воздействующих на достижения цели решения и тем самым повысить адекватность оценки показателей риска.

Список используемых источников

1. Военная доктрина Российской Федерации [утв. Президентом РФ 25 декабря 2014 г. N Пр-2976]. – URL: <https://base.garant.ru> (дата обращения: 21.10.2021).
2. Вивчарь Р. М., Решетников Д. В., Герасименко С. Ю. Методика выбора значений параметров системы обеспечения готовности ракеты космического назначения к пуску // Современные наукоемкие технологии. – М.: Академия естествознания, 2019. – № 10. – С. 32–37.
3. О применении риск-ориентированного подхода при организации отдельных видов государственного контроля (надзора) и внесении изменений в некоторые акты Правительства Российской Федерации: Постановление Правительства РФ № 806 от 17 августа 2016 г. – URL: <https://base.garant.ru> (дата обращения: 21.10.2021).
4. О национальных целях и стратегических задачах развития Российской Федерации на период до 2024 года [пп. «б» п. 11]: Указ Президента Российской Федерации № 204 от 07.05.2018. – URL: <https://base.garant.ru> (дата обращения: 21.10.2021).
5. NASA-NPR 8705.2C. Human-Rating Requirements for Space Systems // Expiration Date. – 2022. – July 10.
6. Звягин В. И., Птушкин А. И., Трудов А. В. Риск как одно из свойств качества решений, принимаемых в условиях неопределенности // Надежность. – 2018. – № 4. – С. 45–50.

Д. Ю. Виноградов*;

В. В. Суевалов*;

кандидат технических наук

*НИЦ ЦНИИ ВКС Минобороны РФ, Московская область, г. Королёв.

ТЕХНОЛОГИЯ АВТОНОМНОГО ПОДДЕРЖАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ БОЛЬШОЙ ЧИСЛЕННОСТИ

В работе описывается технология автономного поддержания орбитальных параметров космических аппаратов (КА) различного назначения при управлении их многочисленными группировкам. Обозначен основной принцип автономного управления полетом КА. Представлена модель программного движения КА, допускающая аналитическое прогнозирование. Приведено выражение для определения драконического периода прицельной орбиты. Перечислены основные операции, выполняемые в процессе реализации технологии автономного управления движением КА в составе космической системы.

Ключевые слова: космическая система, орбитальная группировка, автономная навигация, программное движение, автономное управление, динамически устойчивая орбита.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из основных требований, предъявляемых к перспективным космическим системам (КС), является требование обеспечения режима автономного функционирования космических аппаратов (КА). Особенно актуальным становится это требование при создании в перспективе КС различного назначения [4], состоящих из большого числа КА, когда управление всеми КА из наземного комплекса управления (НКУ) вследствие большого объема операций управления будет затруднено или просто невозможно.

Единственным способом обеспечения управления многочисленными группировками КА является перенос решения задач позиционирования, навигации и управления движением из НКУ в бортовой комплекс управления (БКУ) и резкое уменьшение за счет этого количества операций управления и сеансов связи и измерений. Для решения данной задачи необходимы однозначное определение параметров структуры КС и реализация в БКУ алгоритмов моделирования номинального движения КС и решения задач удержания КА в окрестности номинального положения.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ

Основой автономного и независимого управления полетом КА любой системы является применение принципа удержания КА относительно заранее заданного номинального (программного) движения. Для реализации автономного управления орбитальной группировкой (ОГ) из N КА необходимо, чтобы были определены на некоторый момент времени t_0 :

- основные параметры орбит КА системы – большая полуось a_0 , эксцентриситет e_0 , наклонение i_0 и аргумент перигея ω_0 ;
- баллистическая структура системы КА (пространственное распределение КА в системе по долготе восходящего узла Ω_{j0} и средней аномалии M_{j0} , $j: \Omega_{j0}, M_{j0}$, где $j=1, \dots, N$);
- модель (закон изменения параметров) программного движения КА данной космической системы.

Рассмотрим выбор основных параметров орбиты КА. Для построения систем КА удобнее использовать околосферные динамически устойчивые орбиты [1]. Период обращения выби-

рается, исходя из условия обеспечения заданной кратности замыкания трассы или заданного суточного смещения трассы. При этом при заданных значениях большой полуоси a_0 и при наклонении орбиты i_0 можно подобрать такие значения эксцентриситета e_0 и аргумента перигея ω_0 , при которых обеспечивается динамическая устойчивость параметров орбиты: средние значения всех четырех основных параметров в восходящем узле орбиты остаются постоянными во времени.

Для примера профиль высоты для динамически устойчивой околокруговой орбиты представлен на рис. 1. Из анализа рисунка следует, что динамически устойчивая орбита характеризуется постоянством во времени профиля высоты, что удобно для планирования целевых работ. Одновременно это обеспечивает упрощение модели программного движения.

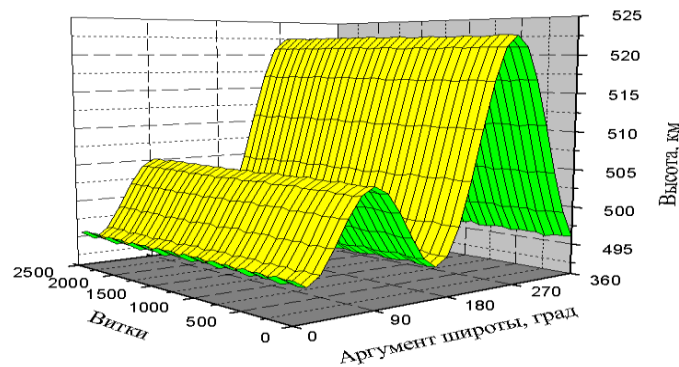


Рис. 1. Профиль высоты динамически устойчивой околокруговой орбиты

Количество орбитальных плоскостей, положение плоскостей и количество КА в каждой плоскости выбираются из условия обеспечения требуемой продолжительности зон наблюдения и допустимых перерывов в наблюдении. Скорость изменения средней аномалии M определяется большой полуосью, а скорость прецессии восходящего узла Ω – наклонением орбиты i .

Выбор модели программного движения КА основывается на учете главных тенденций орбитального движения КА и исключении короткопериодических и деструктивных составляющих возмущений [2]. Обычно в практике проектных баллистических расчетов используются модели с учетом центральной силы притяжения Земли и заданного числа зональных гармоник модели гравитационного поля Земли (ГПЗ). В результате этого и с учетом выбора параметров динамически устойчивой орбиты модель программного движения может быть представлена в аналитическом виде:

$$\begin{aligned} a_j &= a_0, e_j = e_0, i_j = i_0, \omega_j = \omega_0, \\ \Omega_j &= \Omega_{j0} + \dot{\Omega} (t - t_0), \\ M_j &= M_{j0} + \dot{M}(t - t_0) + \sum_{j=1}^2 \left[C_j \cos\left(j \frac{2\pi}{T_{др}} t\right) + D_j \sin\left(j \frac{2\pi}{T_{др}} t\right) \right]. \end{aligned} \quad (1)$$

Конкретные значения скорости прецессии долготы восходящего узла $\dot{\Omega}$ и средней аномалии \dot{M} (параметры модели) рассчитываются по эволюции Ω и M в выбранной модели зональных гармоник на интервале до 30 суток и далее используются как константы в аналитической модели (1), эквивалентной по точности численной модели зональных гармоник на длительных интервалах времени. Третий член в выражении для средней аномалии описывает витковую периодичность под влиянием зональных гармоник модели ГПЗ.

В результате сформированная таким образом аналитическая модель движения системы КА (1) обеспечивает возможность оперативного вычисления орбитальных параметров любо-

го КА системы и параметров структуры системы КА в целом на любой заданный момент времени и является номинальной моделью программного движения КА, в окрестности которого должно находиться фактическое движение КА системы.

Для парирования возмущающих факторов реального движения КА, не учтенных в модели программного движения КА, проводятся операции по коррекции параметров орбиты с целью удержания положения КА в некоторой заданной окрестности системной позиции.

КОРРЕКЦИЯ УДЕРЖАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ФАКТИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ

Для низкоорбитальных КА с высотой орбиты до 1000 км, у которых атмосферное торможение является одним из основных возмущающих факторов, поддержание орбитальной структуры системы осуществляется исключительно разгонными трансверсальными импульсами скорости. Обеспечение требуемого положения КА по аргументу широты относительно программного положения осуществляется с учетом торможения КА в атмосфере. Максимальное время нахождения КА в заданных границах удержания достигается за счет обеспечения дрейфа фактического положения КА относительно программного по так называемому «предельному циклу» [3]. Характер дрейфа положения КА по «предельному циклу» во времени можно проследить, используя понятие фазовой траектории в координатах:

$\Delta u(t) = u_{\phi}(t) - u_{\text{пр}}(t)$ – отклонение по аргументу широты;

$\Delta T(t) = T_{\phi}(t) - T_{\text{пр}}(t)$ – отклонение по драконическому периоду.

Вид фазовой траектории представлен на рис. 2, где рассмотрен вариант удержания КА в диапазоне $\pm 7,5$ градусов по аргументу широты. На рисунке приведены данные эволюции $T(u)$ для трех уровней солнечной активности (75, 125 и 175 потоковых единиц) и для трех значений упреждающего коэффициента k (0; 0,25; 0,5). Из анализа рис. 2 следует, что коррекции поддержания осуществляются в моменты времени, когда КА находится в окрестности правой границы удержания по аргументу широты. В результате проведения коррекции КА переводится на орбиту с драконическим периодом, превышающим его программное значение на некоторую величину ΔT , обеспечивающую в дальнейшем максимальное время нахождения КА в заданных границах удержания. При этом величины корректирующих импульсов, обеспечивающие требуемый характер дрейфа, определяются исходя из условия, что в момент достижения левой границы удержания драконический период КА будет равен программному значению. В этот момент произойдет смена знака дрейфа, и КА относительно системной позиции начнет двигаться к правой границе удержания, по достижению которой цикл коррекций удержания повторится.

Требуемое отклонение фактического периода КА от номинального значения в момент коррекции t , обеспечивающее дрейф КА по «предельному циклу» (от правой границы удержания, когда $\Delta u(t) = \Delta u_0$, до левой границы, где происходит смена направления дрейфа, и обратно до правой границы $\Delta u_{\text{доп}}$), вычисляется по формуле

$$\Delta T(t) = \sqrt{(1 - k)(\Delta u_{\text{доп}} + \Delta u(t))T_{\text{др}} \frac{\Delta T_{\text{в}}}{\pi}}, \quad (2)$$

- где $\Delta T_{\text{в}}$ – падение драконического периода за виток под влиянием атмосферы;
 $T_{\text{др}}$ – программное значение драконического периода;
 $\Delta u_{\text{доп}}$ – диапазон удержания по аргументу широты;
 $\Delta u(t)$ – текущее рассогласование по аргументу широты;
 k – упреждающий коэффициент сужения левой границы удержания.

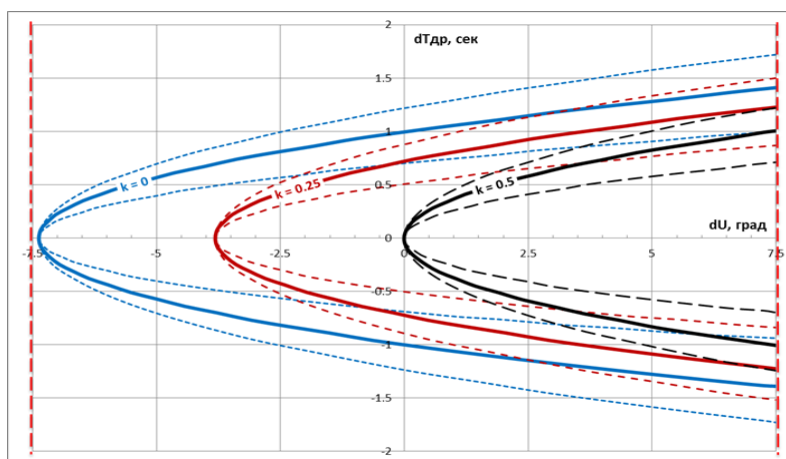


Рис. 2. Схема удержания КА «по предельному циклу» в заданном диапазоне отклонений аргумента широты $\pm 7,5$ градусов от программного движения

Формула для расчета упреждающего коэффициента k сужения левой границы удержания в формуле (2) имеет вид

$$k = \frac{\delta \Delta T_B}{\Delta T_B}, \quad (3)$$

где $\delta \Delta T_B$ – погрешность расчета падения периода на интервале прогноза, обусловленная в основном ошибками прогнозирования индексов солнечной активности и геомагнитной возмущенности, которая достигает величины 50% от расчетной величины падения периода ($k = 0,5$).

РЕЗУЛЬТАТЫ УДЕРЖАНИЯ КА В ОКРЕСТНОСТИ СИСТЕМНОЙ ПОЗИЦИИ

Пример реального удержания параметров орбиты в окрестности программного значения аргумента широты, реализованного для одного из КА с высотой орбиты 500 км и с диапазоном удержания $\pm 7,5$ градусов, приведен на рис. 3 [3]. Из анализа рисунка видно, что все коррекции периода осуществлялись в районе правой границы на его увеличение, а в окрестности левой границы смена направления дрейфа аргумента широты проходила естественным путем под влиянием атмосферы.

Информация о фактических параметрах орбиты КА формируется по данным навигационной аппаратуры потребителя (НАП). При полной орбитальной группировке системы ГЛОНАСС (24 НКА) в пространстве до высоты 2500 км от поверхности Земли создается непрерывное радионавигационное поле. Потребитель в любой точке этого пространства имеет возможность получать навигационные сигналы не менее чем от четырех НКА и решать задачу оперативного автономного определения параметров движения (ОПД).

Результаты навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления полетом ряда КА на высотах полета 400–700 км с использованием динамических методов определения параметров орбиты показали, что предельная для уровня вероятности 0,95 погрешность оперативного определения в БКУ параметров орбиты по данным современных НАП (по двухчастотным кодовым измерениям) не превышает 10 м.

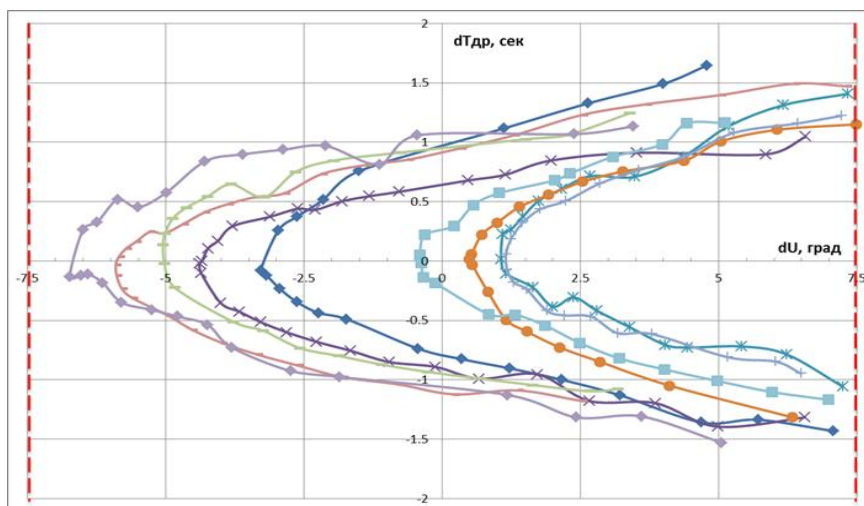


Рис. 3. Отклонение фактических параметров орбиты КА от программных значений по драконическому периоду и аргументу широты

Достигнутые точности ОПД в БКУ (т. е. в автономном режиме) значительно превосходят результаты ОПД с использованием средств НКУ. Точность автономного ОПД КА по данным НАП с учетом перспектив развития системы ГЛОНАСС и ее функциональных дополнений в ближайшем будущем может достигнуть уровня 1 м [3].

ТЕХНОЛОГИЯ УДЕРЖАНИЯ КА В ОКРЕСТНОСТИ СИСТЕМНОЙ ПОЗИЦИИ

Таким образом, наличие отработанных методик ОПД по данным НАП и реализация предлагаемой модели программного движения космического аппарата, близкой к реальному движению и допускающей аналитическое прогнозирование, позволяют использовать следующую технологию автономного решения задач удержания космического аппарата в заданной окрестности системной позиции:

- определение фактических параметров орбиты КА по беззапросным кодовым измерениям бортовой НАП;
- определение требуемых номинальных значений параметров орбиты КА в соответствии с моделью программного движения;
- контроль фактических параметров орбиты КА (величины отклонений фактических параметров от номинальных значений);
- расчет параметров коррекции для удержания параметров орбиты КА в заданной окрестности программного движения;
- реализация импульсов (программы) коррекции удержания фактических параметров орбиты КА;
- определение параметров орбиты КА по измерениям НАП после проведения коррекции;
- оценка точности реализации параметров коррекции орбиты КА (при больших отклонениях реализуется дополнительная коррекция);
- оценка времени проведения следующей коррекции удержания (осуществляется после каждого цикла определения орбиты).

Предлагаемая здесь технология существенно упрощает процесс НБО управления полетом для многочисленных систем КА, поскольку формирование и поддержание орбитальной структуры системы осуществляются путем проведения независимых коррекций орбит каждого КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Ряд задач НБО, благодаря многолетней практической отработке алгоритмов их реализации, могут быть перенесены из НКУ в БКУ, что позволит снизить нагрузку на НКУ, повысить автономность решения задач управления движением КА и решить задачу управления большими группировками КА. За НКУ предлагается оставить лишь функции контроля БКУ и планирования целевого применения КА. При этом целевое применение КА может и должно осуществляться непрерывно, на фоне решения задач ОПД КА (уточнения абсолютного положения КА в пространстве), контроля относительного положения КА в системе и коррекции параметров движения КА (удержания в окрестности выделенной системной позиции).

Достигнутые в настоящее время точность навигации по данным НАП и точность навигации по данным управления движением КА позволяют уменьшить допустимые диапазоны отклонений фактических параметров орбит от программных значений с существующих 5 градусов по аргументу широты на порядок – до 0,5 градусов. Частота циклов определения орбитальных параметров в этом случае практически не меняется, а частота коррекций поддержания орбитальных параметров увеличивается на порядок.

Вместе с тем в случае удержания КА в малых диапазонах по аргументу широты планирование сеансов связи и целевого применения КА после приведения КА в требуемую позицию может реализовываться с использованием модели программного движения (с ориентацией наземных средств управления на номинальную системную позицию).

Список используемых источников

1. *Виноградов Д. Ю.* Свойства геометрически устойчивых орбит // Инновационные аспекты социально-экономического развития региона: сб. материалов IX ежегодной науч. конф. аспирантов «МГОТУ», наукоград Королёв, Московская обл., 15 мая 2019 г. / Технологический ун-т. – М., 2019. – С. 114–121.
2. *Виноградов Д. Ю.* Обоснование модели программного движения для систем космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Информационно-технологический вестник. – 2020. – № 4 (26). – С. 47–56.
3. *Давыдов Е. А., Кисленко К. В., Суевалов В. В.* Методы автономного поддержания параметров баллистической структуры перспективных систем космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Космонавтика XXI века: материалы научно-практ. конф. с междунар. участием / ЦНИИМАШ. – Королёв [Моск. обл.], 2016. – С. 23 – 33.
4. Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года [утв. А. Н. Перминовым] / Федер. косм. агенство. – М.: Федер. косм. агенство, 2006. – 72 с.

Н. А. Воронин*;

Б. В. Лысюк*;

Д. М. Рудковский*,

кандидат технических наук;

Н. Д. Селиванов*

*ФГУП «ЦНИИХМ», г. Москва.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДУЛЯ УПРУГОСТИ И КОЭФФИЦИЕНТА ПУАССОНА КОНСТРУКЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В статье приведены результаты экспериментов по определению модуля упругости и коэффициента Пуассона печатных плат на основе стеклотекстолита FR-4. Рассмотрены печатные платы бортовой радиоэлектронной аппаратуры, а также виды и формы образцов для испытаний. Представлены методики проведения экспериментов и статистическая обработка результатов.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая радиоэлектронная аппаратура, печатная плата, модуль упругости, напряженно-деформированное состояние, коэффициент Пуассона, тензометрия.

ВВЕДЕНИЕ

Создание бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) неотъемлемо включает в себя проведение расчетно-экспериментальной оценки механической прочности на всех этапах наземной отработки и эксплуатации космических аппаратов (КА). РЭА состоит из ряда элементов, таких как печатные платы (ПП), электрорадиоизделия (ЭРИ), элементы крепления и т. д., напряженно-деформированное состояние (НДС) которых необходимо учитывать при проектировании.

В настоящее время анализ механической прочности РЭА КА основывается на разработке конечно-элементной модели (КЭМ) бортовой аппаратуры и дальнейших расчетах НДС составных частей РЭА. Основными механическими характеристиками материала, необходимыми для проведения расчетов на прочность, являются модуль упругости (E), коэффициент Пуассона (ν) и предел прочности (σ_B). В данной работе было проведено экспериментальное исследование вышеперечисленных характеристик для ПП с использованием образцов, изготовленных из фрагментов готовых плат без установленных ЭРИ.

Печатная плата – пластина из диэлектрика, на поверхности и/или в объеме которой сформированы электропроводящие цепи электронной схемы. ПП предназначена для электрического и механического соединения различных электронных компонентов. Отобранные для экспериментов типовые ПП, используемые для бортовой РЭА КА, состояли из 10–12 чередующихся слоев (медная фольга [1], фольгированный медью стеклотекстолит FR-4 [2] и склеивающая прокладка «PREPREG» [3]).

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Для исследования механических свойств ПП были проведены такие исследования:

1. Определение модуля упругости и предела прочности из экспериментов на растяжение образцов.

2. Определение модуля упругости частотным методом, путем возбуждения свободных колебаний консольно зажатого образца.

3. Определение коэффициента Пуассона из испытаний на растяжение образцов.

Под механическими характеристиками ПП будем понимать их эффективные значения, характеризующие материал как однородный в некотором представительном объеме.

Образцы для испытаний вырезались из четырех различных типов ПП, отличающихся проводящим рисунком, количеством переходных отверстий и комбинацией слоев, с помощью лазерного гравёра и для испытаний на растяжение имели форму, представленную на рис. 1. Образцы для испытаний на возбуждение свободных колебаний имели прямоугольную форму. На рис. 2 представлена одна из печатных плат, которая использовалась для изготовления образцов.

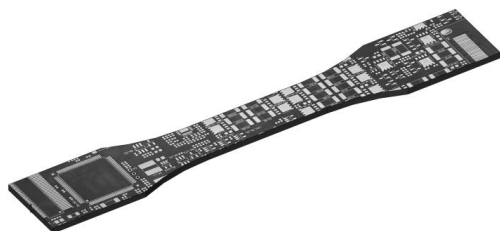


Рис. 1. Внешний вид образца

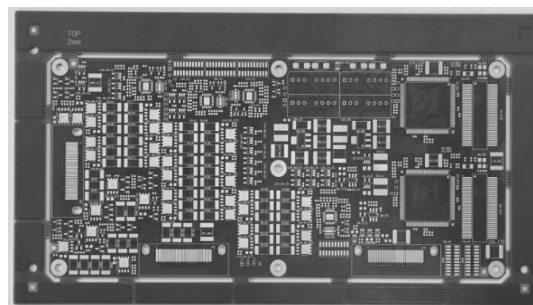


Рис. 2. Общий вид печатной платы

Образцы вырезались в двух взаимно перпендикулярных направлениях таким образом, чтобы рабочая зона превышала размер неоднородности материала.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ НА РАСТЯЖЕНИЕ

Образец растягивался на разрывной машине вдоль его продольной оси с постоянной скоростью движения захватов, равной 1 мм/мин, до разрушения. В процессе растяжения измерялись нагрузка, действующая на образец, а также его удлинение с помощью экстензометра, после чего определялись следующие характеристики материала ПП.

1. Предел прочности при растяжении σ_B :

$$\sigma_B = \frac{F_{\max}}{A_0}, \quad (1)$$

где F_{\max} – максимальная нагрузка;

A_0 – первоначальное поперечное сечение образца.

2. Модуль упругости (E) первого рода:

$$E = \frac{\Delta F}{A_0} * \frac{L_0}{\Delta l} = \frac{\Delta F}{A_0} * \frac{1}{\Delta \epsilon}, \quad (2)$$

где ΔF – приращение нагрузки;

$\Delta \epsilon$ – изменение относительной продольной деформации образца при изменении нагрузки ΔF , при этом $\frac{\Delta l}{L_0} = \Delta \epsilon$;

Δl – приращение рабочей длины образца при изменении нагрузки на ΔF .

В ходе эксперимента было испытано 34 образца. Характерные графики деформирования группы образцов представлены на рис. 3.

В табл. 1 приведены итоговые результаты исследования модуля упругости и предела прочности при испытаниях на растяжение. Определены средние значения параметров и величины абсолютных отклонений [4].

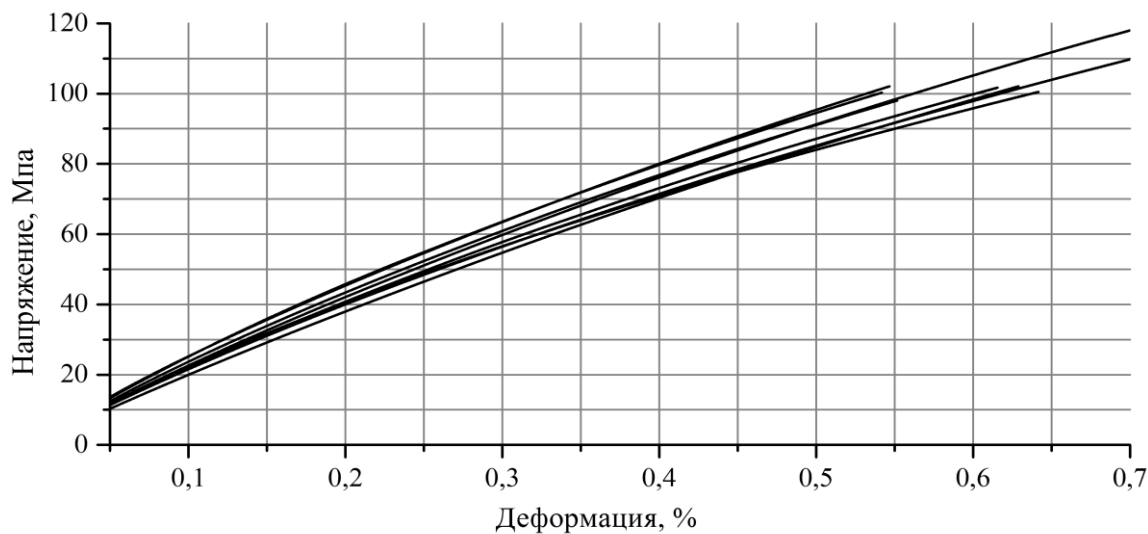


Рис. 3. Графики деформирования группы образцов

Таблица 1

Результаты испытаний на растяжение

Характеристика	Тип ПП	Среднее значение	Абсолютное отклонение, %
Модуль упругости \bar{E} , ГПа	1	25,8	- 6,3 +10,3
	2	16,6	-9,2 +9,6
	3	20,6	-7,5 +12,3
	4	19,6	-8,4 +10,4
	По всем образцам	20,6	-19,7 +24,9
Предел прочности $\bar{\sigma}_B$, МПа	1	155,7	-21,9 +13,9
	2	113,2	-30,0 +30,0
	3	125,9	-15,6 +16,7
	4	119,7	-15,7 +24,1
	По всем образцам	128,6	-12,0 +21,1

В результате испытаний на растяжение были определены диапазоны изменения модуля упругости и предела прочности:

- значения модуля упругости находятся в диапазоне от 15,0 до 28,4 ГПа;
- значения предела прочности находятся в диапазоне от 79,23 до 177,41 МПа.

Среднее значение модуля упругости по всем образцам равно 20,6 ГПа, и среднее значение предела прочности равно 128,6 МПа.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ НА ВОЗБУЖДЕНИЕ СВОБОДНЫХ КОЛЕБАНИЙ КОНСОЛЬНОЙ БАЛКИ

Отказы бортовой РЭА, как правило, происходят при значениях нагрузок, не достигающих величин, приводящих к разрушению самой ПП, и связаны с нарушением целостности переходных отверстий или с прочностью элементов крепления ЭРИ, установленных на плате. Таким образом, вопрос определения точного значения предела прочности материала ПП не так актуален, как информация о модуле упругости, определяющем деформацию платы. Именно деформация платы может являться причиной возникающих отказов.

Знание модуля упругости существенно при расчете собственных частот конструкции, значения которых являются основой для дальнейшего определения НДС конструкции при действии вибрационных и ударных нагрузок.

Для уточнения значения модуля упругости, полученного при растяжении, были проведены ряд экспериментов для определения эффективного значения модуля упругости материала ПП частотным методом. Метод заключается в возбуждении свободных колебаний консольно заделанной балки (рис. 4).

По записи сигнала акселерометра (рис. 5) определяется частота колебаний, после чего вычисляется модуль упругости с использованием следующей формулы:

$$f_i = \frac{(k_i * l)^2}{2 * \pi * l^2} * \sqrt{\frac{E * J}{\rho * A}}, \quad (3)$$

- где
- i – номер тона колебаний (для первого тона $i=1$);
 - $(k_i * l)$ – корни частотного уравнения ($k_i * l = 1,875$ для консольной балки);
 - l – длина образца;
 - ρ – плотность материала;
 - A – площадь поперечного сечения балки.

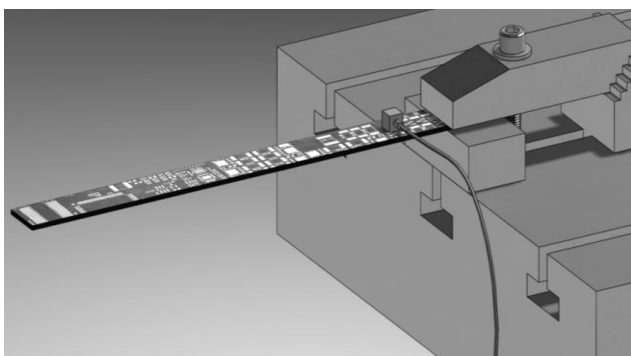


Рис. 4. Внешний вид образца для испытаний с приклеенным акселерометром

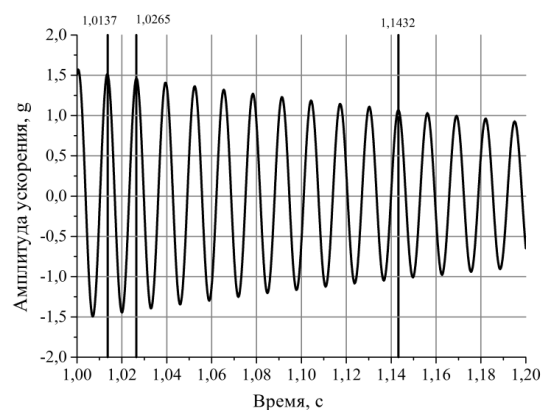


Рис. 5. Поперечные колебания образца

В ходе экспериментов были испытаны 36 образцов, изготовленных из четырех различных типов ПП. В табл. 2 приведены средние значения эффективного модуля упругости для образцов из ПП.

В результате частотных испытаний был определен диапазон изменения эффективного модуля упругости: от 14,2 до 38,7 ГПа. Среднее значение по всем образцам составило 23,3 ГПа.

Таблица 2

**Средние значения эффективного модуля упругости
и абсолютные отклонения при испытаниях на возбуждение
свободных колебаний консольной балки**

Тип ПП	Среднее значение \bar{E} , полученное по двум направлениям, ГПа	Абсолютное отклонение, %
1	37,9	-1,8 +2,0
2	20,8	-5,5 +6,2
3	17,7	-9,9 +8,5
4	16,8	-16,2 +13,8
По всем образцам	23,3	-27,5 +62,4

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ КОЭФФИЦИЕНТА ПУАССОНА

Коэффициент Пуассона (ν) – отношение поперечного относительного укорочения к продольному относительному удлинению образца при растяжении в пределах начального линейного участка диаграммы деформирования [6]. Он вычисляется по формуле

$$\nu = \left| \frac{\Delta \varepsilon_{II}}{\Delta \varepsilon_I} \right|, \quad (4)$$

где $\Delta \varepsilon_{II}$ – изменение поперечной относительной деформации образца при изменении нагрузки на ΔF , измеренное по ширине образца;

$\Delta \varepsilon_I$ – изменение продольной относительной деформации образца при изменении нагрузки на ΔF , при этом $\Delta \varepsilon_I = \frac{\Delta l}{l}$.

Образцы подвергались трехкратному нагружению-разгрузению (50 Н – 2500 Н – 50 Н) вдоль их продольных осей на разрывной машине при постоянной скорости движения захватов, равной 1 мм/мин. На каждый образец предварительно наклеивался двухосный тензорезистор с осями чувствительности, расположенными под углом 90°. На рис. 6 представлен образец, подготовленный к испытаниям.

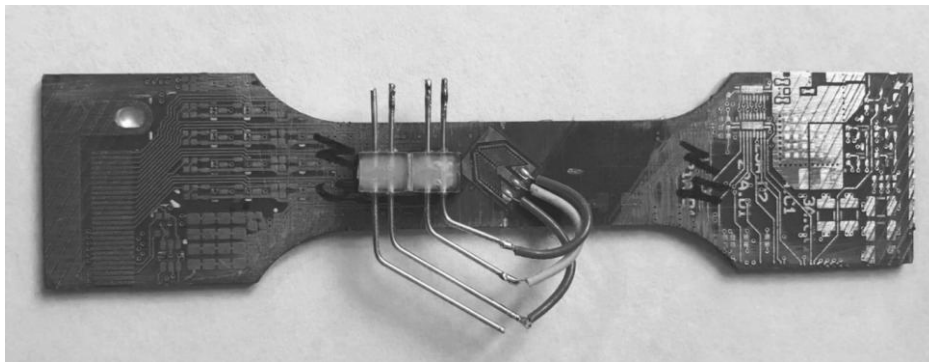


Рис. 6. Внешний вид образца с приклеенным тензорезистором

В табл. 3 представлены результаты экспериментов по определению коэффициента Пуассона.

Таблица 3

Коэффициент Пуассона для ПП

№ образца	Среднее значение коэффициента Пуассона (по трем нагружениям)	Отклонение от среднего, %
1	0,269	4,2
2	0,257	0,7
3	0,250	3,4
4	0,258	0,2
Среднее значение коэффициента Пуассона	0,259	–

Среднее значение коэффициента Пуассона, полученное в результате испытаний образцов, равно 0,259.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Конструктивные особенности разных типов ПП, применяемых в РЭА, приводят к различиям их механических свойств, поэтому необходимо определять искомые характеристики для каждого конкретного типа. В данной работе получены усредненные значения эффективного модуля упругости, коэффициента Пуассона и предела прочности на растяжение для типовых многослойных (10–12 слоев) ПП на основе стеклотекстолита FR-4, используемых в бортовой РЭА КА.

Результаты исследований показали, что эффективный модуль упругости мало зависит от угловой ориентации образца по отношению к осям ПП. Следовательно, при проектировочных расчетах бортовой РЭА на прочность можно рассматривать материал ПП как квазиизотропный в плоскости платы.

Полученные средние значения эффективного модуля упругости (23,3 ГПа) в результате частотных испытаний и испытаний на растяжение (20,6 ГПа) хорошо коррелируют между собой. Среднее значение коэффициента Пуассона составило 0,259.

Экспериментально определенные значения модулей упругости и коэффициента Пуассона можно использовать на ранних этапах проектирования бортовой РЭА для определения напряженно-деформированного состояния печатных плат.

Список используемых источников

1. ТУ 2296-001-39421663-13. Материал электроизоляционный фольгированный нормированной горючести для печатных плат на основе стеклоткани, пропитанной эпоксидным связующим. Технические условия эксклюзивного дистрибьютора компании Isola в России и Белоруссии [введ. 2013-05-27]. – СПб., ООО «Петрокоммерц». – 32 с.
2. ТУ 2001.0412.2015-2606. Материалы электроизоляционные фольгированные нормированной горючести производства компании ITEQ. Технические условия поставщика [введ. 2015-12-10]. – Мытищи, ООО «ЭЛЕКТРА». – 31 с.
3. ТУ 2001.0412.2014-20165. Стеклоткань прокладочная, пропитанная эпоксидной смолой, для изготовления многослойных печатных плат. Технические условия эксклюзивного дистрибьютора компании ITEQ Corporation в России, Белоруссии и Казахстане [введ. 2016-05-16]. – Мытищи, ООО «ЭЛЕКТРА». – 25 с.
4. ГОСТ 14359-69. Пластмассы. Методы механических испытаний. Общие требования [введ. 1970-01-01]. – М.: Изд-во стандартов, 1979. – 19 с.
5. Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. – Киев: Наукова думка, 1988. – 374 с.
6. ГОСТ 25.601-80. Расчеты испытаний на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на растяжение при нормальной, повышенной и пониженной температурах [введ. 1981-07-01]. – М.: Стандартиформ, 2005. – 9 с.

С. Ю. Герасименко;
С. Ю. Пирогов,
доктор технических наук, профессор;
В. И. Поспищенко,
кандидат технических наук;
С. И. Пыжов

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ЭНЕРГОМАССОВЫХ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С РАКЕТОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ

В статье представлены подход к определению энергомассовых параметров ракеты-носителя с ракетодинамической системой спасения первой ступени и разработанная методика выбора их оптимальных значений в условиях ограничений на величину конвективного теплового потока и продольной перегрузки. Проведен расчет параметров траектории полета первой ступени на этапе спуска, а также получена зависимость плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемой ступени и продольной перегрузки от величины тормозного импульса, совершаемого перед входом в плотные слои атмосферы.

Ключевые слова: ракета-носитель, ракетодинамическая система спасения, ракетный блок, полезный груз, энергомассовые параметры.

ВВЕДЕНИЕ

Современные тенденции развития средств выведения космических аппаратов на орбиту связаны с сокращением стоимости выведения полезного груза (ПГ) путем применения многоразовых или частично многоразовых ракет-носителей (РН) [2]. Создание полностью многоразовой РН является довольно сложной технической задачей, поэтому многие разработчики средств выведения останавливаются на создании многоразовых элементов РН. В данной работе рассмотрен вариант РН с возможностью многоразового использования ракетного блока (РБ) первой ступени за счет применения ракетодинамической системы спасения (РДСС). Но применение РДСС, помимо возможности многократного использования РБ первой ступени, снижает энергетические возможности РН за счет увеличения ее стартовой массы, ведь масса системы спасения может достигать 88% от массы конструкции РБ первой ступени РН [5]. В свою очередь, до 98% массы РДСС составляют компоненты ракетного топлива, расходуемые на совершение тормозного и посадочного импульсов двигательной установкой (ДУ) спасаемого РБ. Остальную массу РДСС составляют система управления полетом ступени на этапе спуска и посадочные опоры.

Также немаловажным аспектом применения РДСС является необходимость обеспечения теплозащиты конструкции ДУ спасаемого РБ от аэродинамического нагрева, характеризующего плотностью конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ, при входе в плотные слои атмосферы, так как спасаемый РБ на этапе спуска ориентирован хвостовым отсеком вперед, и допустимых значений перегрузки, действующей на РБ на всем участке спуска, с целью исключения повреждения и разрушения конструкции ДУ и РБ в целом. Анализ существующей предметной области показал, что на начальных этапах разработки перспективных средств выведения ПГ существующие методики не позволяют установить взаимосвязь массы ПГ с массой топлива, необходимой для функционирования РДСС, а также выбрать оптимальные энергомассовые параметры РН с РДСС. Таким образом, возникает необходимость разработки методики, позволяющей решить задачу выбора оптимальных энергомассовых параметров РН с РДСС, которые обеспечат минимальные потери в энерге-

тике РН и обеспечат нормальное функционирования РДСС с учетом ограничений на величину плотности конвективного теплового потока и перегрузки к корпусу РБ на этапе спуска.

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА МЕТОДИКИ

Для решения поставленной задачи исследования была разработана методика определения оптимальных энергомассовых параметров РН с РДСС РБ первой ступени, структурная схема которой изображена на рис. 1. Основными этапами (или шагами) методики являются:

1. Формирование исходных данных.

2. Расчет энергомассовых параметров РН, а именно относительной массы ПГ $\bar{m}_{ПГ}$, выводимой на требуемую орбиту, относительных масс топлив первой и второй ступеней $\bar{m}_{T_1}, \bar{m}_{T_2}$, высоты $H_{разд}$ и скорости $V_{разд}$ разделения ступеней на основе массово-энергетической модели РН с РДСС, для различных значений относительного запаса топлива $\bar{m}_{T РДСС}$, необходимого для работы РДСС на этапе спуска, при заданной конечной скорости полета второй ступени РН.

3. Расчет значений перегрузки и плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ для полученных значений $H_{разд}$ и $V_{разд}$ при различных значениях $\bar{m}_{T РДСС}$ с учетом совершения тормозного импульса перед входом спасаемого РБ в плотные слои атмосферы, параметры которого (высота включения ДУ, степень дросселирования тяги, продолжительность) обеспечивают минимальные значения перегрузки $n_x(t)$ и плотности конвективного теплового потока $q_k(t)$ к корпусу РБ.

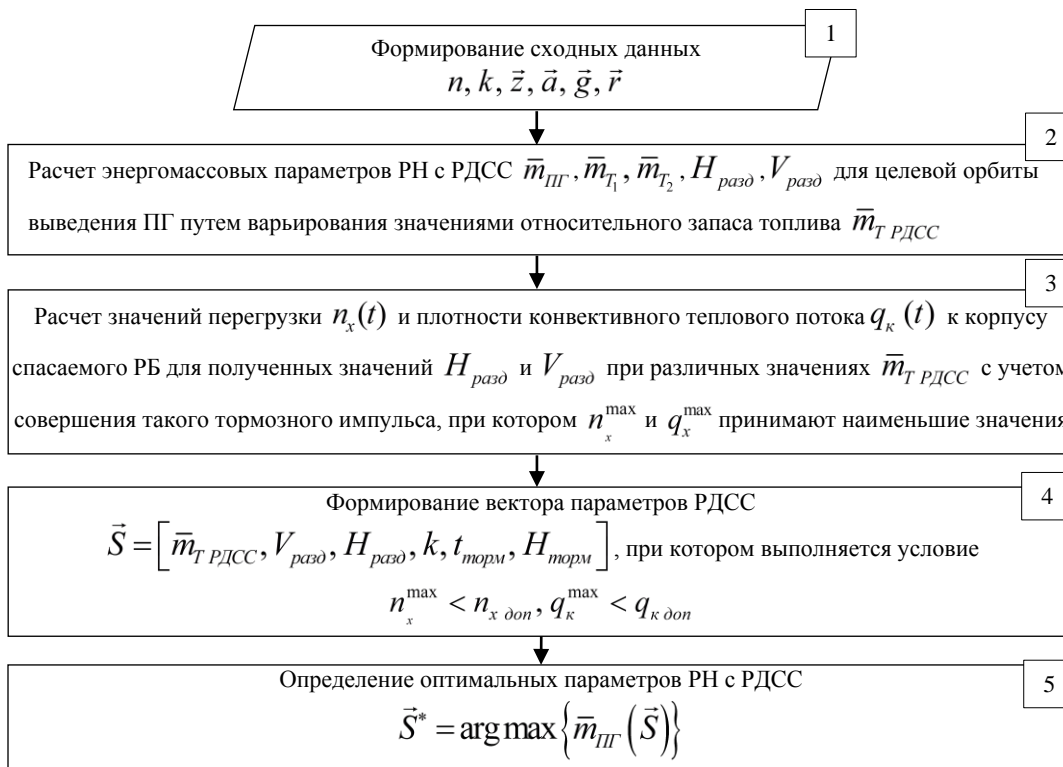


Рис. 1. Структурная схема методики определения оптимальных энергомассовых параметров РН с ракетодинамической системой спасения ракетного блока первой ступени

4. Определение диапазона скоростей $V_{разд}$ и высот $H_{разд}$ полета РН в момент разделения ступеней, коэффициента дросселирования ДУ $K_{др}$ при совершении тормозного импульса, его продолжительности $t_{торм}$ и высоты начала $H_{торм}$ для каждого значения $\bar{m}_{Т РДСС}$, при которых обеспечивается выполнение условия $q_k^{\max} < q_{к доп}, n_x^{\max} < n_{x доп}$.

5. Определение оптимальных параметров РН с РДСС, обеспечивающих максимум показателя эффективности РН, в качестве которого выбрана относительная масса ПГ – $\bar{m}_{ПГ}$.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

При проектировании новых средств выведения важное значение имеет построение математических моделей, с помощью которых можно сформулировать задачу оптимизации проектно-баллистических параметров, обеспечивающих наилучшее функционирование проектируемого объекта, а также определить его энергомассовые, объемные и геометрические характеристики. Для составления математической модели сформулируем вербально и формально задачу исследования: при заданных исходных данных о параметрах целевой орбиты, энергомассовых и аэродинамических параметрах РН, параметрах аэродинамического нагрева, типе РН и типе системы спасения РБ первой ступени получить такой вектор оптимальных энергомассовых параметров РН с РДСС, который обеспечит максимум показателя эффективности РН, при условии ограничений на величину перегрузки и конвективного теплового потока к корпусу РН на этапе спуска. В качестве показателя эффективности РН принята относительная масса ПГ, выводимого на требуемую орбиту.

Дано:

- 1) n – количество ступеней;
- 2) $k = \{1, 2, 3\}$ – тип компоновочной схемы РН, где 1 – тандемная схема; 2 – пакетная; 3 – комбинированная;
- 3) $\vec{z} = [H_k, V_k]$ – вектор параметров траектории полета РН, где H_k – высота круговой орбиты; V_k – значение конечной скорости полета РН;
- 4) $\vec{a} = [K_{01}, I_{yi}, P, \varphi_{0i}, \dot{m}]$ – вектор энергетических параметров РН, где $i \in \overline{1, n}$; K_{01} – коэффициент потерь скорости на участке работы первой ступени; I_{yi} – удельный импульс ЖРД i -й ступени РН; P – тяга ЖРД; \bar{m}_{Ti} – относительная масса топлива i -й ступени РН; φ_{0i} – начальная тяговооруженность i -й ступени РН, \dot{m} – секундный массовый расход топлива ДУ спасаемого РБ;
- 5) $\vec{g} = [k_{m РДСС_{сх}}, \bar{m}_{нбi}, \gamma_{двi}, a_i, \varepsilon_{РДСС1}, \varepsilon_{запi}, \varepsilon_{остi}, K_{mi}, \xi_{окi}, \xi_{Гi}]$ – вектор массовых параметров РН, где $i \in \overline{1, n}$; $k_{m РДСС_{сх}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы конструкции РН за счет использования системы спасения; $\bar{m}_{нбi}$ – относительная масса конструкции небаковых отсеков i -й ступени РН; $\gamma_{двi}$ – удельная масса двигательной установки i -й ступени РН; a_i – коэффициент, учитывающий затраты топлива на работу РДСС; $\varepsilon_{РДСС1}$ – доля запасов топлива, необходимого для функционирования РДСС РБ первой ступени РН; $\varepsilon_{запi}$ – доля гарантийного запаса топлива i -й ступени РН; $\varepsilon_{остi}$ – доля незабора топлива i -й ступени РН; K_{mi} – соотношение компонентов топлива i -й ступени РН; $\xi_{окi}$ – коэффициент конструкции бака окислителя i -й ступени РН; $\xi_{Гi}$ – коэффициент конструкции бака горючего i -й ступени РН;

5) $\vec{r} = [\bar{C}_{x_a}, S]$ – вектор аэродинамических характеристик РН, где \bar{C}_{x_a} – среднее значение коэффициента силы лобового сопротивления спасаемой ступени на этапе спуска, S – характерная площадь сечения спасаемой ступени;

6) $\vec{j} = [i_r, i_{cm}, i_0, a, c, k_1, l, m, T]$ – вектор параметров аэродинамического нагрева корпуса РБ, где i_r – энтальпия восстановления газа; i_{cm} – энтальпия газа у стенки; i_0 – энтальпия торможения; a – скорость звука; c, k_1, l, m – постоянные, определяемые состоянием пограничного слоя; T – температура воздуха.

Найти:

$$\vec{S}^* = \arg \max \left\{ \bar{m}_{ПГ}(\vec{S}) \left| \begin{array}{l} n_x^{\max} < n_{x \text{ доп}} \\ q_k^{\max} < q_{k \text{ доп}} \end{array} \right. \right\},$$

где \vec{S} – вектор параметров РН с РДСС, $\vec{S} = [\bar{m}_{T \text{ РДСС}}, V_{\text{разд}}, H_{\text{разд}}, k, t_{\text{торм}}, H_{\text{торм}}]$;

n_x^{\max} – максимальное значение перегрузки при совершении тормозного импульса;

q_k^{\max} – максимальное значение плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ;

$n_{x \text{ доп}}$ – допустимое значение перегрузки для конструкции спасаемого РБ;

$q_{k \text{ доп}}$ – допустимое значение плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ.

Шаги 1 и 2. Эти шаги методики выполняются на основе решения уравнений (1)–(4), что позволяет определить относительные запасы топлива, необходимого для функционирования РДСС, а также высоту и скорость разделения ступеней РН с РДСС, обеспечивающих вывод ПГ на базовую орбиту. Методика решения данных уравнений известна [3].

Выражение текущего значения скорости для участка разворота полета РН при значении относительного времени полета РН в интервале $0,05 \leq \tau \leq \tau_1$ выглядит так:

$$V_{\kappa 1}(\tau) = -K_{01} I_{y1} \ln \left(1 - \bar{m}_{T1} \frac{\tau}{\tau_1} \right) - \left(\frac{I_{y1} \bar{m}_{T1}}{\Phi_{01}} - \frac{I_{y2} \bar{m}_{T2}}{\Phi_{02}} \right) \int_{0,05}^{\tau_1} \sin \theta d\tau, \quad (1)$$

где K_{01} – коэффициент потерь скорости на участке работы первой ступени;

$\bar{m}_{T1}, \bar{m}_{T2}$ – относительные массы топлив первой и второй ступеней соответственно;

I_{y1}, I_{y2} – удельные импульсы ЖРД первой и второй ступеней соответственно;

Φ_{01}, Φ_{02} – тяговооруженности первой и второй ступеней соответственно;

τ_1 – относительное время работы двигателей первой ступени, которое определяется по формуле

$$\tau_1 = \frac{1}{1 + \frac{m_{T2} I_{y2} \Phi_{01}}{m_{T1} I_{y1} \Phi_{02}}}.$$

Приведем выражение текущего значения скорости для участка разворота полета РН при $\tau_1 \leq \tau \leq 1$

$$V_{\kappa 2}(\tau) = V_{\kappa 1}(\tau_1) - K_{02} I_{y2} \ln \left(1 - \bar{m}_{T2} \frac{\tau - \tau_1}{1 - \tau_1} \right) - \left(\frac{I_{y1} \bar{m}_{T1}}{\Phi_{01}} - \frac{I_{y2} \bar{m}_{T2}}{\Phi_{02}} \right) \int_{\tau_1}^1 \sin \theta d\tau, \quad (2)$$

где K_{02} – коэффициент потерь скорости на участке работы второй ступени.

Выражение конечной высоты движения имеет вид:

$$H_K = \left(\frac{I_{y1} \bar{m}_{T1}}{\Phi_{01}} + \frac{I_{y2} \bar{m}_{T2}}{\Phi_{02}} \right) \int_0^1 V_K(\tau) \sin \theta d\tau. \quad (3)$$

Расчет массовых характеристик производится на основе модифицированного массового уравнения, в котором учтено наличие системы спасения:

$$\bar{m}_{ПН} = \prod_{i=1}^2 \left[1 - k_{mCCi} \left(\bar{m}_{нбi} + \Phi_{0i} \gamma_{двi} \right) - a_i'' \bar{m}_{Ti} \right], \quad (4)$$

где k_{mCCi} – коэффициент увеличения сухой массы за счет использования системы спасения;

a_i'' – коэффициент топлива, учитывающий затраты топлива на работу системы спасения, а также увеличение сухой массы за счет использования системы спасения;

$\bar{m}_{нбi}$ – относительная масса небактовых отсеков;

$\gamma_{двi}$ – удельная масса двигателя.

По результатам расчетов получена зависимость относительной массы ПГ, выводимого на базовую орбиту, от скорости полета РН в момент разделения ступеней при различных запасах топлива, необходимых для функционирования РДСС (рис. 2).

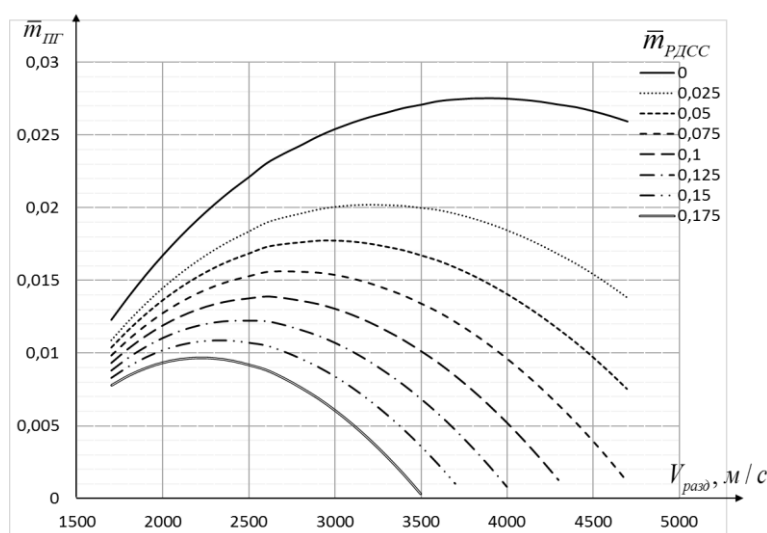


Рис. 2. Зависимость относительной массы полезного груза от скорости полета РН в момент разделения ступеней при различных запасах топлива, необходимых для функционирования РДСС

Анализируя полученную зависимость, можно сделать вывод, что при увеличении относительной массы топлива для функционирования РДСС $\bar{m}_{Т РДСС}$ максимум относительной массы полезного груза смещается в сторону меньших скоростей полета РН в момент разделения ступеней.

Шаг 3. Для определения значений продольной перегрузки и конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ РН необходимо определить параметры траектории спуска спасаемой ступени, для чего будем использовать общепринятые допущения [6, 7]: Земля – сферическая, поле тяготения – центральное; вращение Земли не учитывается; ускорение силы земного притяжения постоянно по абсолютной величине и направлено к центру Земли; движение относительно центра масс РН не рассматривается; атмосфера – стандартная.

На рис. 3 в скоростной системе координат представлена система сил, действующих на спасаемую ступень на этапе спуска.

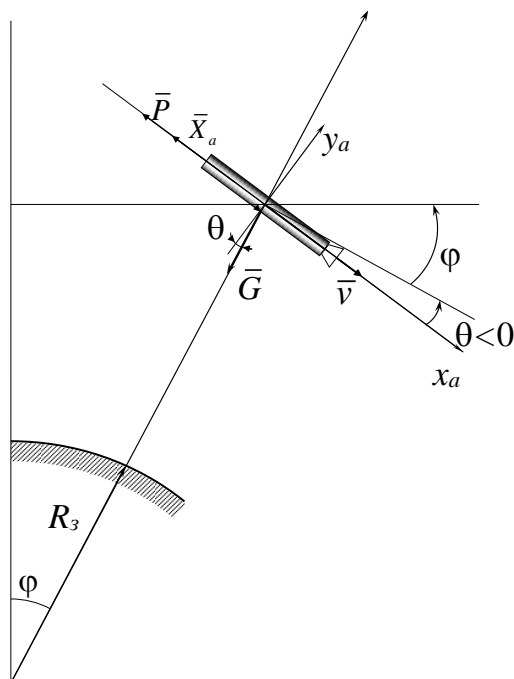


Рис. 3. Силы, действующие на спасаемую ступень в скоростной системе координат

Для расчетов параметров траектории спуска с учетом действия тормозного импульса необходимо решить систему дифференциальных уравнений движения спасаемой ступени. Запишем уравнения в скоростной системе координат (рис. 1) [7]:

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = -P - X_a - G \sin \theta; \\ m \frac{d}{dt}(\theta - \varphi) = -G \cos \theta, \end{cases} \quad (5)$$

где v – скорость полета спасаемой ступени;
 G – сила земного притяжения, при этом $G = mg$, где m – масса спасаемой ступени, g – ускорение силы притяжения;
 φ – угол поворота местной вертикали;
 X_a – сила лобового сопротивления.

Сила лобового сопротивления определяется по формуле

$$X_a = \frac{1}{2} \bar{C}_{x_a} \rho v^2 S. \quad (6)$$

Так как плотность воздуха является функцией высоты полета, то необходимо систему уравнений (1) дополнить следующим выражением:

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \theta. \quad (7)$$

Плотность атмосферы определяется в соответствии с ГОСТ 4401-81 [4].

Для проведения расчетов систему уравнений движения спасаемого РБ (5), (7) с учетом того, что $\frac{d\varphi}{dt} = \frac{v \cos \theta}{(R_3 + h)}$, удобно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = -g \left(\frac{C_{x_a} \rho v^2 S}{2G} + \sin \theta \right); \\ m \frac{d\theta}{dt} = -\frac{g}{v} \cos \theta \left(1 - \frac{v^2}{g(R_3 + h)} \right); \\ \frac{dh}{dt} = v \sin \theta. \end{cases} \quad (8)$$

Так как радиус Земли значительно больше высоты h , то во втором уравнении системы (8) можно принять: $R_3 + h \approx R_3$. Численное решение системы уравнений производится методом Рунге – Кутты.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА И ПЕРЕГРУЗКИ

Максимальную плотность конвективного теплового потока к хвостовому отсеку спасаемой ступени можно определить по формуле [6]

$$q_{k_{\max}} = c \frac{\rho^{k_1}}{r_n^l} v^m \left(1 - \frac{i_{cm}}{i_r} \right). \quad (9)$$

При полете с большими скоростями энтальпия восстановления приблизительно рассчитывается с использованием соотношения

$$i_r \approx i_0 = \frac{v^2}{2} + \frac{a^2}{\kappa - 1}. \quad (10)$$

Энтальпию газа у стенки i_{cm} определяют по температуре, соответствующей началу сублимации материала покрытия стенки:

$$i_{cm} = c_p T. \quad (11)$$

Для приближенной оценки влияния температуры воздуха на его удельную теплоемкость при постоянном давлении можно воспользоваться формулой

$$i_{cm} = c_{p_1} \left(\frac{T}{T_1} \right)^b. \quad (12)$$

Общее количество тепла Q_T , поступившее к поверхности ступени за время его движения по траектории, в первом приближении определяется выражением [6]

$$Q_T = \int_0^t q_k^{\max} dt \approx \sum_0^t q_k^{\max} \Delta t. \quad (13)$$

Величину максимальной перегрузки, испытываемой спасаемым РБ на этапе спуска, будем рассчитывать как отношение суммы внешних сил к весу РБ:

$$n_x^{\max} = -\frac{K_{op} P + X_a}{(m_{PB} - \dot{m}t) g}. \quad (14)$$

По результатам проведенных расчетов получены зависимости плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ, и перегрузки, испытываемой спасаемым РБ при совершении тормозного импульса, от степени дросселирования тяги при совершении тормозного импульса и высоты включения ЖРД (рис. 4, 5).

Из данных графиков видно, что значения перегрузки и плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемого РБ принимают минимальные значения при дросселировании тяги ЖРД в диапазоне 0,1–0,4 от номинального значения, а совершение тормозного импульса должно проходить в диапазоне высот от 100 до 70 км.

Шаг 4. Исключая параметры функционирования РДСС, при которых не выполняется условие $n_x^{\max} < n_{x\text{ доп}}$, $q_k^{\max} < q_{k\text{ доп}}$, получаем область значений этих параметров (рис. 6).

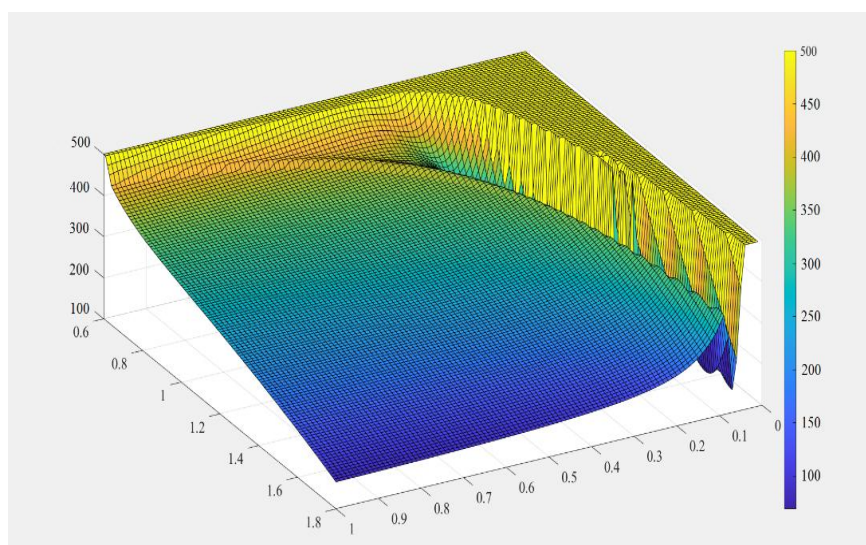


Рис. 4. Зависимость плотности конвективного теплового потока к корпусу спасаемой ступени РН от степени дросселирования тяги при совершении тормозного импульса и от высоты включения ЖРД

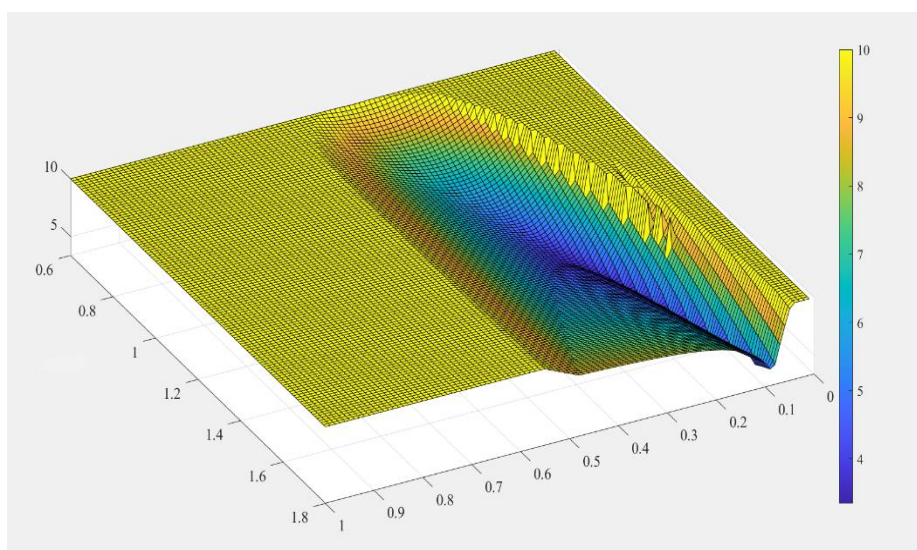


Рис. 5. Зависимость перегрузки, испытываемой спасаемой ступенью РН при совершении тормозного импульса, от степени дросселирования тяги и высоты включения ЖРД

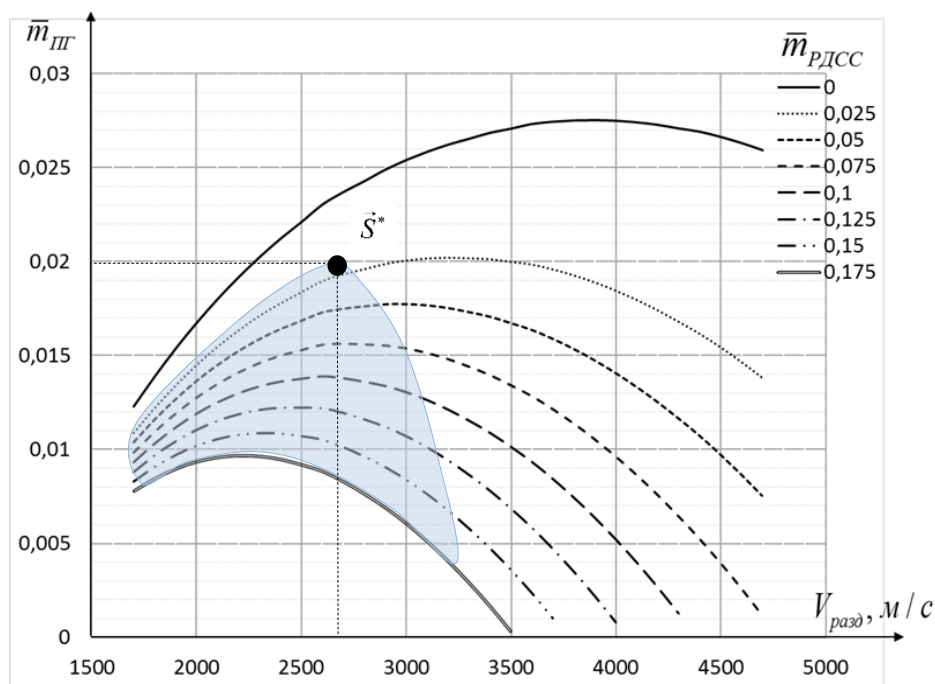


Рис. 6. Область значений параметров РН с РДСС, удовлетворяющих условию $n_x^{max} < n_{x доп}$, $q_k^{max} < q_{k доп}$

Шаг 5. Экстремум выделенной на рис. 6 области показывает максимум показателя эффективности РН с РДСС.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенных расчетов получена зависимость относительной массы ПГ, выводимого на базовую орбиту, от скорости полета РН в момент разделения ступеней при различных запасах топлива, необходимых для функционирования РДССР.

Определены параметры аэродинамического нагрева и перегрузки, испытываемых корпусом спасаемой ступени на этапе спуска, а также получена их зависимость от величины и высоты начала тормозного импульса. Разработанная методика позволяет определить вектор оптимальных проектных параметров РН с РДСС, обеспечивающих максимум показателя эффективности РН.

Список используемых источников

1. Оценка влияния класса ракеты-носителя на снижение удельной стоимости выведения полезного груза за счет многократного использования жидкостного ракетного двигателя первой ступени / Д. Г. Белянин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 213–216.
2. Оценка технико-экономического эффекта применения многократных элементов конструкции ракет-носителей / Д. Г. Белянин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 138–145.
3. Герасименко С. Ю., Пирогов С. Ю., Постишко В. И. Исследование зависимости начальных параметров движения отделяемых частей ракет-носителей от параметров ракетодинами-

ческой системы спасения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 237–242.

4. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Изд-во стандартов, 2004. – 181 с.

5. Кузнецов Ю. Л., Украинцев Д. С. Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2016. – № 1. – С. 142–149.

6. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения: моногр. / В. В. Авдошкин [и др.]; под ред. А. С. Фадеева, Н. Ф. Аверкиева. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 372 с.

7. Шилимов В. Ф., Плясунов А. А. Проектирование ракет: учеб. пособие. – Л.: ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1982. – Вып. 1: Энергомассовый анализ ракет. – 59 с.

В. Я. Геча*,
доктор технических наук, профессор;

В. В. Каверин*,
кандидат технических наук;

И. Ю. Пугач*,
кандидат технических наук

*АО «Научно-производственная корпорация
«Космические системы мониторинга, информационно-управляющие
и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна», г. Москва.

ВОЗМОЖНОСТЬ СОЗДАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ НА АТМОСФЕРНЫХ ГАЗАХ В КАЧЕСТВЕ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Существенно возросла актуальность создания низкоорбитальных космических аппаратов с высокой разрешающей способностью. В результате возникает необходимость поиска конструкторских решений, которые могут обеспечить выполнение очень высоких требований к точности привязки получаемой целевой информации к координатам спутника в момент съемки. Таким решением могут стать электроракетный двигатель, который будет создавать тягу непрерывно, регулируя ее величину в соответствии с изменениями плотности атмосферы, а также комплекс алгоритмов и специальной датчиковой аппаратуры для реализации указанного режима работы.

Ключевые слова: низкоорбитальный космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, электроракетный двигатель, двигательная установка.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы существенно возросла актуальность создания низкоорбитальных космических аппаратов (НКА), что связано с развитием услуг дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), услуг спутниковой связи, а также с решением различных научных и специальных задач [1, 2]. Низкоорбитальные спутниковые системы обеспечивают небольшое время распространения сигнала, малые размеры антенн, небольшой размер и мощность пользовательских терминалов (для систем спутниковой связи). Использование при ДЗЗ низкоорбитальных систем позволяет обеспечить максимально высокое разрешение снимков при относительно небольших размерах оптической аппаратуры и КА.

Основные недостатки НКА являются следствием их достоинств:

- период обращения НКА вокруг Земли составляет всего 1,5–2 ч, а время видимости спутника наземной станцией порядка 20 мин;
- малая площадь покрытия приводит к снижению производительности космической системы либо к необходимости иметь большое количество НКА на орбите;
- преодоление сопротивления остаточной атмосферы требует от НКА минимальной площади лобового сечения (миделя), наличия высокоэффективной двигательной установки, наличия большого запаса рабочего тела, большой энергетики.

ПОДХОД К ПОВЫШЕНИЮ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ И ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С повышением разрешающей способности НКА ДЗЗ и НКА специального назначения повышаются также требования к точности привязки получаемой целевой информации к коор-

динамам спутника в момент съемки. В апостериорном режиме для обработки снимков и научных данных во многих случаях точность орбиты требуется знать на уровне сантиметров. При этом НКА ДЗЗ и научные НКА испытывают возмущения от остаточной атмосферы и солнечного давления. Задача идентификации орбит таких НКА с высокой точностью является очень непростой задачей. Требуется использование специальных моделей движения и методов обработки информации.

Для орбит, на которых функционируют низкоорбитальные системы, характерна остаточная атмосфера, которая оказывает существенное аэродинамическое сопротивление, тормозящее НКА. Это приводит к необходимости периодической либо постоянной корректировки орбиты. При этом плотность остаточной атмосферы на протяжении витка существенно изменяется (5–10 раз).

Для удержания НКА на заданной орбите, как правило, используются электроракетные двигатели (ЭРД). При этом в большинстве случаев ЭРД работают в импульсном режиме, периодически включаясь в запланированные моменты времени для проведения корректировки параметров орбиты. Во время этих корректировок целевая задача, например ДЗЗ, выполняться не может. После проведения корректировки требуется повторная идентификация параметров орбиты.

Повышение точности определения параметров орбитального движения и производительности НКА за счет обеспечения возможности непрерывного выполнения целевой задачи может быть достигнуто за счет использования ЭРД, создающего тягу непрерывно, регулируя ее величину в соответствии с изменениями плотности атмосферы.

В России по состоянию на сегодняшний день ЭРД такого типа не производится. В профильных научно-исследовательских организациях, имеющих компетенции в области разработки ЭРД (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша», НИИ ПМЭ МАИ), существуют некоторые наработки в данном направлении, однако комплексного решения, которое можно было бы использовать на КА, нет.

Необходимо отметить, что за рубежом такие двигатели также не изготавливаются серийно, однако у Европейского космического агентства есть опыт доработки серийного ионного двигателя для миссии GOCE. Компоновка КА миссии GOCE и его ЭРДУ показаны на рис. 1.

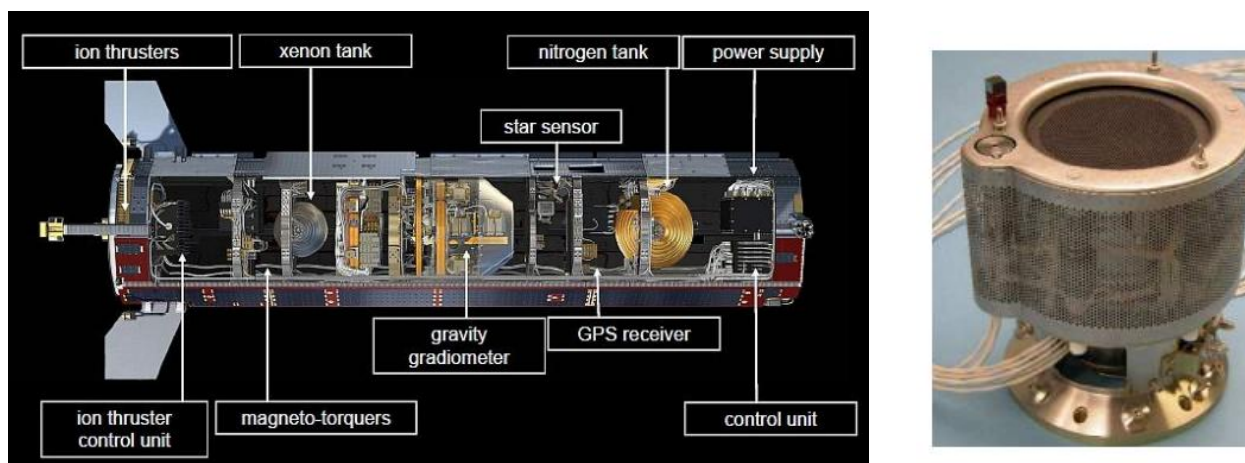


Рис. 1. Компоновка КА миссии GOCE и его ЭРДУ

В рамках работ, которые проводит АО «Корпорация «ВНИИЭМ», был создан научный задел по разработке ЭРДУ нового типа. Такой тип двигателя имеет существенные преимущества перед используемыми в настоящее время – большой удельный импульс, потенциальная

возможность работы на разных рабочих веществах, возможность плавной регулировки силы тяги в большом диапазоне значений.

Использование существующих ЭРД предполагает наличие рабочего тела на борту, в связи с чем масса его системы хранения и подачи рабочего тела составляет значительную часть от общей массы космического аппарата, а срок его активного существования ограничен массой запасаемого на борту рабочего тела. Радикальным решением этой проблемы является создание электроракетного двигателя, в котором в качестве рабочего тела применяется набегающий поток газов остаточной атмосферы, требующий предварительного сбора и концентрации.

Вопрос создания двигательной установки с устройством забора атмосферных газов на базе ЭРД рассматривался в таких странах, как Китай, США, Россия. Первые работы в данном направлении появились в США в начале 2000-х годов, где рассматривалась возможность использования электроракетных двигателей, работающих на воздухе. Отмечается резкий рост (в 4 раза за период 2010–2020 годов) патентной активности Китая по сравнению с США в части КДУ, работающих на внешнем рабочем теле.

В настоящее время нет данных относительно реализованных проектов по созданию НКА с ЭРДУ данного типа, однако рост патентной активности и интерес к этому вопросу со стороны различных стран дают основания полагать, что эта тема является актуальной.

АО «Корпорация «ВНИИЭМ» прорабатывала возможность создания такого ЭРДУ, и были получены положительные результаты.

При создании КА, как правило, он компоуется таким образом, чтобы центр масс лежал на линии действия вектора тяги КДУ. Это позволяет минимизировать моментные воздействия, возникающие при работающем двигателе. Однако на практике не представляется возможным обеспечить выполнение этого требования с высокой точностью. Особенно актуален этот вопрос для двигателя, который работает постоянно. Наличие постоянного по знаку возмущающего момента, связанного с неточностью установки двигателя на КА, действующего в течение длительного времени, приводит к необходимости парировать эти возмущения.

Использование «традиционных» исполнительных устройств, таких как двигатели-маховики не позволяет парировать постоянные по знаку возмущающие моменты, поскольку в них накапливается кинетический момент и требуется приложение внешних сил, для того чтобы этот момент «снять» (так называемая разгрузка маховиков).

В качестве активного элемента системы ориентации, позволяющего парировать эти воздействия и разгрузить маховики, выступают катушки электромагнитов. Однако при применении катушек для этой цели возникает ряд трудностей.

Основная специфика магнитных катушек связана с ограничением на направление создаваемого управляющего момента. Управляющий момент не создается вдоль вектора геомагнитной индукции. Направление, вдоль которого недоступен управляющий момент, меняется в пространстве при движении спутника по орбите (кроме совпадения плоскости орбиты с плоскостью магнитного экватора в дипольных моделях поля). В результате все направления с течением времени оказываются доступны. Однако, несмотря на формальную управляемость, сохраняются практические ограничения. Так, магнитная система в принципе неспособна парировать возмущающий момент вдоль вектора магнитной индукции. В итоге точность ориентации оказывается невысокой и обычно составляет 10–15 градусов. Также необходимо учитывать изменения этого направления для точного управления катушками.

При компенсации постоянного по знаку возмущающего момента катушки электромагнитов должны работать непрерывно, что приводит как к увеличению энергопотребления, так и к увеличению величины остаточных некомпенсированных воздействий вследствие погрешностей, возникающих при измерении внешнего магнитного поля, вычислении необходимых управляющих воздействий, отработке этих воздействий блоком управления катушками.

Востребовано и решение задачи разработки системы, которая позволила бы смещать точку приложения вектора тяги, а также изменять его направление таким образом, чтобы мини-

мизировать моментные воздействия, возникающие при постоянно работающем двигателе. АО «Корпорация «ВНИИЭМ» имеет опыт создания такой системы для КА специального назначения.

Перспективным направлением является создание КА, движущегося по условно «баллистической» траектории. В научной литературе это называется «спутник, свободный от сноса», который представляет собой некоторое пробное тело, находящееся в полости внутри КА и экранированное таким образом от внешних воздействий, таких как воздействие остаточной атмосферы, солнечный ветер, электромагнитные поля. Это пробное тело движется по траектории, обусловленной действием только гравитационных полей. Такое движение прогнозируется с большой точностью и не зависит от космической погоды. При этом точность данного прогноза постоянно повышается за счет уточнения параметров гравитационного поля Земли в ходе проведения различных космических исследований (проекты GOCE, GRACE, CHAMP и др. [4, 5]), а также за счет повышения вычислительных мощностей бортовых машин современных КА.

Первый спутник, использующий этот принцип, – Triad-I был запущен в 1972 году [3], исследования в этой области продолжают и по сей день. На рис. 2 показан «спутник, свободный от сноса» (иллюстрация к статье Lange 1964 года), а также перспективный КА типа CubeSat и схема его работы [6].

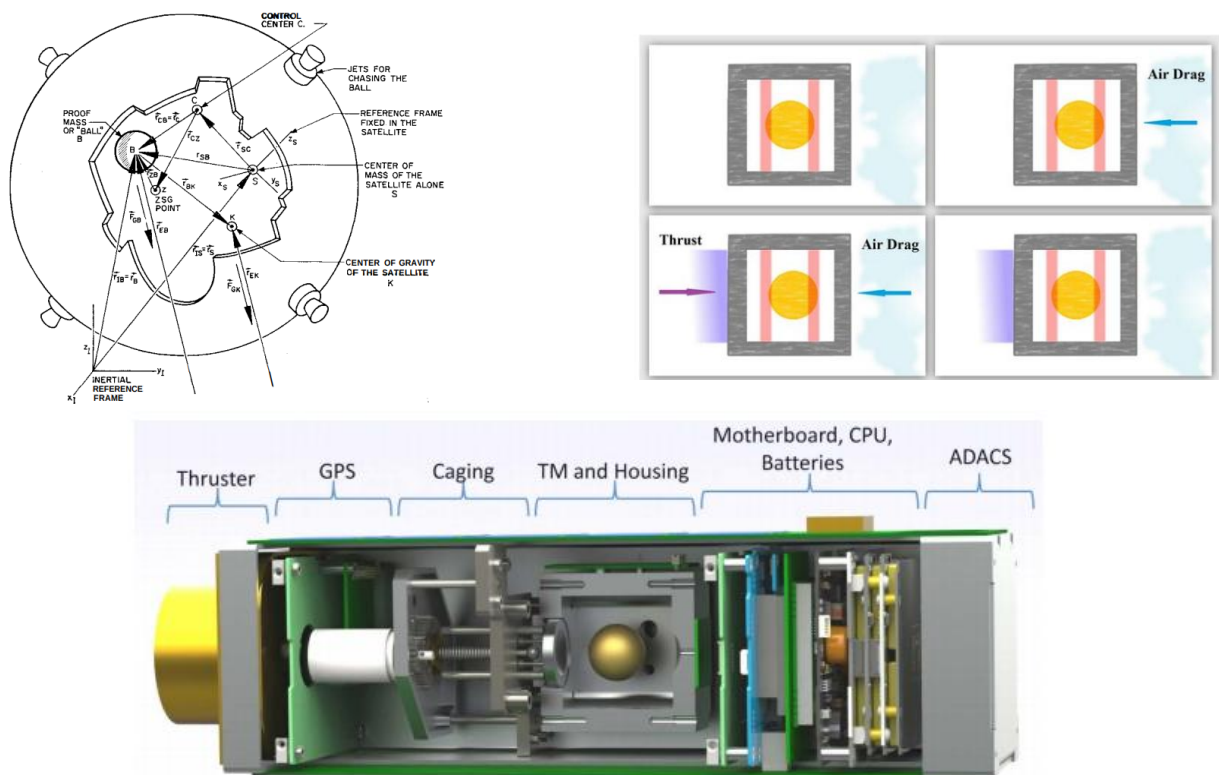


Рис. 2. «Спутник, свободный от сноса» и DRAG FREE CubeSat

Если КА в ходе своего орбитального полета двигался бы как «спутник, свободный от сноса», движение этого КА также можно было бы прогнозировать с высокой точностью, что позволило бы качественно повысить характеристики низкоорбитальных космических аппаратов и систем на их основе. Опыт проведения исследований по созданию КА такого типа имеется в АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

Для исследования возможностей поддержания параметров орбитального движения НКА с помощью электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) непрерывного действия и исследования возможности использования атмосферных газов в качестве рабочего тела планируется создать специальный исследовательский НКА. Целями создания НКА являются:

- проверка принципов и алгоритмов системы управления;
- отработка КДУ и системы управления вектором тяги в условиях космического полета;
- отработка новых элементов бортовой аппаратуры (система управления, специальная датчиковая аппаратура);
- апробация цифровых технологий создания КА;
- подготовка кадров и создание образовательных стандартов в области цифровизации проектирования и изготовления перспективных КА.

К особенностям этого НКА относятся:

1. Движение КА осуществляется по «баллистической» траектории, что обеспечивает:
 - высокую точность определения и прогноза орбитального положения;
 - непрерывность выполнения целевой задачи;
 - высокую степень автоматизации процесса управления, облегчается процесс управления многоспутниковыми группировками.
2. Предъявляются повышенные требования к приборному составу, конструкции и алгоритмам управления КА:
 - двигательная установка должна работать непрерывно и должна прецизионно регулироваться по тяге;
 - необходимы специальные датчики для обеспечения полета по «баллистической» траектории;
 - высокие требования к системе энергоснабжения, бортовой вычислительной машине, алгоритмам управления.
3. Используется продольная компоновка в сочетании с аэродинамической стабилизацией.
4. Система ориентации имеет минимальные возмущающие воздействия.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в АО «Корпорация ВНИИЭМ» разработаны принципы управления НКА, успешно проведены наземные испытания (в вакуумной камере) экспериментальной ЭРДУ с возможностью регулирования тяги и применения атмосферных газов в качестве РТ, что позволяет приступить к разработке полномасштабного прототипа летного образца ЭРДУ и его системы управления.

Использование данных результатов и применение существующего задела предприятия в части узлов и агрегатов низкоорбитальных КА, имеющих летную квалификацию, позволяет создать прототип многофункциональной космической платформы с длительным сроком активного существования на низких, ранее не доступных, но перспективных орбитах.

Список используемых источников

1. Кукк К. И. Спутниковая связь: прошлое, настоящее, будущее. – М.: Горячая линия-Телеком. – 2015. – 256 с.
2. Бабышева Е. Е. Перспективы развития спутниковой связи // Экономика и качество систем связи. – 2017. – № 3(5). – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-razvitiya-sputnikovoy-svyazi> (дата обращения: 09.03.2021).
3. Potemra T. A. Observation of Birkeland currents with the TRIAD satellite // *Astrophys Space Sci* 58. – 1978. – P. 207–226.

4. An Earth Sciences Division Consultation Document, ESD-MAG-REP-CON-001 / G. Balmino [et al.] // European Views on Dedicated Gravity Field Missions: GRACE and GOCE / ESA. – Institut für Astronomische und Physikalische Geodäsie. – 1998. – January.
5. *Albertella A., Migliaccio F. & Sansó F.* GOCE: The Earth Gravity Field by Space Gradiometry // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy* 83. – 2002. – P. 1–15.
6. The Design of a Drag-Free CubeSat and the Housing for its Gravitational Reference Sensor / C. Zanoni [et al.] // 2nd IAA conference on University Satellites. Proceedings of 2nd IAA conference on University Satellites, 2013. – 2016. – May.

В. В. Гончаров*,
доктор технических наук;
Л. В. Кротова**;
И. Ю. Кубасов***,
кандидат технических наук;
М. Ю. Михайлов**;
А. Ю. Николаев**

*НИИ КС имени А. А. Максимова – филиал АО «ГКНПЦ
имени М. В. Хруничева», Московская область, г. Королёв.

**1 ГИК МО РФ, Архангельская область, г. Мирный.

***ВКА имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ-2» НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИЗМЕРЕНИЙ КОМПЛЕКСА КОМАНДНЫХ ПРИБОРОВ И БЛОКА ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

В работе изложен методический подход к определению параметров ориентации системы управления ракеты-носителя «Союз-2» на основе применения комплекса командных приборов и блока датчиков угловых скоростей.

Реализация разработанной методики в системе управления ракеты-носителя «Союз-2» позволит обеспечить повышение надежности определения параметров ориентации РН в полете, снижение массовых характеристик системы управления, ее стоимости, погрешности определения навигационных параметров, а также упрощение процесса эксплуатации и подготовки к пуску комплекса командных приборов и сокращение времени на подготовку и пуск РН.

Ключевые слова: определение параметров ориентации, ракета-носитель, комплекс командных приборов, блок датчиков угловых скоростей, надежность, навигационная система.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время для выведения космических аппаратов (КА) на орбиты основным средством являются ракеты-носители (РН). Успешное выполнение КА своих задач во многом зависит от надежной работы системы навигации в процессе выведения КА. Недостаточная надежность работы системы навигации может привести к разрушению КА или выведению его на нерасчетную орбиту, т. е. к срыву выполнения КА своей задачи [4, 5].

Опыт эксплуатации РН показывает, что далеко не все попытки выведения полезных грузов на требуемую орбиту заканчивались успешно. По статистическим данным, при эксплуатации используемых на космодроме Плесецк РН от 3 до 7,7% пусков, в зависимости от типа РН, заканчивались авариями РН или выведением КА на нерасчетные орбиты. Причины неудачных пусков различны, однако все они представляют собой неисправности, нерасчетные режимы и сбои в работе узлов, агрегатов и систем РН.

Из всего спектра отказов, возникающих на участке выведения, можно выявить группу, связанную с возникновением неисправностей в работе системы управления (СУ). Анализ статистических данных по отказам системы управления носителей, эксплуатируемых на космодроме Плесецк, показал, что основная часть отказов связана с неисправностью приборов измерения параметров движения и ориентации РН.

В состав таких приборов входят гиросприборы, измеряющие параметры ориентации РН и приборы определения кажущейся скорости или ускорения РН. Совокупность гиросприборов и

датчиков первичной информации, предназначенных для измерения параметров движения РН решения навигационной задачи в процессе полете, принято называть комплексом командных приборов (ККП) [2, 3, 8].

В СУ РН «Союз-2» установлены два идентичных трехосных гиросtabilизатора (ТГС) и блок датчиков угловых скоростей (БДУС) на каждый канал управления. При такой комплектации ККП обработке подвергаются измеренные значения углов ориентации РН от трех источников (два ТГС и БДУС) [2]. Выявление и парирование влияния отказов ККП подразумевает проведение детального анализа типовых отказов ККП РН. Для ККП принято различать аппаратные и информационные отказы [5, 10].

Статистические данные по количеству случаев аварий РН и выведения КА на нерасчетную орбиту по вине ККП, в сравнении с другими системами и агрегатами РН, представлены в табл. 1.

Таблица 1

Статистические данные по распределению отказов ККП и отказов технических устройств РН (по всем типам РН)

Отказ ДУ и ПГС		Отказ СУ		Отказ СР и конструкции РН	Отказ БЭА и ИП	Прочие отказы	Всего отказов
27 (47%)		ККП 13 (23%)		6 (10%)	5 (9%)	5 (9%)	57
ПГС	ДУ	ИО	АО				
22 (38%)	5 (9%)	5 (9%)	9 (16%)				

Как видно из табл. 1, количество отказов в работе ККП составляет около 23%.

Одним из распространенных путей повышения надежности и безотказности работы системы навигации в условиях информационных и аппаратных отказов является комплексирование разнородных источников определения параметров ориентации РН. В этой связи предлагается оценить погрешности определения параметров ориентации РН на основе применения ККП и БДУС.

ОЦЕНИВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА И БЛОКА ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

В условиях малых значений углов тангажа, рыскания и вращения справедливо применить процедуру интегрирования измерений угловых скоростей по каналам тангажа, рыскания и вращения РН:

$$\vartheta = \int_{t_0}^{t_k} \omega_z dt, \quad (1)$$

где ϑ – угол тангажа;

ω_z – угловая скорость, измеряемая ДУС по каналу тангажа;

$$\psi = \int_{t_0}^{t_k} \omega_y dt, \quad (2)$$

где Ψ – угол рыскания;

ω_y – угловая скорость от ДУС по каналу рыскания;

$$\varphi = \int_{t_0}^{t_k} \omega_x dt, \quad (3)$$

где φ – угол вращения (крена);

ω_x – угловая скорость от датчика по каналу вращения.

При этом необходимо обеспечить ряд условий:

– отсутствие систематических погрешностей измерения перед пуском и во время полета первой ступени РН;

– отсутствие любых информационных нарушений в измерительных трактах БДУС.

Управление угловым движением РН осуществляется в соответствии с программными значениями углов $\vartheta_n, \psi_n, \varphi_n$, заложенными в полетное задание.

Приведем сравнительные оценки углов ориентации ракеты-носителя, полученных согласно формулам (1)–(3) с соответствующими значениями программных углов, реализуемых в полете РН.

Ошибка определения параметров ориентации РН – это разница (вариации) между значениями углов, полученными путем интегрирования показаний БДУС, и их программными значениями:

$$\Delta\vartheta = \vartheta_n - \vartheta, \quad \Delta\psi = \psi_n - \psi, \quad \Delta\varphi = \varphi_n - \varphi.$$

В качестве показателей точности определения углов будем использовать интегральные значения вариаций – «интегралы ошибок».

Минимизация «интеграла ошибок» – это критерий оптимальности полученной оценки.

На рис. 1–7 представлены сравнительные характеристики углов, определенных в результате численного интегрирования показаний БДУС и их программных значений, а также их вариаций.

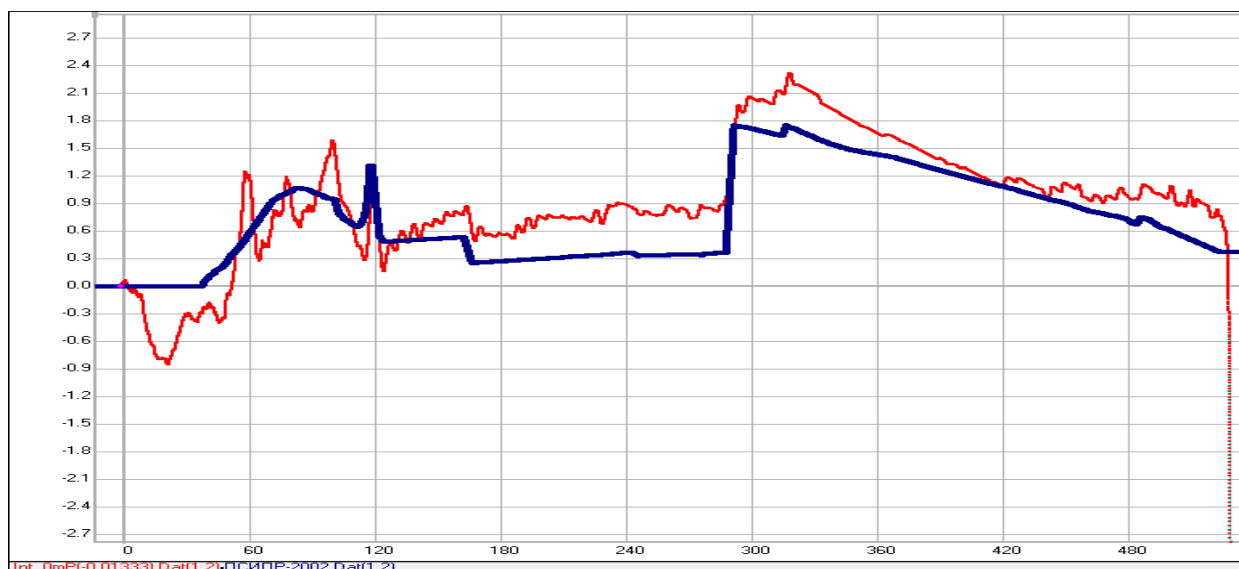


Рис. 1. Графики изменения измеренного угла рыскания ψ и его программного значения ψ_n

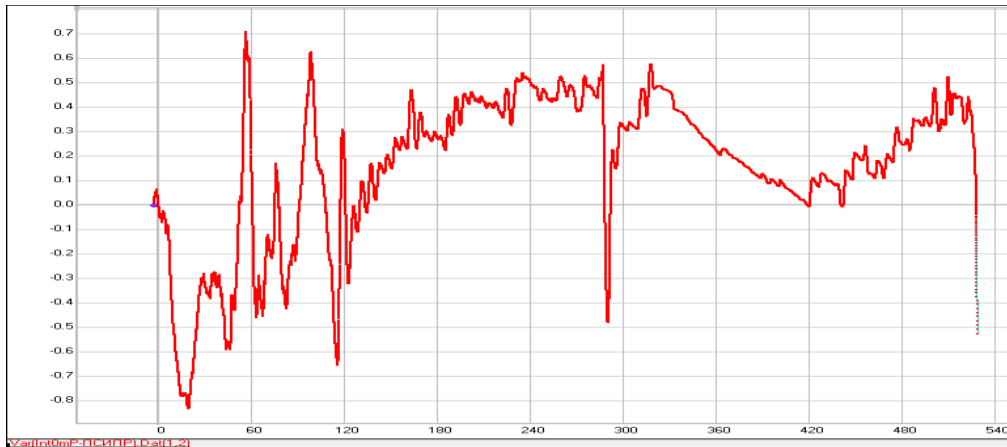


Рис. 2. График изменения вариации угла рыскания $\Delta\psi$

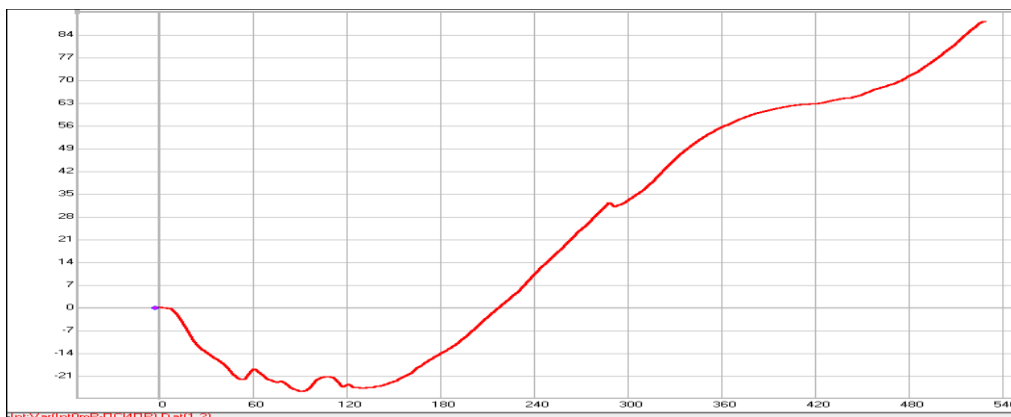


Рис. 3. График изменения интегрального значения вариации угла рыскания

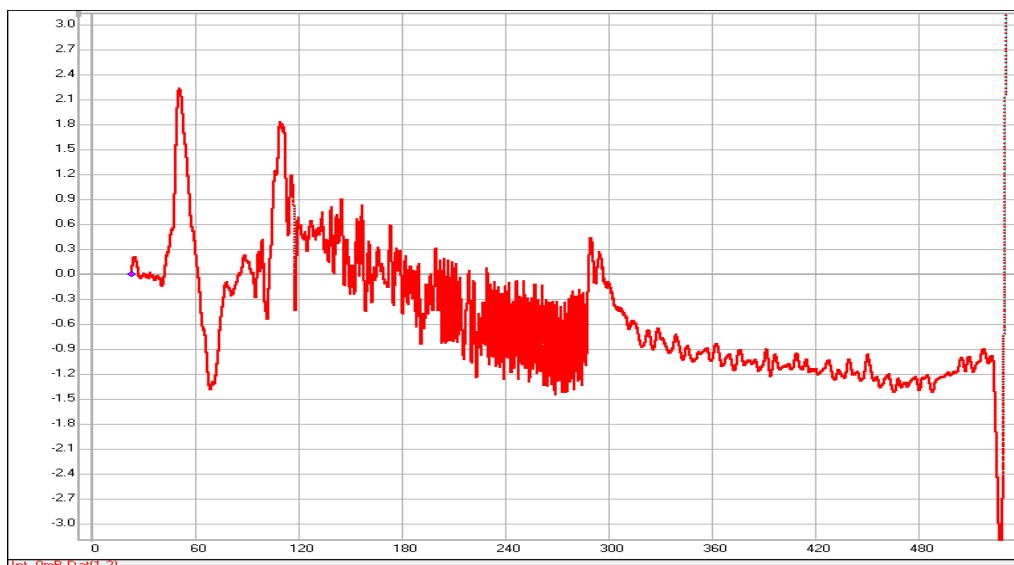


Рис. 4. График изменения вариации угла вращения $\Delta\phi$

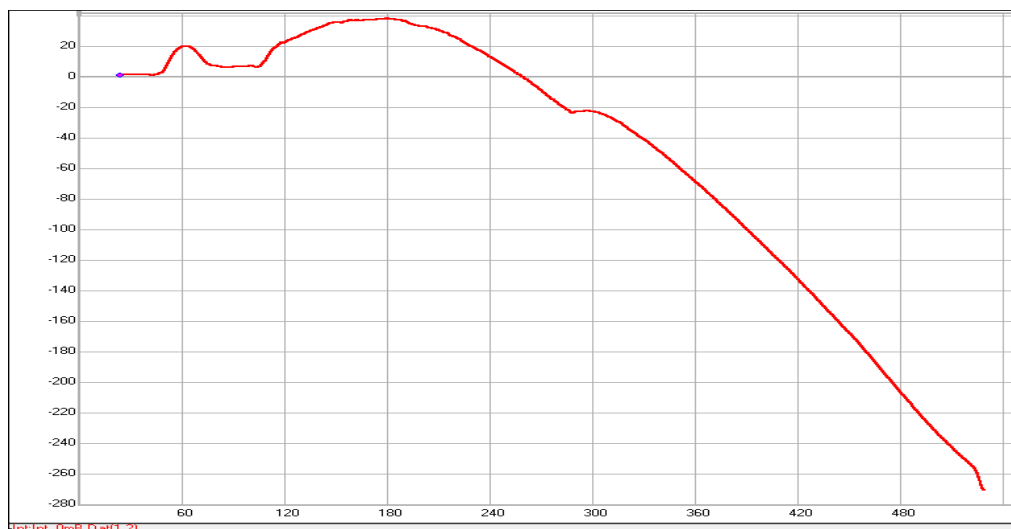


Рис. 5. График изменения интегрального значения вариации угла вращения

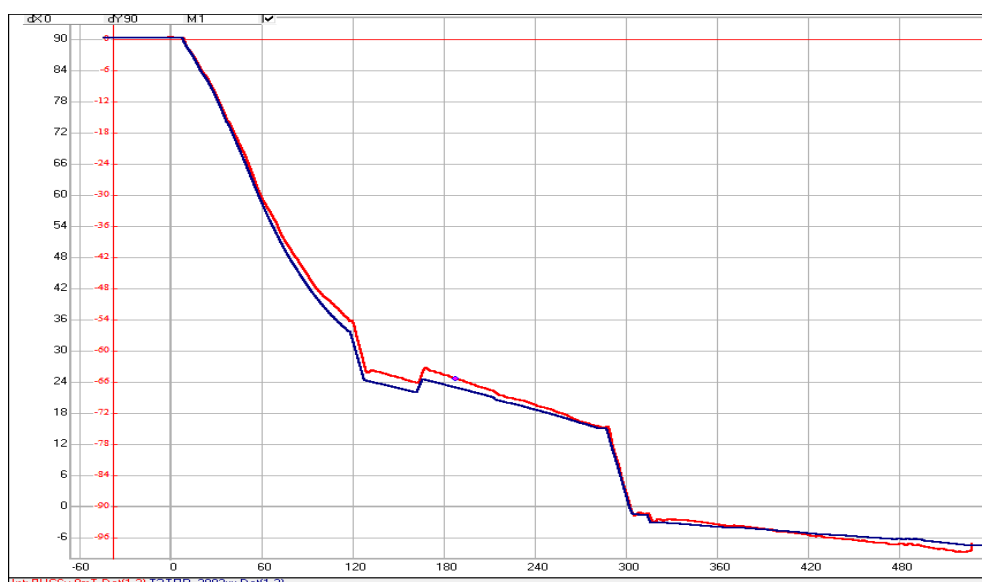


Рис. 6. Графики изменения измеренного угла тангажа ϑ и его программного значения ϑ_{II}

На результат определения параметров ориентации влияют инструментальные погрешности БДУС. В составе бортовой автоматизированной системы управления РН «Союз-2» используются БДУС на основе двухстепенных гироскопических датчиков угловой скорости, которые имеют следующие составляющие погрешности измерений [2]:

- систематический уход;
- уходы, независимые от уровня действующих перегрузок [ошибка монотонно растет во времени – $K_{HY}(t)$];
- уходы, зависящие от уровней перегрузок – $K_{ZY}(N)$.

Кроме того, установка БДУС осуществляется с погрешностью в ориентации осей чувствительности как относительно плоскостей РН, так и относительно осей чувствительности ТГС. Также имеет место неортогональность осей чувствительности смежных ДУС.

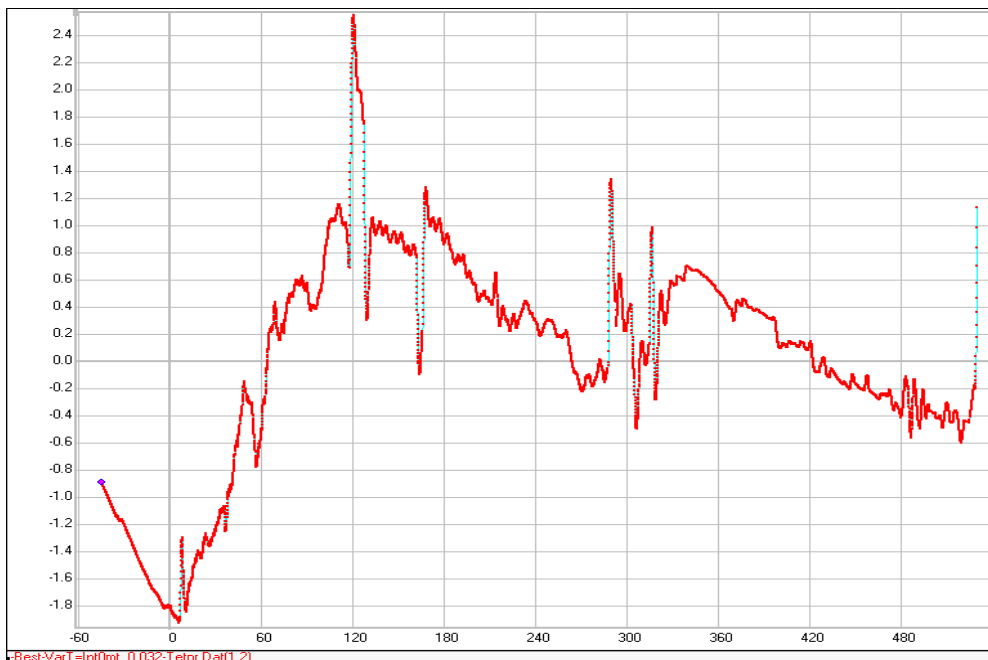


Рис. 7. График изменения интегрального значения вариации угла тангажа

Часть погрешностей может быть непосредственно замерена на этапах подготовки при масштабировании точностных приборов и учтена в полете.

Предположим, что сигнал от БДУС является суммой нескольких составляющих:

$$\tilde{\omega}_i = \Delta\omega_0 + K\omega_i \quad (4)$$

- где $\tilde{\omega}_i$ – измеренное значение угловой скорости на i -м шаге;
 K – коэффициент несоосности осей чувствительности БДУС и осей ССК РН;
 $\Delta\omega_0$ – дрейф нуля БДУС, при этом $\Delta\omega_0 = \text{const}$;
 ω_i – истинное значение угловой скорости;

$$K = \cos \gamma + K_{\text{НУ}} + K_{\text{ЗУ}} N_{\text{СИ}}, \quad (5)$$

- где γ – угол несоосности осей чувствительности БДУС и соответствующего направления осей ССК, при этом $\gamma = \text{const}$;
 $K_{\text{НУ}}$ – коэффициент независимых уходов БДУС;
 $K_{\text{ЗУ}}$ – коэффициент уходов БДУС, зависящих от перегрузки;
 $N_{\text{СИ}}$ – среднеинтегральная перегрузка, действовавшая на оси чувствительности БДУС.

Предположим, что коэффициенты зависят друг от друга линейно:

$$K_{\text{НУ}} = -K_{\text{ЗУ}} N_{\text{СИ}}, \quad (6)$$

тогда

$$\tilde{\omega}_i = \Delta\omega_0 + \omega_i \cos \gamma, \quad (7)$$

откуда

$$\Theta_i = \int_0^t \tilde{\omega}_i dt; \quad \Theta_i = \Delta\omega_0 t + \cos \gamma \int_0^t \omega_i dt, \quad (8)$$

где Θ_i – угол разворота на момент времени t .

Пусть

$$\int_0^t \omega_i = \vartheta_n . \quad (9)$$

То есть интеграл от истинной угловой скорости на момент времени t совпадает с программным значением для этого же момента времени. Значит,

$$\gamma = \arccos \left[\frac{\Theta_i - \Delta\omega_0 t_i}{\vartheta_n} \right] . \quad (10)$$

Тогда

$$\Theta_k = \frac{\Theta_i}{\cos \gamma} , \quad (11)$$

где Θ_k – скорректированное значение измеренного угла (после «поворота» оси чувствительности до совпадения с ССК РН).

При нелинейной зависимости коэффициентов в формуле (6) происходит искажение – «искривление» линейной зависимости $K = \text{const}$. Что, в свою очередь, увеличивает погрешность определения углов ориентации РН на участках максимальной перегрузки.

На рис. 8 изображен график зависимости между погрешностью БДУС и перегрузкой. Видно, что в процессе движения первой ступени РН корреляция между перегрузкой и погрешностью – отрицательная, а в процессе движения остальных ступеней – положительная. На участке движения второй ступени наблюдается характерное смещение кривой вариации в момент сброса головного обтекателя (ГО). Это объясняется скачкообразным изменением положения центра масс при отделении ГО (вес ГО составляет около 1,4 т).

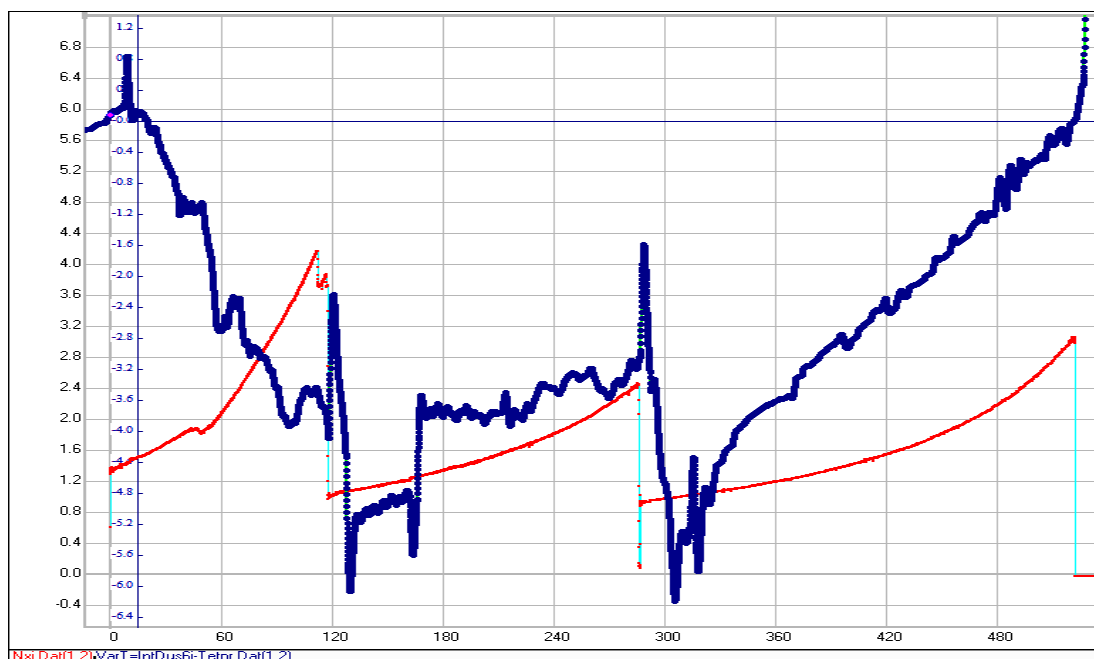


Рис. 8. Динамика вариации погрешности программного угла тангажа в зависимости от осевой перегрузки

Приведем алгоритм учета выявленной составляющей погрешности, зависимой от перегрузки (и сброса отделяемых частей РН).

Пусть условие (6) не выполняется. Тогда формула (11) может быть приведена к следующему виду:

$$\Theta_k = \frac{\Theta_{смг} + K_{3y} N_i}{\cos \gamma}, \quad (12)$$

откуда

$$K_{3y} = \frac{1}{T_k} \int_0^{T_k} N_i(t) dt, \quad (13)$$

где T_k – момент окончания активного участка полета (длительность полета от момента КП где $T = 0$).

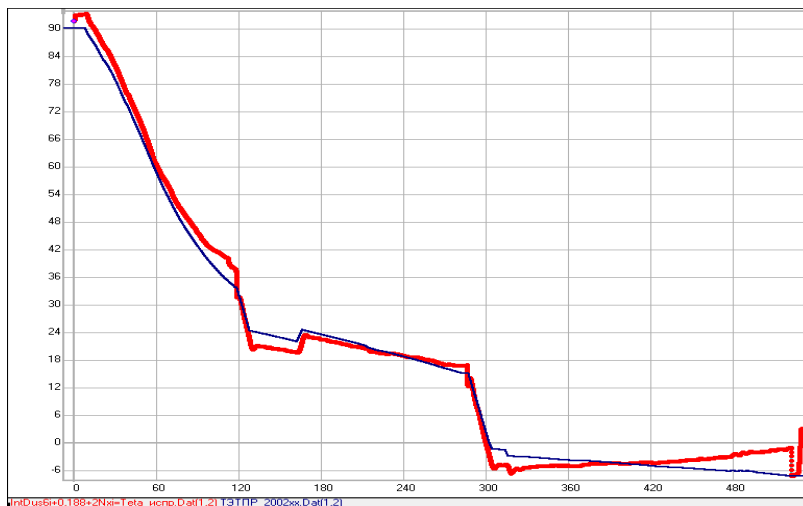


Рис. 9. Сравнительная характеристика проинтегрированного (восстановленного) угла тангажа (по данным БДУС) и его программного значения с учетом всех ошибок

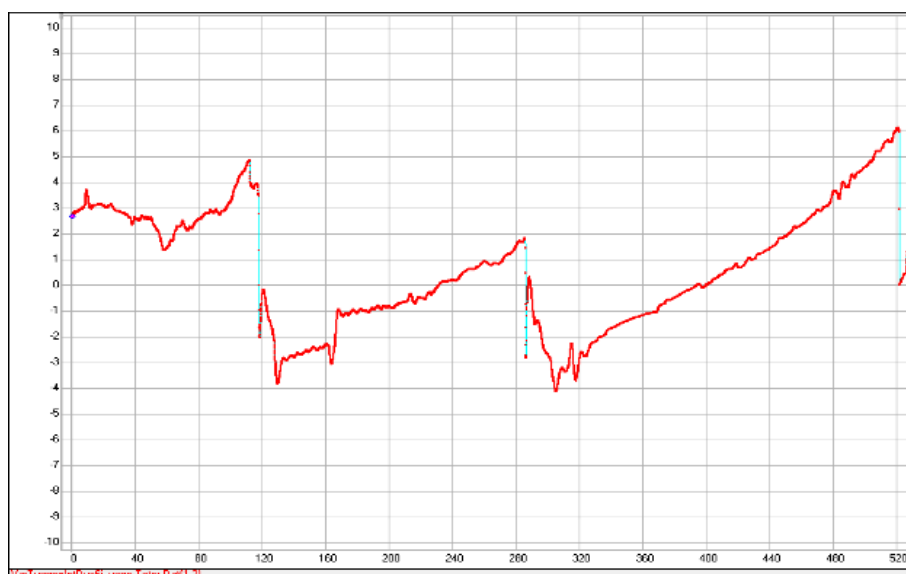


Рис. 10. Вариация между восстановленным углом тангажа и программой с учетом всех ошибок

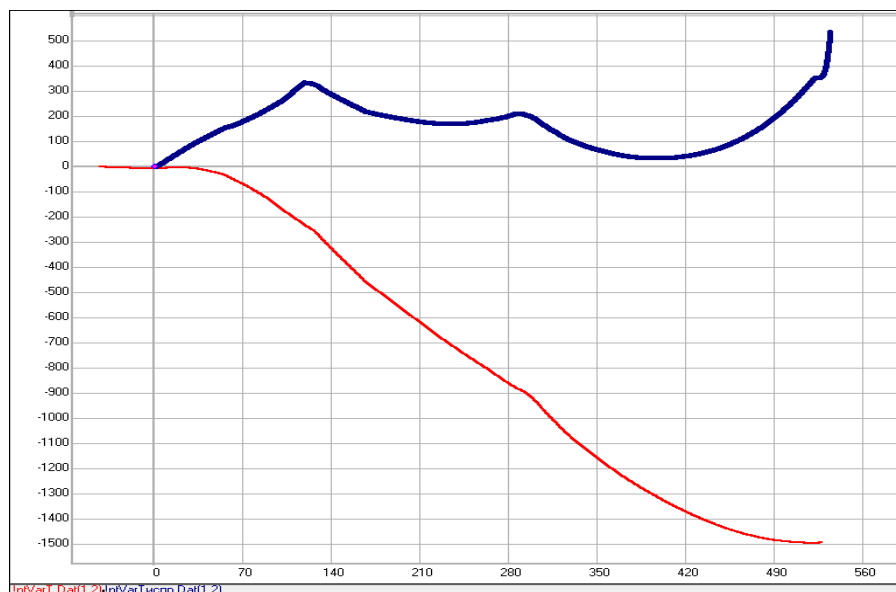


Рис. 11. Сравнение «интегралов ошибок» без компенсации зависимых уходов и после их компенсации

Как видно из анализа рис. 9–11, компенсация зависимых уходов в расчете угловой ориентации значительно уменьшает «интеграл ошибок», который является критерием оптимальности применения БДУС для определения углового положения РН.

ПРАКТИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ МЕТОДИКИ

В качестве вывода о возможности использования БДУС для определения углового положения РН можно привести ряд доводов.

Использование интегрирования показаний ДУС в качестве замены измерений ТГС дает приемлемые результаты на квазистационарных участках полета РН. При этом предельная погрешность определения углов по данным измерений БДУС может достигать 2–4 градуса на динамичных участках полета и 0,3–1 градус – на квазистационарных. Перед пуском РН необходимо оценить и скомпенсировать систематические уходы БДУС. Также следует произвести проверку измерений на «выбросы» и их сглаживание. После чего надо внести соответствующие изменения в показания приборов БДУС.

Исходя из того, что проведенные исследования подтвердили возможность использования информации БДУС для определения углового положения изделия, можно предположить, что совместное использование информации НАП и БДУС возможно в качестве альтернативного варианта определения навигационных параметров и возможного средства для дублирования измерений ТГС.

Для апробации разработанной методики было разработано устройство для определения пространственной ориентации ракеты космического назначения «Союз-2», представленное на рис. 12.

В состав устройства для определения пространственной ориентации (блок 1) входят следующие блоки:

- блок навигационной аппаратуры потребителя (блок 2);
- блок датчиков угловых скоростей (БДУС) (блок 3);
- бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) (блок 4).

Блок датчиков угловых скоростей предназначен для измерения мгновенной угловой скорости РН в проекциях на оси ССК и для выдачи в БЦВМ (блок 4) цифровой информации об измеряемой угловой скорости. В состав БДУС (блок 3) входит три измерителя угловых ускорений (могут быть на базе инерциальных и безынерциальных измерительных систем), которые измеряют ускоренное движение РН вокруг соответственно трех осей системы координат.

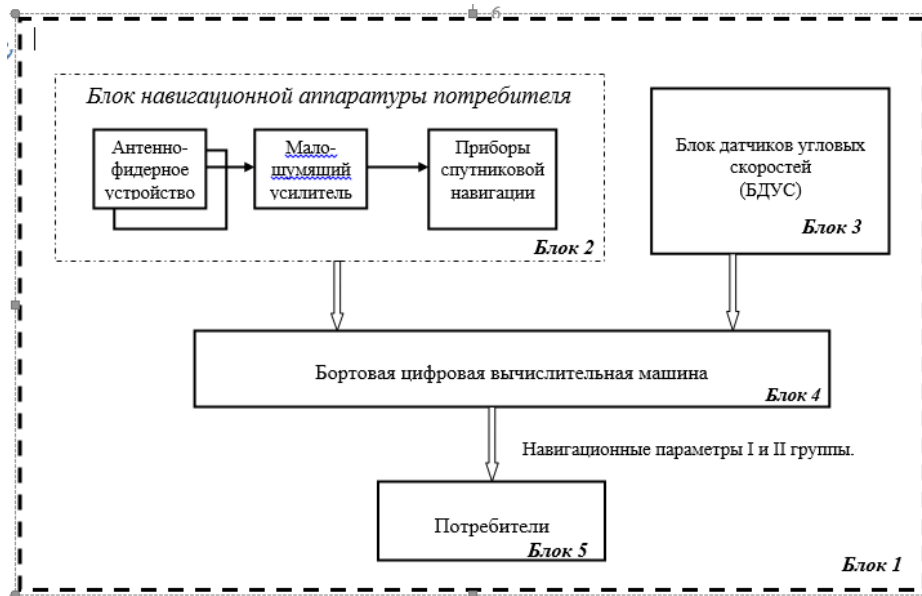


Рис. 12. Блок-схема «устройства для определения пространственной ориентации ракеты космического назначения «Союз-2»

Разработанное устройство позволяет получить значения навигационных параметров ориентации РН по информации НАП с условием минимальной доработки СУ РН и тем самым повысить точность ориентации, что позволит дублировать информацию, получаемую от ТГС, а в перспективе – заменить один из используемых на данный момент ТГС. Это позволит снизить стоимость запуска и повысить массу выводимого полезного груза при тех же энергозатратах.

По измерительной информации НАП, поступающей в БЦВМ, определяются проекции абсолютного вектора скорости объекта, на котором она установлена. Одновременно в БЦВМ поступает измерительная информация от БДУС, по которой рассчитывается угловое положение продольной оси РН.

Таким образом, по обобщенной измерительной информации НАП и БДУС, с помощью алгоритмов БЦВМ, определяется точное местоположение РН в полете.

Сущность алгоритма определения ориентации РН по информации НАП заключается в сопоставлении ориентации РН с ориентацией вектора кажущегося ускорения в пространстве и в определении этого вектора в двух стартовых координатах по данным НАП и по трем, минимум, акселерометрам БДУС. Определение углов ориентации РН осуществляется путем расчета элементов матрицы перехода между этими двумя системами координат.

Необходимо отметить, однако, что при всех достоинствах использования НАП имеется также недостаток, состоящий в малой частоте выдачи навигационной информации – 1 Гц [1, 9]. Для повышения частоты определения параметров навигации предлагается комплексировать информацию с НАП и математическую обработку измерений автономных аналоговых высокоопросных приборов типа датчиков перегрузки. Данное предложение объясняется тем,

что у датчиков перегрузки частота выдачи составляет 200 Гц [2]. Комплексное использование этих приборов позволит максимально увеличить точность получаемой информации.

Положительный эффект определения пространственной ориентации СУ РКН «Союз-2» с использованием альтернативного варианта определения навигационных параметров по информации НАП с помощью БДУС состоит в следующем:

- обеспечении ориентации РН по измерениям НАП и БДУС;
- обеспечении необходимой точности ориентации РН;
- замене угловых измерений штатным блоком ТГС;
- использовании сигналов отечественной КНС «ГЛОНАСС»;
- обеспечении невысокой стоимости внедрения устройства.

Для оценивания точности производилось сравнение фактических данных кинематических параметров движения, полученных по данным БЦВК РН «Союз-2», пускаемых с космодрома Плесецк с 2010 по 2021 год. В ходе сравнения были оценены отклонения точности выведения РБ на заданную орбиту, при этом критерием оценки выступали следующие параметры орбиты выведения: наклонение, период обращения, высота апогея, высота перигея.

В табл. 2, приведены характеристики точности выведения, полученные по результатам пусков РН «Молния-М», РКН «Союз-У» – аналоговые СУ, РН «Союз-2» – цифровые СУ, и характеристики точности выведения, полученные при расчетах с использованием предлагаемого метода.

Таблица 2

Сравнительные характеристики точности орбит выведения

Параметры орбиты выведения	Точность выведения аналоговой СУ	Точность выведения цифровой СУ	Точность выведения с использованием предлагаемого метода
Период обращения, мин	$\pm 0,37$	$\pm 0,042$	$\pm 0,4$
Наклонение плоскости орбиты, °	$\pm 0,100$	$\pm 0,033$	$\pm 0,09$
Высота перигея, км	+8,0/-10,0	$\pm 3,5$	+6,0/-8,0
Высота апогея, км	$\pm 42,0$	$\pm 2,0$	$\pm 30,0$

Новизна и практическая значимость вышеописанного «устройства для определения пространственной ориентации ракеты космического назначения «Союз-2» подтверждены патентом № 2732520 Федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты апробации методики с помощью «устройства для определения пространственной ориентации ракеты космического назначения «Союз-2» на борту РН позволили сделать вывод о возможности обеспечения заданной надежности системы навигации за счет функционального резервирования штатной инерциальной гироскопической системы РН.

Кроме того, поскольку проведенные исследования подтвердили возможность решения навигационной задачи на борту РН с помощью данного устройства, то существует реальная перспектива отказа от дублирования элементов ККП, т. е. устройство позволит избежать установки на борт РКН нескольких комплектов ТГС, входящих в состав ККП. Это суще-

ственно снизит стоимость РКН и позволит увеличить массу выводимого полезного груза при тех же энергозатратах.

Список используемых источников

1. ГОСТ Р 51794-2001. Аппаратура радионавигационная глобальной навигационной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. – М.: Госстандарт России, 2001 – 11 с.
2. БАСУ РКН 14А14 ООООА-О. Работа в полете. Описание ШЮГИ.461241.010Д4, НПОА. – 2004. – 236 с.
3. Варфоломеев В. И., Копытова М. И. Проектирование и испытания баллистических ракет. – М.: Оборонгиз, 1970. – 392 с.
4. Дмитриев С. П., Колесов Н. В., Осипов А. В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. – СПб., 2003. – 207 с.
5. Дмитриев С. П., Колесов Н. В. Оценка надежности информационно-измерительных систем с учетом информационных отказов // Гироскопия и навигация. – 1998. – № 4. – С 28–36.
6. Калибровка дрейфов инерциальной системы ориентации на электростатических гироскопах по данным астровизирующего устройства в условиях космического аппарата / Г. И. Емельянцева [и др.] // Гироскопия и навигация. – 2005. – № 2. – С 69–78.
7. Анализ погрешностей навигационной аппаратуры потребителя ГЛОНАСС/GPS при проведении траекторных измерений / В. М. Зайцев [и др.] // Гироскопия и навигация. – 2005. – № 3. – С. 3–13.
8. Комплекс ракеты-носителя «Рокот». Комплекс командных приборов: техн. проект. КИИД.Э088.0387, ГКНПЦ им. Хруничева, 1995. – Ч. 2, кн. 4 [прил. 1]. – 50 с.
9. Комплекс ракеты-носителя «Рокот»: техн. проект. / ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. КБ «Салют». – 1995. – Ч. 2: РН «Рокот», кн. 8: Система измерения текущих навигационных параметров [прил. 1: Навигационная аппаратура потребителя]. – 99 с.
10. Комплекс ракеты-носителя «Рокот»: техн. проект. – ГКНПЦ им. М.В. Хруничева КБ «Салют». – 1995. – Ч. 1: Общие сведения о комплексе, кн. 6: Перечень нештатных ситуаций. – 33 с.
11. Харисов В. Н., Перов А. И., Болдин В. А. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. – М.: ИПРЖР, 1998. – 400 с.

И. А. Дёма;
С. Ю. Пирогов,
доктор технических наук, профессор;
В. И. Поспишенко,
кандидат технических наук

ЭНЕРГОМАССОВАЯ МОДЕЛЬ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ С ЭЛЕКТРОНАСОСНОЙ СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

В статье анализируются особенности влияния параметров жидкостного ракетного двигателя с электронасосной системой подачи топлива на энергомассовые характеристики ступени сверхлегкой ракеты-носителя. Разработана модель, позволяющая исследовать влияние основных проектных параметров ЖРД с электронасосной системой подачи топлива на характеристическую скорость нижней ступени сверхлегкой ракеты-носителя. Представлены направления исследования, и проанализированы требуемые уровни совершенства элементов ЖРД с электронасосной системой подачи КРТ.

Ключевые слова: ракета-носитель, ракетный блок, жидкостный ракетный двигатель, электронасосная система подачи топлива, полезный груз, характеристическая скорость.

ВВЕДЕНИЕ

На современном этапе развития средств выведения актуальными становятся задачи обеспечения экологичности и экономичности ракет-носителей. Достижение новых качественных характеристик требует включения в состав ракетного блока новых систем, обеспечивающих сокращение районов падения, снижающих выбросы вредных и опасных веществ, в частности компонентов ракетного топлива. Для повышения экономичности и снижения стоимости рассматриваются варианты использования спасаемых ракетных блоков нижних ступеней. С целью упрощения схемно-технических решений и обеспечения требуемого уровня управляемости анализируются варианты использования электронасосных систем подачи компонентов ракетного топлива. Возможность технического решения данной задачи обусловлена повышением характеристик аккумуляторов и созданием технологии высокооборотных бесколлекторных электродвигателей, а также снижением массовых характеристик высоковольтной электрокоммутирующей аппаратуры.

Высокие удельные энергетические и мощностные характеристики современных литий-ионных и литий-полимерных аккумуляторов позволяют их использовать не только в бытовых устройствах, наземном транспорте, но и в космических транспортных системах. В настоящее время ведется активная проработка ракет-носителей с ракетными блоками, которые имеют в своем составе жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) с электронасосной системой подачи компонентов ракетного топлива. Несмотря на то, что с энергетической точки зрения удельная энергия и мощность аккумуляторов на порядок уступают энергетическим характеристикам ракетного топлива, применение электронасосной системой подачи топлива (ЭСПТ) позволяет более просто решать ряд задач, которые необходимо решать конструкторам при разработке жидкостных ракет-носителей. Сюда можно отнести удобство регулирования ЖРД, повышение надежности за счет исключения из состава ПГС «горячих» агрегатов: газогенератора и турбины. Кроме того, в значительной степени повышается гибкость управления основными параметрами, а также фазово-частотными характеристиками ЖРД.

Вместе с тем вопрос о выборе оптимальных проектных параметров ЖРД с ЭСПТ в настоящее время остается открытым. Например, нерешенным остается вопрос, связанный с определением оптимального давления в камере сгорания ЖРД с ЭСПТ. Это обусловлено разнонаправленностью воздействия различных факторов ЭСПТ на его интегральные характеристики, такие как масса и удельный импульс. Эту задачу целесообразно решать на основе энергомассового анализа многоступенчатых ракет. Тем не менее существующие подходы к

анализу энергомассовых характеристик РН не позволяют решить данную задачу. В результате возникает необходимость разработки математической модели для исследования энерго-массовых характеристик ракетных блоков с ЖРД с электронасосной системой подачи топлива. Так, ЖРД *Rutherford* фирмы *RocketLab* и аналогичный по конструкции ЖРД *Delphin* фирмы *Astra Space* – это ЖРД с электронасосными агрегатами. Упрощенная электрогидравлическая схема ЖРД и ЭСПТ представлена на рис. 1.

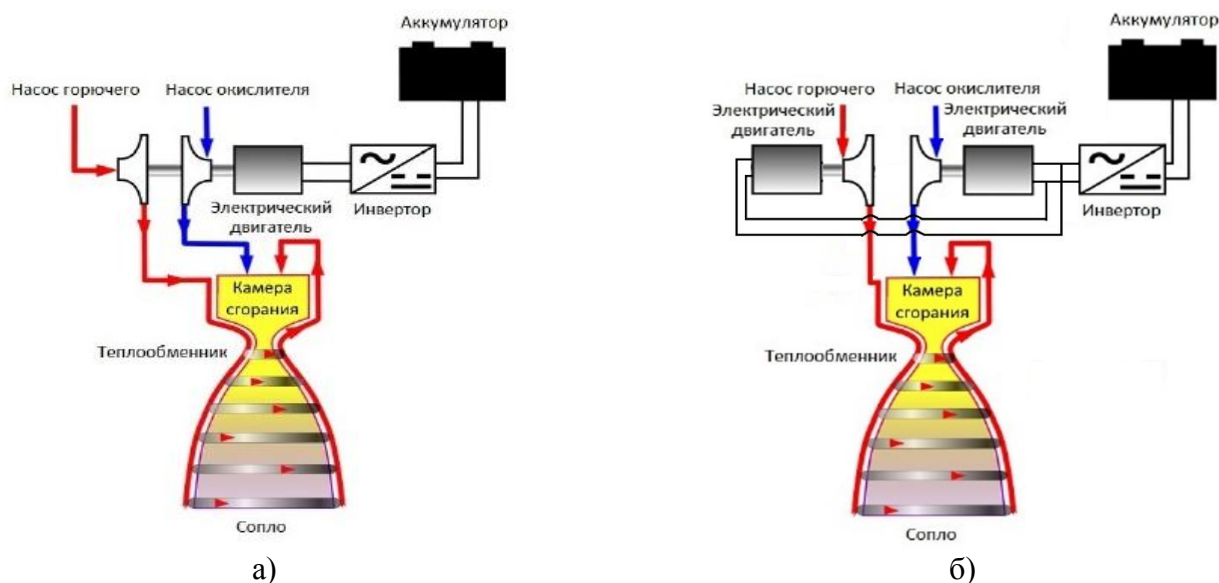


Рис. 1. Электрогидравлическая схема ЖРД с электронасосной системой подачи компонентов топлива

Помимо представленной на рис.1,а схемы может быть реализована схема с отдельным электроприводом насосных агрегатов (рис.1,б). Каждая схема имеет свои преимущества и недостатки, однако схема с отдельным электроприводом представляется как более простая в конструктивном отношении и позволяет более гибко управлять характеристиками ЖРД.

ЭНЕРГОМАССОВАЯ МОДЕЛЬ РАКЕТНОГО БЛОКА С ЭЛЕКТРОНАСОСНОЙ СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

В основу энергомассовой модели ракетного блока положена система уравнений, которая позволяет однозначно увязать друг с другом такие параметры, как относительные запасы топлива, стартовая тяговооруженность и относительная масса полезного груза. Для ракет-носителей с обычными ЖРД данная задача успешно решена [1, 5, 6], однако при использовании ЭСПТ необходимо модифицировать исходную систему уравнений в направлении учета таких факторов, как массово-энергетические характеристики электродвигателей, энергетические и мощностные характеристики аккумуляторов, давление в камере сгорания ЖРД и т. д. Отдельно необходимо остановиться на таком параметре, как давление в камере.

Известно, что вследствие повышения давления в камере на ЖРД первых ступеней РН происходит повышение удельного импульса, что, в свою очередь, ведет к снижению потребного запаса топлива ступени и, как следствие, к повышению относительной массы полезного груза первой ступени. С другой стороны, при использовании ЖРД с ЭСПТ повышение давления в камере требует увеличения мощности насосов и электродвигателей пропорционально степени увеличения давления, а также повышения мощности и массы аккумуляторной батареи, что в итоге приведет к повышению сухой массы первой ступени и снижению относительной массы полезного груза. Общая схема влияния давления в камере на массовые характеристики ракетного блока представлена на рис. 2.

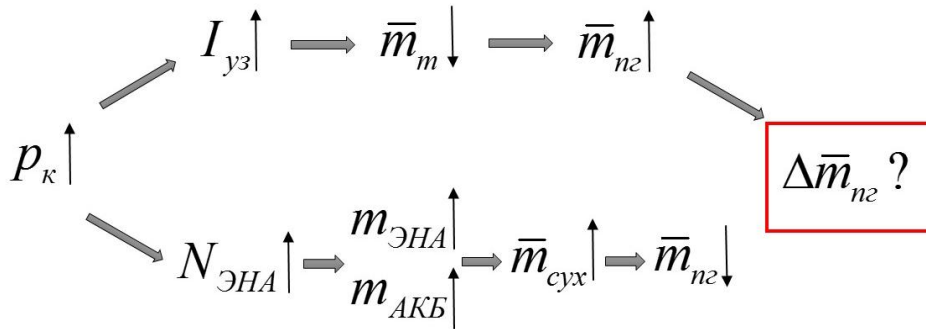


Рис. 2. Общая схема влияния давления в камере ЖРД с ЭСПТ на относительную массу полезного груза субракеты

Из рис. 2. видно, что давление в камере неоднозначным образом влияет на ключевой показатель – относительную массу полезного груза субракеты. Запишем выражение для относительной массы полезного груза одноступенчатой ракеты:

$$\bar{m}_{пг} = 1 - \bar{m}_{нб} - \varphi_0 \gamma_{дв} - \alpha \bar{m}_T, \tag{1}$$

- где $\bar{m}_{нб}$ – значения конечной скорости и высоты движения РН;
 φ_0 – значение круговой скорости для заданной высоты орбиты;
 $\gamma_{дв}$ – значение конечного угла тангажа РН;
 α – коэффициент топлива, рассчитываемый в соответствии с рекомендациями;
 \bar{m}_T – относительная масса топлива.

Для замыкания системы уравнений ее необходимо дополнить выражением для конечной скорости одноступенчатой ракеты через удельный импульс I_y :

$$V_k = I_y \ln(1 - \bar{m}_T). \tag{2}$$

Система уравнений, состоящая из выражений (1) и (2) позволяет однозначно связать относительную массу полезного груза субракеты с величиной конечной (характеристической скорости).

Для учета влияния применения электронасосных агрегатов на массу субракеты уравнение (1) необходимо модифицировать. Уравнение (1) записано для ракетного блока с обычным ЖРД, однако для ЖРД с ЭСПТ это уравнение следует преобразовать, выразив массу двигателя через такие параметры, как давление в камере, стартовая тяговооруженность, а также включить в массовое уравнение удельные энергомассовые параметры насосов, электродвигателей и аккумуляторных батарей.

Заменяем третье слагаемое в правой части уравнения (1). Выразим массу ЖРД с ЭСПТ как сумму масс камеры сгорания, насоса и электродвигателя подачи окислителя, насоса и электродвигателя подачи горючего, аккумуляторной батареи и массы арматуры и коммутирующей электроаппаратуры. Получим:

$$m_{двиг} = m_{кам} + m_{ЭНАГ} + m_{ЭНАО} + m_{АКБ} + m_{АРМ}, \tag{3}$$

$$\bar{m}_{двиг} = \varphi_0 \gamma_{дв} = \frac{P}{m_0} \cdot \frac{m_{двиг}}{P} = \frac{m_{кам} + m_{ЭНАГ} + m_{ЭНАО} + m_{АКБ} + m_{АРМ}}{m_0}. \tag{4}$$

Для расчета масс элементов ЖРД с ЭСПТ, таких как камера, насосы и арматура, применялись зависимости, представленные в работе [7]. Для расчета массы электродвигателей использовалось выражение, полученное на основе статистической обработки информации о массе современных бесколлекторных ЭД:

$$m_{ЭД(0)} = 0,146 N_{ЭД(0)} + 0,143, \tag{5}$$

где $N_{ЭД(0)}$ – мощность электродвигателя, кВт.

Для расчета массы аккумуляторов использовалась зависимость удельной массы аккумулятора от времени его работы, так как при быстром разряде (время разряда составляло 100–150 с), что характерно для режимов работы АКБ в ЖРД с ЭСПТ, полезная емкость АКБ уменьшается.

Для расчета энергомассовых параметров применялись стандартные зависимости удельного импульса ЖРД у поверхности Земли от давления в камере и коэффициента избытка окислителя для компонентов ракетного топлива жидкий кислород – керосин.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для оценки качества модели были выполнены расчеты, в которых исследовалась зависимость такого целевого параметра, как относительная масса полезного груза от давления в камере сгорания ЖРД с ЭСПТ для одноступенчатой ракеты стартовой массой 20000 кг с характеристической скоростью 3500 м/с. Рассматривались компоненты ракетного топлива жидкий кислород и керосин. Массовые параметры сухих отсеков и топливных отсеков выбирались в соответствии с рекомендациями работы [5]. Результаты расчета представлены на рис. 3.

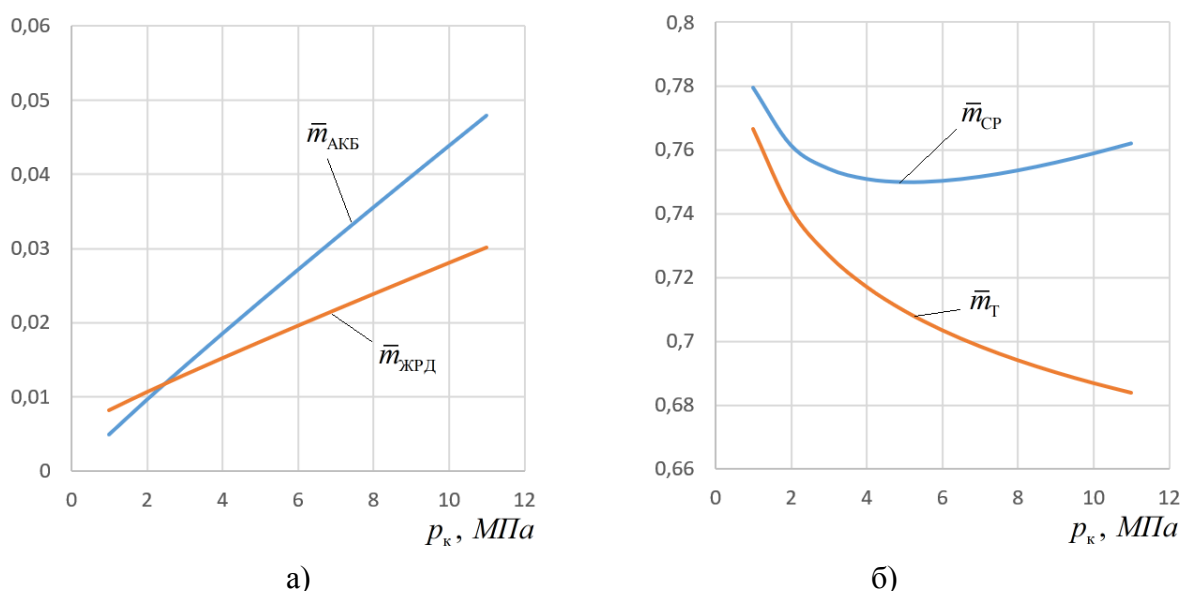


Рис. 3. Зависимости относительных масс ЖРД и аккумуляторной батареи (а), топлива и субракетки (б) от давления в камере (для характеристической скорости ступени 3500 м/с)

Из анализа рис. 3 видно, что при давлении в камере 5 МПа достигается минимальное значение массы ракетного блока без полезной нагрузки. Аналогичные оценки представлены в статье [5], где указывается, что примерное давление в камере ЖРД *Rutherford* составляет около 5–10 МПа. Исходя из указанных результатов, минимум массы топлива и двигателей позволит обеспечить максимальное значение целевого показателя – относительной массы полезного груза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлена математическая модель зависимости массы полезного груза ракетного блока от давления в камере. Результаты предварительных расчетов показали, что суще-

ствуется оптимальное давление в камере, при котором обеспечивается максимальное значение массы полезного груза.

Разработанная модель может быть включена в более общую модель определения оптимальных энергомассовых параметров многоступенчатых ракет-носителей, обеспечивающих максимальную относительную массу полезного груза. В рамках общей модели может быть исследовано влияние давления в камере, начальной тяговооруженности, а также относительной стартовой массы ракеты-носителя сверхлегкого класса на относительную массу полезного груза.

Список используемых источников

1. Шилимов В. Ф., Плясунов А. А. Проектирование ракет: учеб. пособие. – Л.: ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1982. – Вып. 1: Энергомассовый анализ ракет.

2. Анализ перспектив использования электродвигателя в качестве привода для насосов ЖРД разгонных блоков / А. А. Высоцкий [и др.] // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2017. – № 13. – С. 132–134. – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-perspektiv-ispolzovaniya-elektrodvigatelya-v-kachestve-privoda-dlya-nasosov-zhrd-razgonnyh-blokov> (дата обращения: 17.03.2021).

3. Шаров И. Л., Зарницына Е. А. Анализ применения электронасосных систем подачи компонентов топлива ЖРД // Материалы VI Всероссийской научно-практической конференции (В рамках II Молодежного форума студентов и курсантов оборонных специальностей вузов России «С именем Калашникова»). – 2019. – С. 165–169.

4. Булат П. Ю. Сверхлегкая ракета – двигатель на батарейках. – URL: <https://ntinews.ru/blog/publications/sverkhlegkaya-raketa-dvigatel-na-batareykakh.html> (дата обращения: 22.03.2021).

5. Модифицированная энергомассовая модель ракеты-носителя с системой спасения ступеней / И. А. Апевалов [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2020. – № 3. – С. 76–83.

6. Энергомассовая модель ракеты-носителя компоновочной схемы тандем с системой спасения ракетных блоков первой ступени / И. А. Апевалов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 673. – С. 23–30.

7. Павлюк Ю. С. Баллистическое проектирование ракет: учеб. пособие для вузов. – Челябинск: Изд-во ЧГТУ, 1996. – 92 с.

8. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.

9. Садовников А. В., Макаrchук В. В. Литий-ионные аккумуляторы // Молодой ученый. – 2016. – № 23 (127). – С. 84–89. – URL: <https://moluch.ru/archive/127/35051/> (дата обращения: 22.03.2021).

С. В. Загорный,
кандидат технических наук;
Е. Е. Наумчик;
И. В. Наумчик,
кандидат технических наук, доцент

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ НАСОСНОГО АГРЕГАТА И ЕГО ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА

Данные работы позволили сформировать комплексную методику оценивания технического состояния насосного агрегата по результатам контроля и определения его остаточного ресурса на основе измерения прямых и расчета косвенных параметров. По результатам комплексного контроля технического состояния насосного агрегата планируется техническое обслуживание насосного агрегата, разрабатывается перечень ремонтно-плановых или ремонтно-восстановительных работ.

Ключевые слова: насосный агрегат, техническое состояние, динамические испытания, напор, расход, неразрушающий контроль, остаточный ресурс.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы определяется необходимостью повышения надежности насосных агрегатов (НА) и безопасности их эксплуатации, а также существенного уменьшения потенциального ущерба за счет предотвращения отказов, аварий и катастроф. Существующая система информации о надежности и техническом состоянии (ТхС) НА не включает информацию об их фактическом техническом состоянии, в то время как современное развитие средств контроля ТхС, телекоммуникационных средств, алгоритмов и программ получения, обработки, хранения, передачи и интерпретации информации позволяет дополнить существующую систему информации.

Одним из перспективных путей поддержания работоспособности НА в современных условиях является создание и применение систем контроля их ТхС.

Для насосного агрегата в настоящее время уже разработано достаточно большое количество методов контроля ТхС [1]. Активно применяются акустико-эмиссионные методы и ультразвуковые для контроля качества оболочек, швов, силовых металлоконструкций, используются методы виброконтроля для оценивания состояния роторного оборудования, а также методы контроля технического состояния, основанные на измерении признаков, наиболее характерных для НА, а именно, связанных с протеканием процессов тепло- и массообмена. Однако при этом существующие методы контроля и оценивания технического состояния НА не скомплексированы, существуют в отдельности, что снижает ценность результатов каждого вида контроля и не позволяет получить общей достоверной картины технического состояния. При эксплуатации НА важную роль играет оценивание их ТхС с использованием методов неразрушающего контроля, обеспечивающих соответствие между техническим состоянием и объемом работ по техническому обслуживанию и ремонту. Главным принципом технического обслуживания и ремонта, основанным на неразрушающем контроле, является принцип предупреждения отказов в работе оборудования при условии обеспечения максимально возможной его наработки.

В соответствии с возможностями осуществления различных видов контроля и сбора статистических и экспертных данных, в качестве основных методов оценивания ТхС насосных агрегатов выбраны:

- метод оценивания ТхС по результатам натуральных динамических испытаний;
- метод оценивания ТхС по результатам неразрушающего контроля.

ОЦЕНИВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ НАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАТУРНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

Фактические рабочие характеристики НА отражают их реальное текущее ТхС. Для получения полных характеристик необходимо проведение динамических испытаний НА в полном объеме в соответствии с требованиями нормативных документов [2].

Однако при обследовании НА возникает ряд ограничений, препятствующих проведению динамических испытаний в полном объеме:

- во-первых, часть НА не может быть временно выведена из работы для получения точки холостого хода при работе в «стенку» (закрытую напорную задвижку);
- во-вторых, не все НА могут управляться по расходу открытием-прикрытием напорной задвижки, так как это повлияет на надежность и безотказность функционирования сети;
- в-третьих, некоторые НА не могут быть запущены в работу на сеть по уже названным соображениям безопасности и соблюдения технологических режимов, а соответственно, могут быть испытаны только в режиме холостого хода.

Тем не менее в предположении об эквидистантности напорно-расходных характеристик для получения фактической характеристики достаточно одной точки.

В зависимости от возможностей проведения натурных испытаний с учетом перечисленных выше ограничений рассмотрим два варианта получения фактических напорно-расходных характеристик.

1. Испытание НА в режиме холостого хода (рис. 1).

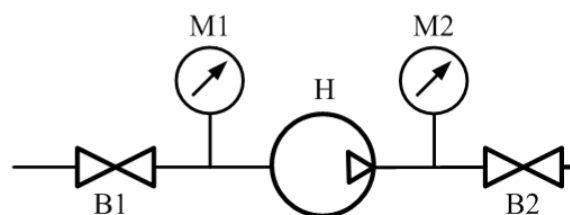


Рис. 1. Испытание НА в режиме холостого хода

Запуск насоса (Н) происходит при открытой всасывающей задвижке В1 и закрытой напорной задвижке В2. Контроль входного p_{1xx} и выходного p_{2xx} давлений осуществляется по манометрам М1 и М2.

Напор определяется по следующей формуле:

$$H_{xx}^{\phi} = p_{2xx} - p_{1xx}. \quad (1)$$

Величина H_{xx}^{ϕ} , найденная по формуле (1), совместно с нулевым значением расхода $Q_{xx}^{\phi} = 0$ позволяет нанести на диаграмму $H - Q$ фактическую точку холостого хода A с координатами $Q_A = Q_{xx}^{\phi} = 0$ и $H_A = H_{xx}^{\phi}$ (рис. 2).

Если точка A совпадет с точкой холостого хода на номинальной (паспортной) характеристике НА, то техническое состояние насоса считается исправным по критерию сохранения рабочей характеристики. Если точка A остается ниже, то техническое состояние НА будет неисправным. При этом указанное состояние может быть либо работоспособным (точка A лежит выше предельно допустимого расположения точки холостого хода), либо предельным и неработоспособным (точка A совпадает либо лежит ниже предельно допустимого положения точки холостого хода).

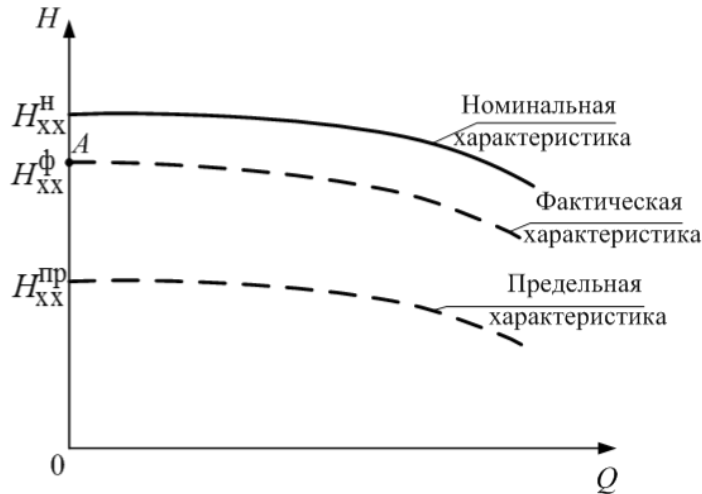


Рис. 2. Порядок построения фактической характеристики по точке холостого хода

2. Испытания НА в режиме рабочей точки (рис. 3).

Насос Н работает в штатном режиме на сеть при открытой всасывающей задвижке В1 и открытой напорной задвижке В2.

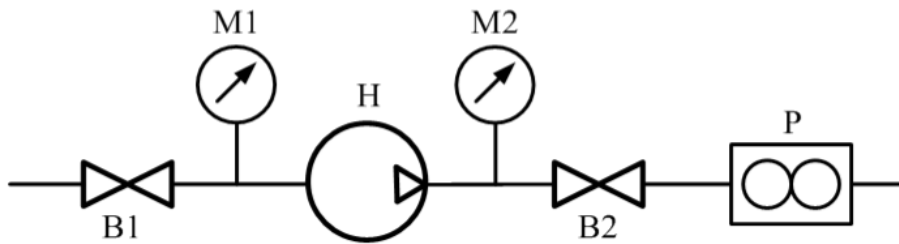


Рис. 3. Испытание НА в режиме рабочей точки

Контроль входного p_1 и выходного p_2 давлений осуществляется с помощью манометров М1 и М2.

Напор определяется по следующей формуле:

$$H_{рт}^{\Phi} = p_2 - p_1. \quad (2)$$

Величина $H_{рт}^{\Phi}$, найденная по формуле (2), совместно с текущим расходом $Q_{рт}^{\Phi}$, который измеряется с помощью расходомера Р (штатного, а при его отсутствии – с помощью переносного ультразвукового расходомера) [3], позволяет нанести на диаграмму фактическую рабочую точку В с координатами $Q_B = Q_{рт}^{\Phi}$ и $H_B = H_{рт}^{\Phi}$ (рис. 4).

Если точка В ляжет на номинальную (паспортную) напорно-расходную характеристику НА, то ТхС насоса считается исправным по критерию сохранения рабочей характеристики. Если точка В окажется ниже паспортной характеристики, то состояние насоса будет неисправным. Если при этом точка В расположена выше предельной характеристики насоса, то состояние будет работоспособным, если же рабочая точка ляжет на предельную характеристику или ниже, то состояние насоса будет неработоспособным по критерию сохранения рабочей характеристики.

Текущее положение рабочей точки НА при работе его на сеть определяется двумя основными факторами:

- 1) гидравлическими параметрами сети;
- 2) степенью изношенности насоса.

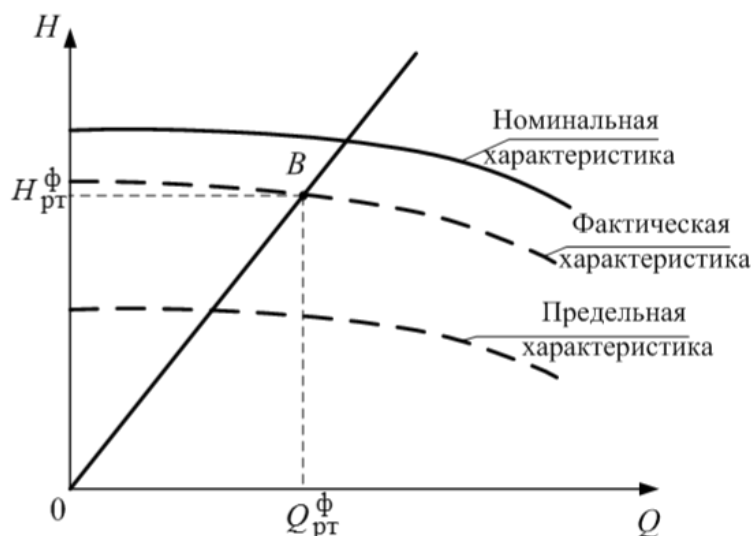


Рис. 4. Порядок построения фактической характеристики в режиме рабочей точки

Первый фактор связан с изменением положения рабочей точки на текущей рабочей характеристике НА, в зависимости от текущей конфигурации сети. Второй фактор связан с изменением положения рабочей точки на гидравлической характеристике сети при изменении положения рабочей характеристики НА вследствие изнашивания.

ОЦЕНИВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ НАСОСНОГО АГРЕГАТА ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Применение и развитие систем неразрушающего контроля на сегодняшний день очень актуальны. По значениям расхода, вибрации, температуры и т. д. могут быть обнаружены многие зарождающиеся дефекты НА [4–7].

Для оценивания ТхС НА установили систему критериев-признаков, на основании которых производятся оценка, определение или классификация параметров НА. Поскольку различные параметры могут иметь различную размерность (температура, вибрация, расход и т. д.) и различные предельно допустимые значения (или отклонения), то приняли обобщенную оценку ТхС НА по разнородным параметрам. В качестве такой оценки предлагается система из n безразмерных относительных показателей технического состояния — K_i , где в качестве показателя используется отношение текущего значения i -го параметра (или его отклонения от заданного значения) к его предельно допустимому значению (или отклонению):

$$K_1 = A/A_0, K_2 = B/B_0, K_3 = C/C_0, \dots, K_n = X/X_0. \quad (3)$$

Такой подход позволяет унифицировать процесс оценивания ТхС элементов НА по результатам неразрушающего контроля:

- если $K_i \leq 1$, то это допустимое (работоспособное) состояние;
- если $K_i > 1$, то это недопустимое (неработоспособное) состояние.

Определим обобщенный критерий неразрушающего контроля для оценки ТхС НА по n показателям:

$$V = \sqrt{(K_1)^2 + (K_2)^2 + (K_3)^2 + \dots + (K_n)^2}.$$

Таким образом, введенный критерий позволяет комплексировать методы неразрушающего контроля (рис. 5).

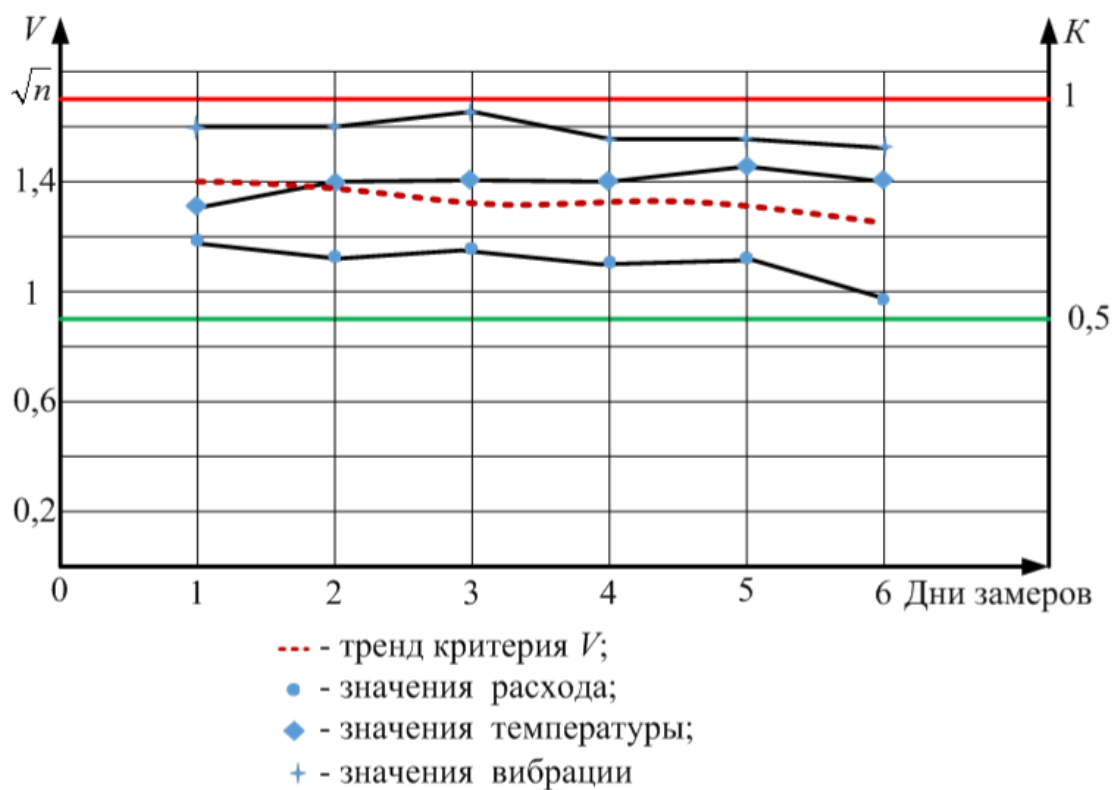


Рис. 5. Тренд показателей технического состояния НА

Если полученная кривая тренда (показателей) общего технического состояния не пересекает единичную прямую (все $K_i < 1$, а $v < \sqrt{n}$), то и НА признается работоспособным.

Уровень технического состояния НА определяется тем, куда стремится V :

- если $V \rightarrow 0$, то это более качественный уровень;
- если $V \rightarrow \sqrt{n}$, то это менее качественный уровень.

Контроль технических параметров НА в первую очередь направлен на контроль стабильности и качества выполняемых операций. Это позволит по анализу трендов показателей ТхС НА предупредить их недопустимый износ и ухудшение технического состояния.

Анализ трендов показателей технического состояния НА позволяет предупредить недопустимое изменение их технического состояния.

ПОРЯДОК ОЦЕНИВАНИЯ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА НАСОСНОГО АГРЕГАТА

Фактический остаточный ресурс определяется на основании анализа условий эксплуатации, итогов детального обследования и оценивания технического состояния по результатам неразрушающего контроля и натурных динамических испытаний с использованием критериев предельного состояния.

В настоящей работе оценивание остаточного ресурса НА проводится на основе оценки ТхС по результатам натурных динамических испытаний насосов [1].

Фактический остаточный ресурс T_H насосного агрегата по критерию потери напора определяется по формуле

$$T_H = \frac{H_f - H_{\text{пред}}}{a},$$

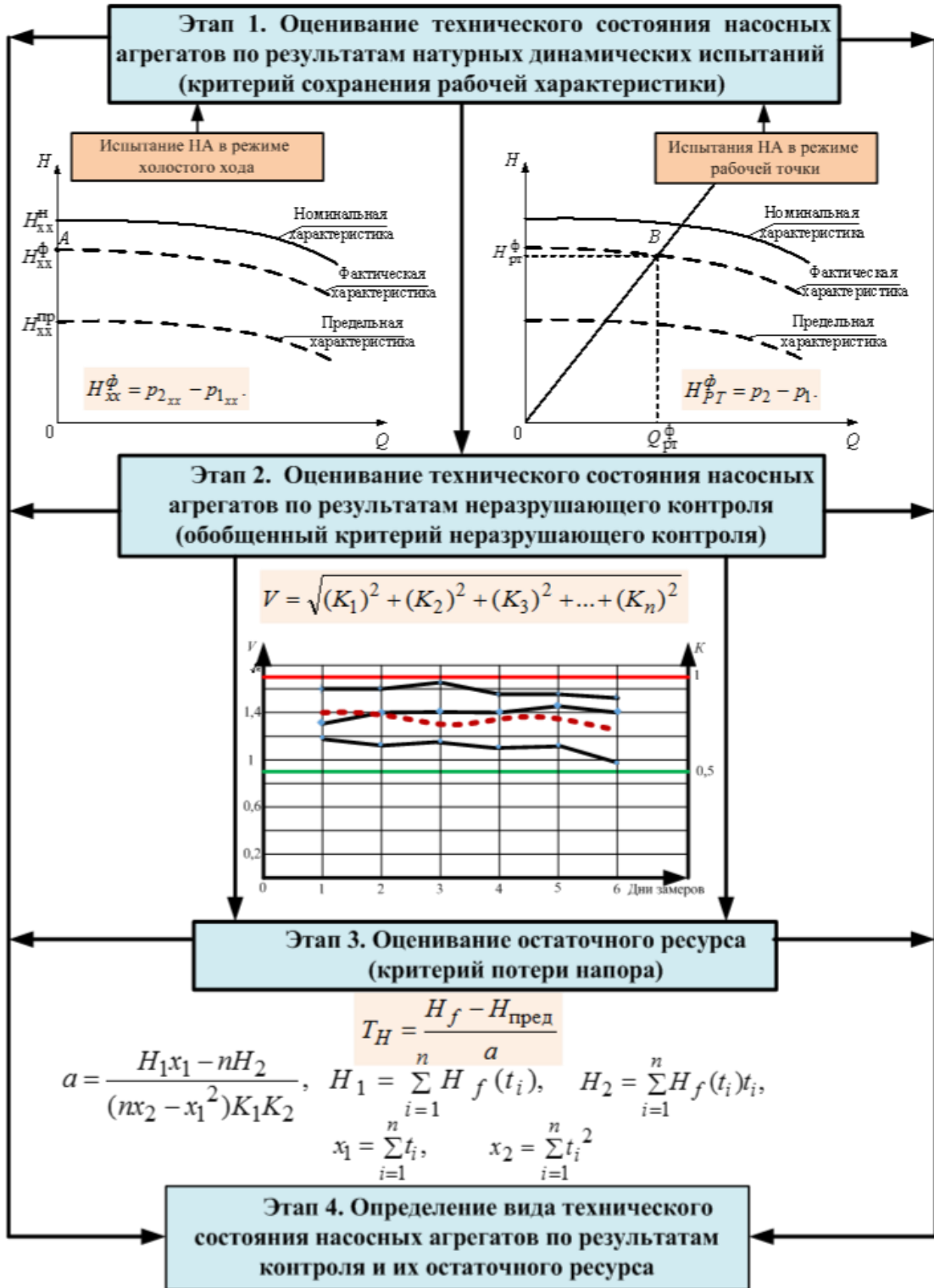


Рис. 6. Методика оценивания технического состояния НА по результатам контроля и определения его остаточного ресурса

где H_f – фактическое значение напора насоса (холостого хода либо в рабочей точке), полученное по результатам динамических испытаний, м;
 $H_{\text{пред}}$ – предельное значение напора насоса (холостого хода либо в рабочей точке), м;
 a – скорость равномерной потери напора, м/год.

Скорость равномерной потери напора a определяется следующим образом:

$$a = \frac{H_1 x_1 - n H_2}{(n x_2 - x_1^2) K_1 K_2},$$

где n – количество обследований;

K_1 – коэффициент, учитывающий отличие средней ожидаемой скорости потери напора от гарантированной скорости потери напора с доверительной вероятностью $\gamma = 0,7 \div 0,95$;

K_2 – коэффициент, учитывающий погрешность определения скорости потери напора по линейному закону, от скорости, рассчитанной по более точным (нелинейным) законам изменения контролируемого параметра.

Значения коэффициентов K_1 и K_2 следует принимать в пределах $K_1 = 0,5 \div 0,75$, $K_2 = 0,75 \div 1,0$. При этом большие значения K_1 и K_2 принимаются при незначительной фактической скорости потери напора, меньшие значения K_1 и K_2 – при значительной скорости потери напора.

Вычисляются величины:

$$H_1 = \sum_{i=1}^n H_f(t_i), \quad H_2 = \sum_{i=1}^n H_f(t_i)t_i,$$

$$x_1 = \sum_{i=1}^n t_i, \quad x_2 = \sum_{i=1}^n t_i^2.$$

Данные об остаточном техническом ресурсе могут корректироваться в процессе выполнения работ в зависимости от изменения условий эксплуатации объектов.

При невозможности проведения динамических испытаний остаточный ресурс оценивается экспертными методами с учетом опыта эксплуатирующего персонала.

На рис. 6 представлена комплексная методика оценивания технического состояния НА по результатам контроля и определения его остаточного ресурса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлена комплексная методика оценивания технического состояния НА по результатам натурных динамических испытаний и неразрушающего контроля и определения его остаточного ресурса.

По результатам контроля и испытаний планируется техническое обслуживание насосных агрегатов, а также разработка перечня ремонтно-плановых или ремонтно-восстановительных работ.

При этом оценивание технического состояния НА и его остаточного ресурса осуществляется по совокупности критериев:

- критерия сохранения рабочей характеристики;
- обобщенного критерия неразрушающего контроля;
- критерия потери напора.

Такой комплексный подход позволяет сделать вывод о большей достоверности полученных результатов.

Список используемых источников

1. Актуальные проблемы неразрушающего контроля качества космической техники: моногр. / Ю. Н. Макаров [и др.]. – СПб.: Альтеор, 2008. – 333 с.
2. ГОСТ 6134-2007. Насосы динамические. Методы испытаний. – М.: Стандартинформ, 2008.
3. Массовый расходомер жидкостей / И. В. Наумчик [и др.] // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2015. – Т. 15, № 5. – С. 900–906.
4. Шевченко А. В., Наумчик И. В., Полупан А. В. Моделирование температурных полей неисправного электронасоса ЦН-112М для получения эталонных термограмм // Контроль. Диагностика. – 2012. – № 4. – С. 55–59.
5. Ширман А. Р., Соловьев А. Б. Практическая вибродиагностика и мониторинг состояния механического оборудования. – М.: Машиностроение, 1996. – 276 с.
6. Неразрушающий контроль: справ.: в 7 т. / под общ. ред. В. В. Клюева. – М.: Машиностроение, 2005. – Т. 5: Тепловой контроль. – 679 с.
7. Будадин О. Н. Тепловой неразрушающий контроль изделий: научно-метод. пособие. – М.: Наука, 2002. – 472 с.

В. Г. Зотов*,
 заслуженный конструктор РФ;
 А. О. Никитин*,
 *Филиал АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК, г. Москва.

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА НА ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО

В статье представлены результаты расчета динамики установки сверхтяжелой ракеты космического назначения «Енисей» на опоры пускового стола. По результатам расчета предлагаются как конструктивные решения исполнения опор, так и требования к алгоритмизации системы управления ими.

Ключевые слова: наземная космическая инфраструктура, сверхтяжелая ракета-носитель, вертикализация, динамические нагрузки, конечно-элементная модель.

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день разрабатывается космический ракетный комплекс для ракеты космического назначения (РКН) сверхтяжелого класса (СТК), способной выводить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку массой более 100 т. По данным из открытых источников, такая РКН будет называться «Енисей» [1].

РКН «Енисей» – сверхтяжелая трехступенчатая ракета-носитель (РН) пакетно-тандемной схемы (рис. 1). Пакет из шести кислородно-керосиновых боковых блоков (ББ) с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) РД-171МВ составляет первую (4 ББ) и вторую (2 ББ) ступени РН. Центральный кислородно-керосиновый блок (ЦБ) с ЖРД РД-180МВ – третья ступень. Также в состав РКН входит кислородно-водородный разгонный блок (РБ РКН СТК) и кислородно-керосиновый межорбитальный буксир (МБ). В качестве космической головной части (КГЧ) предполагается использовать пилотируемый транспортный корабль (ПТК) или автоматический космический аппарат.

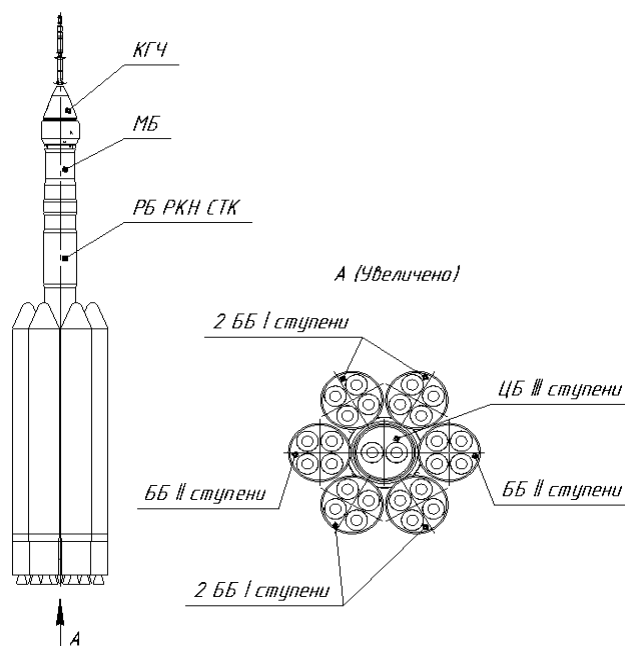


Рис. 1. Общий вид РКН «Енисей»

Вертикализацию РКН планируется осуществлять подъемно-установочным агрегатом (ПУА), представленным на рис. 2. Отличительной особенностью агрегата является наличие двух осей кантования: ось ПУА и ось шарнирного соединения транспортно-установочной тележки (ТУТ) и стартово-стыковочного блока (ССБ) с пусковым столом (ПС) (ось «ТУТ-ССБ-ПС»). Такой способ кантования ранее не применялся в отечественных ракетных комплексах. В силу того что часть нагрузки от изделия передается на стрелу ПУА, принцип действия агрегата в целом аналогичен работе установщика с подъемной рамой, где основные динамические нагрузки возникают в момент начала и остановки движения или при переключении ступеней гидроцилиндров.

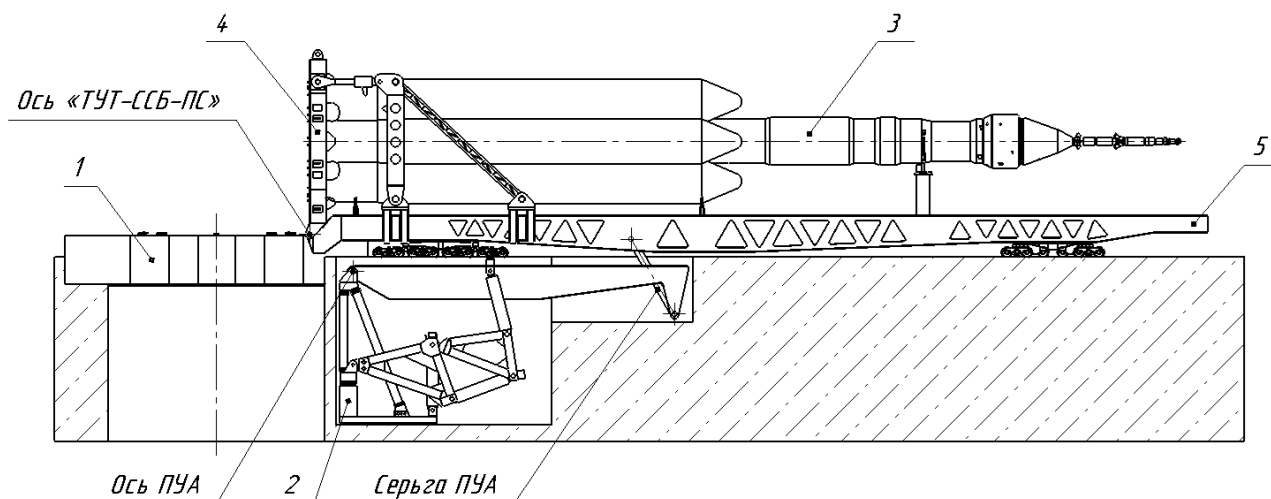


Рис. 2. Общий вид системы вертикализации РКН «Енисей»: 1 – ПС; 2 – ПУА; 3 – РКН, 4 – ССБ; 5 – ТУТ

Для обеспечения совместного поворота системы с двумя осями кантования в конструкции стрелы ПУА предусмотрена серьга. Зацепление ПУА с ТУТ осуществляется при помощи автостыка, работающего по принципу автосцепки Шарфенберга (рис. 3) [2]. Зацепление обеспечивается за счет подъема стрелы ПУА на малый угол.

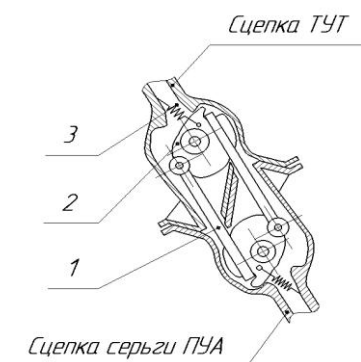


Рис. 3. Автостык ТУТ с ПУА: 1 – серьга сцепного механизма; 2 – диск сцепного механизма; 3 – возвратная пружина

Процесс передачи веса изделия на ПС также весьма специфичен: по окончании подъема изделия опоры ПС выдвигаются под ССБ и принимают вес РКН. Ранее данный принцип передачи веса применялся только на комплексах РН легкого класса, а также в пусковой установке РН сверхтяжелого класса «Н1» [3].

Ввиду особенностей кинематической схемы системы вертикализации и массогабаритных характеристик РКН, в опорах ПС возникают высокие динамические нагрузки, анализ которых приведен в настоящей статье.

ОПИСАНИЕ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ

Расчет динамики установки РКН на ПС производился в программном комплексе (ПК) SADAS, разработанном на кафедре СМ8 «Стартовые ракетные комплексы» Московского государственного технического университета имени Н. Э. Баумана [4].

Расчетная модель конструкции построена по методу суперэлементов, состоящих, в свою очередь, из соединенных жесткими связями стержневых конечных элементов (КЭ). Положения суперэлементов в модели аналогичны положениям агрегатов, участвующих в установке РКН на ПС. При этом РКН и ССБ выполнены из невесомых КЭ с размещенными на них дополнительными массами, имитирующими центры масс (ЦМ) составных частей изделий. Ориентация модели в пространстве характеризуется декартовыми координатами узлов в глобальной системе координат XYZ (рис. 4).

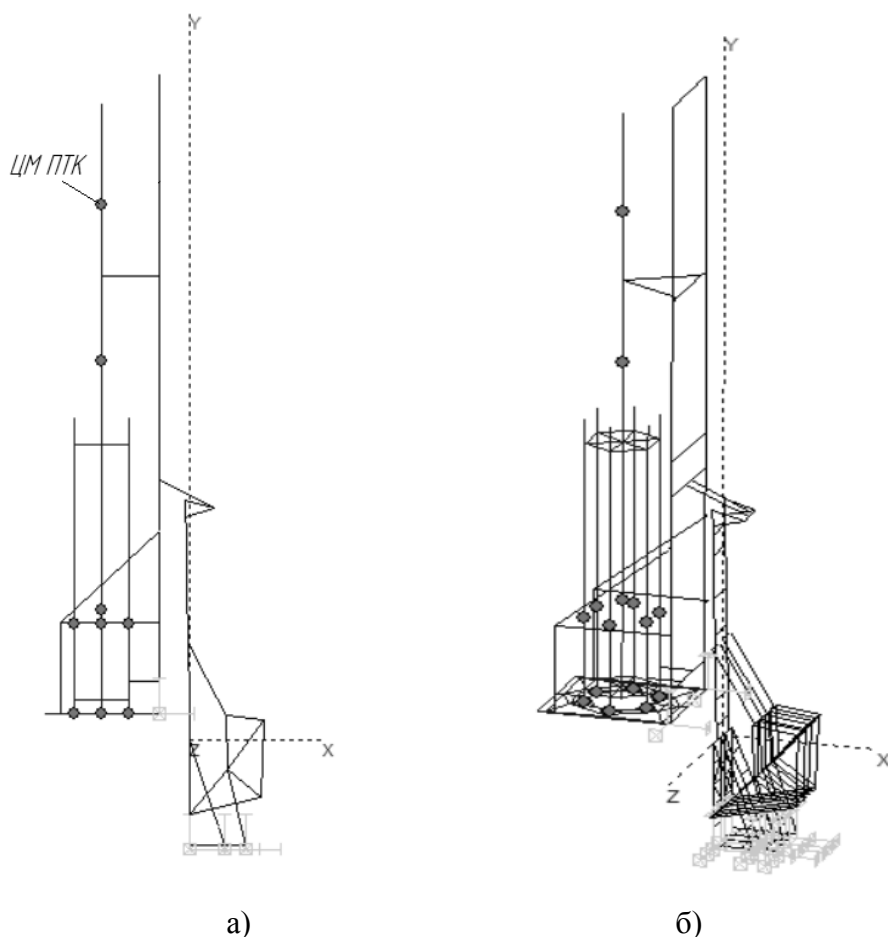


Рис. 4. Расчетная модель системы вертикализации в ПК «SADAS»: а – вид спереди; б – аксонометрическая проекция

В местах, моделирующих соединения агрегатов рассматриваемой системы вертикализации, введены связи, обеспечивающие необходимые степени свободы: цилиндрические и сферические шарниры, ползуны.

Помимо этого в модель введены нелинейные связи, моделирующие односторонний контакт в опорных элементах пускового стола (рис. 5).

В силу симметрии модели относительно оси ОХ и, как следствие, попарного равенства нагрузок в опорных элементах, далее анализируется лишь половина опор ПС.

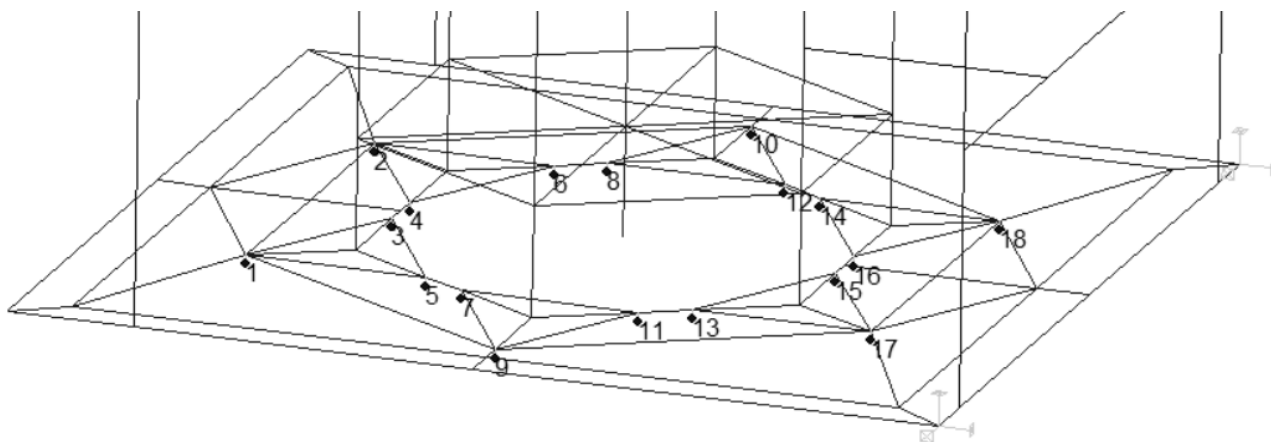


Рис. 5. Места наложения связей между ПС и РКН с ССБ

Упругие и демпфирующие характеристики нелинейных связей между пусковым столом и РКН с ССБ представлены на рис. 6 и 7. Упругие характеристики опор 17, 18, которые находятся в непосредственной близости от несущей оси поворота «ТУТ-ССБ-ПС», имеют излом графика.

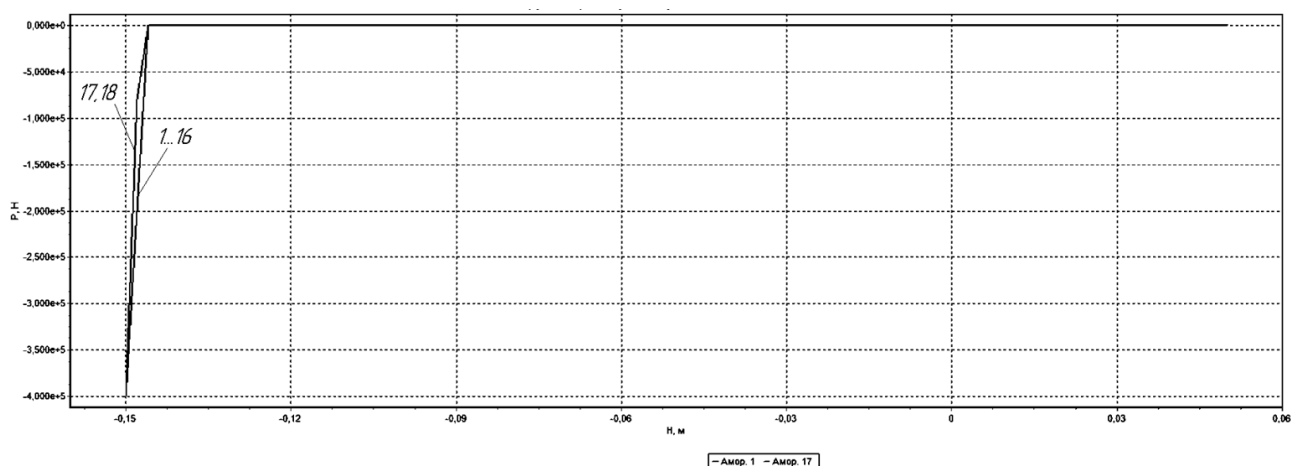


Рис. 6. Упругие характеристики нелинейных связей между ПС и РКН с ССБ

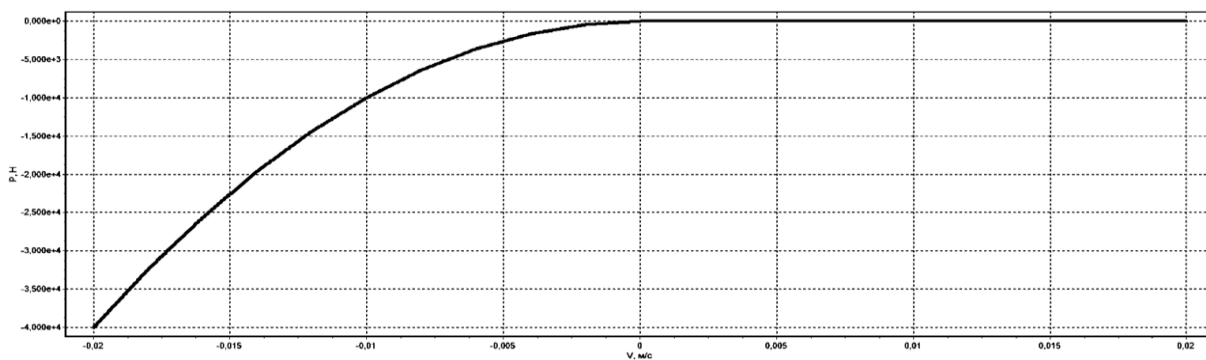


Рис. 7. Демпфирующая характеристика нелинейных связей между ПС и РКН с ССБ

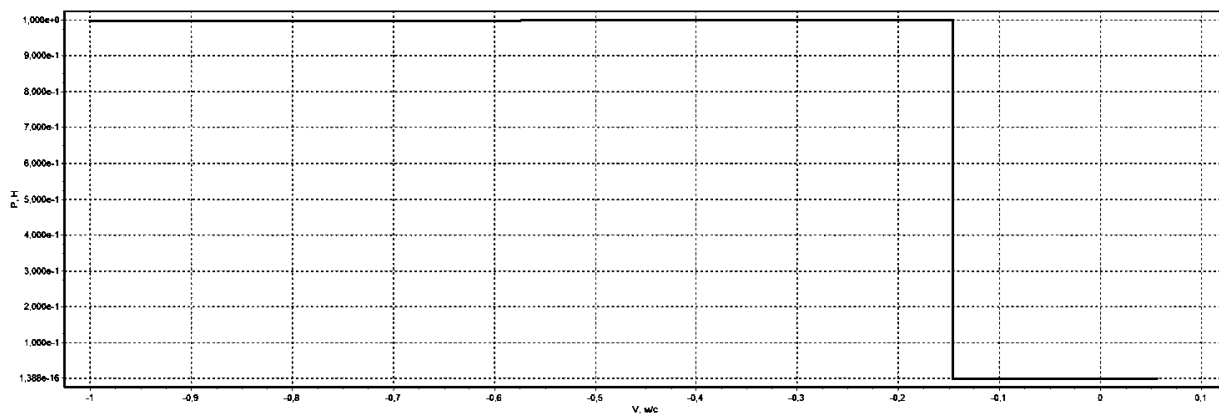


Рис. 8. График изменения масштабного коэффициента демпфирования

Такая характеристика отражает работу пружинных элементов в местах опирания ССБ, использующихся для сглаживания неравномерности в усилиях при подъеме опор ПС. Демпфирующая характеристика нелинейных связей между ПС и изделием срабатывает после касания опор изделия. Для этого введен дополнительный график изменения масштабного коэффициента демпфирования (рис. 8).

К модели прикладываются постоянное гравитационное нагружение и кинематическое воздействие от движения опорного контура, моделирующего подвод опор ПС. В начальный момент динамического расчета система выставлена в конечное положение подъема РКН. До 20-й секунды выполняется расчет деформированного состояния только от действия гравитационных сил. С 20-й по 30-ю секунды происходит подвод опор до соприкосновения с ССБ, с 30-й по 90-ю секунды – передача веса от установщика на опоры ПС (рис. 9).

При выполнении расчета рассматривался вариант передачи веса РКН на ПС с предварительно заданным алгоритмом выдвижения опор без выравнивания усилий при подъеме. Скорости каждой опоры в этом случае подбираются исходя условия одновременного подхода к опорным точкам ССБ на 30-й секунде расчета и последующего максимально равномерного горизонтирования ССБ (вертикализации РКН).

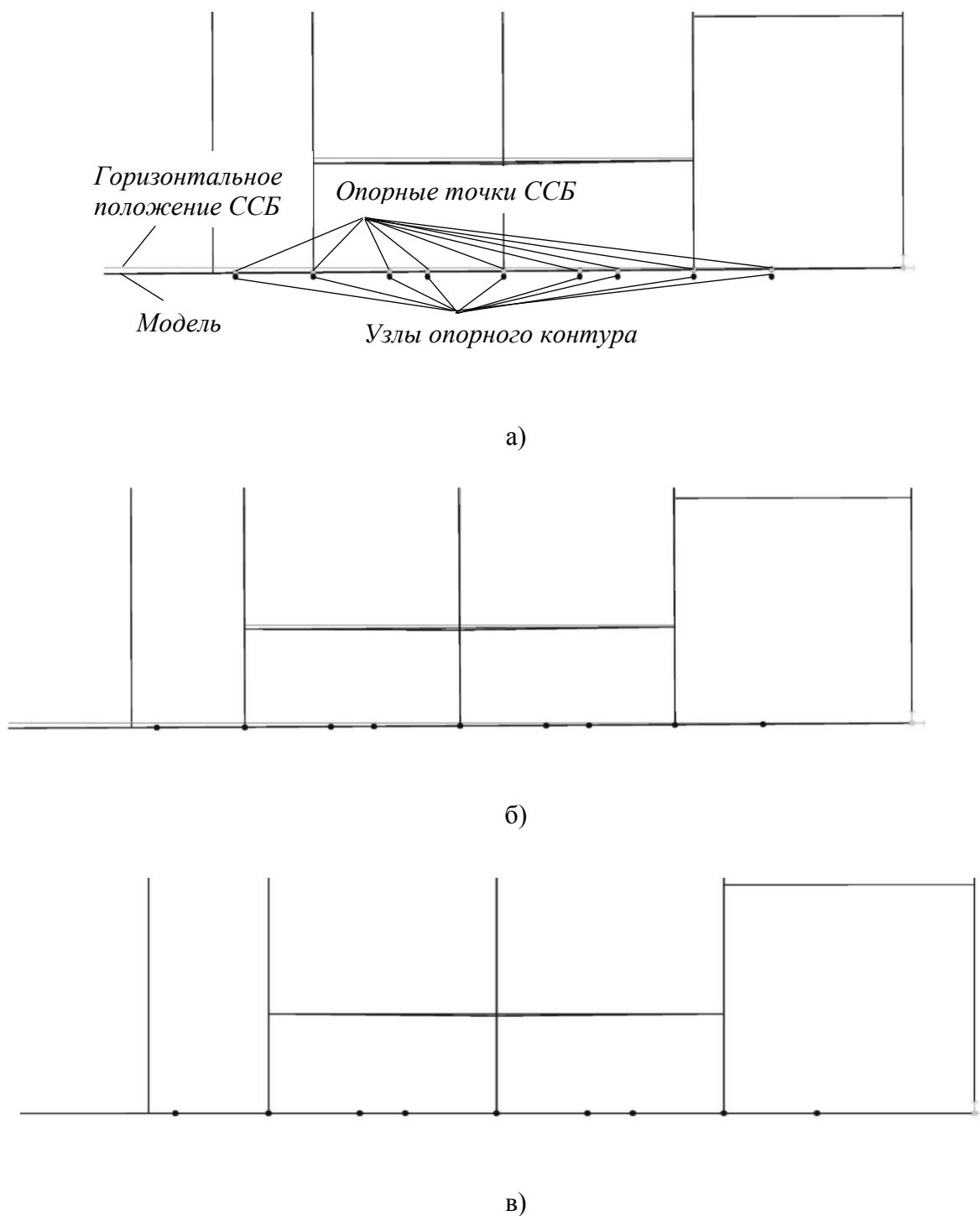


Рис. 9. Взаимное расположение модели ССБ и узлов опорного контура:
 а – в момент начала выдвигания опор ПС; б – при соприкосновении опор
 с элементами ССБ; в – при полном горизонтировании ССБ
 (вертикализации РКН)

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА

Путем расчета были получены следующие результаты: опоры, находящиеся ближе к несущей оси поворота «ТУТ-ССБ-ПС», более нагружены; контакт опор ПС с изделием происходит неодновременно (рис. 10). Разница нагрузок между опорами при окончании процесса вертикализации находится в пределах 60 кН. Максимальная ударная нагрузка составляет 127,4 кН. Рассчитаны перемещения и ускорения ЦМ ПТК в процессе вертикализации РКН (рис. 11, 12), полученные величины не превышают допустимых значений.

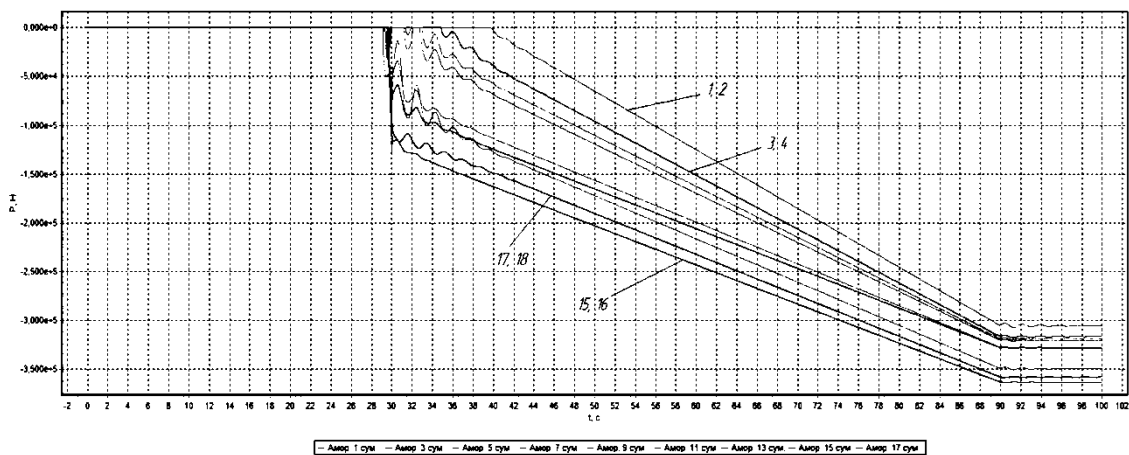


Рис. 10. Усилия в опорах ПС

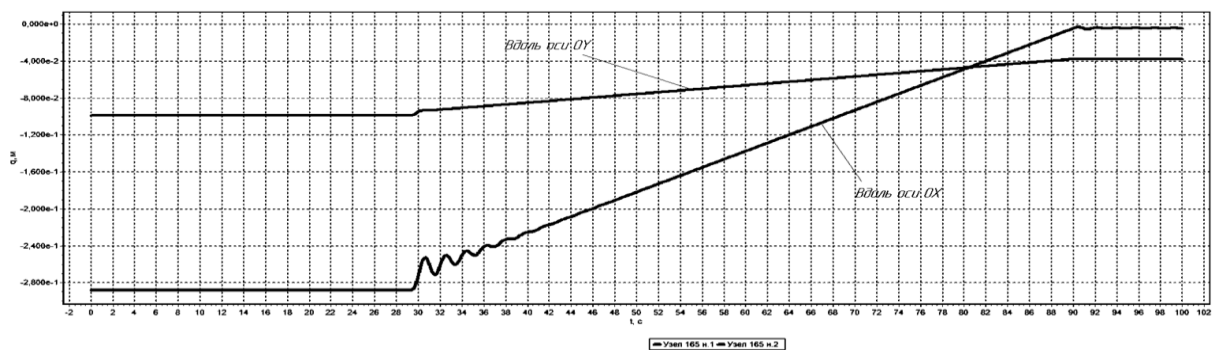


Рис. 11. Перемещения ЦМ ПТК вдоль осей OX и OY

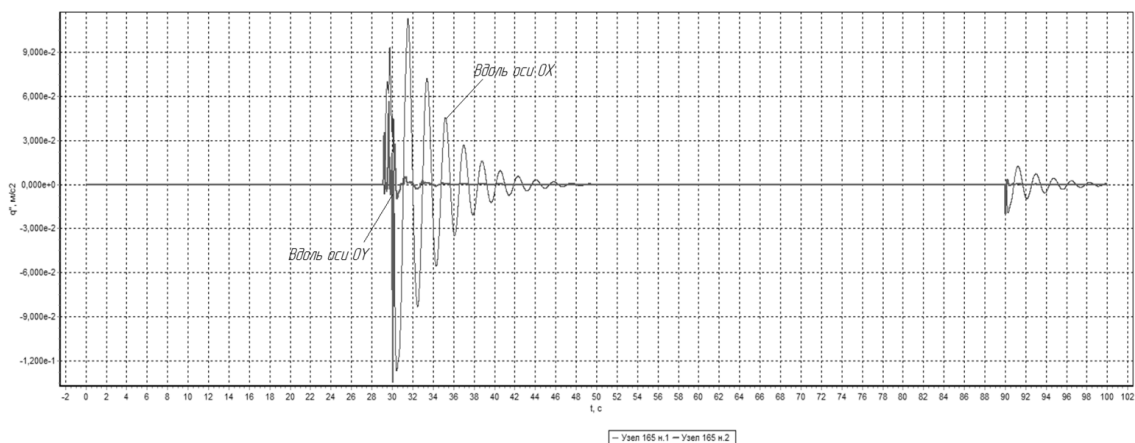


Рис. 12. Ускорения ЦМ ПТК вдоль осей OX и OY

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное исследование динамических нагрузок, возникающих в опорах ПС при установке РКН, позволяет сделать вывод о том, что работоспособность системы вертикализации РКН «Енисей» может быть обеспечена при выполнении следующих условий:

- при регулировании жесткости опорных устройств, находящихся в непосредственной близости от оси поворота «ТУТ-ССБ-ПС», за счет введения пружинных элементов в местах опирания ССБ для обеспечения более «мягкого» контакта опор с изделием;
- при создании системы управления выдвиганием опор ПС с целью реализации их одновременного контакта с изделием, а также равномерного распределения нагрузок между опорами в процессе передачи веса РКН на ПС.

Список используемых источников

1. НТС по космическому ракетному комплексу сверхтяжелого класса. – URL: <https://www.roscosmos.ru/27720/> (дата обращения: 13.03.2021).
2. Автоматическая сцепка: пат. 2161724 США. – № 130184; заявл. 10.03.1937, опубл. 06.06.1939. – 2 с.
3. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: инженерное пособие / под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. И. В. Бармина. – М., 2006. – Кн. 2. – 376 с.
4. Методический аппарат для расчетного анализа прочности конструкций стартового комплекса ракет-носителей серии «Союз» / В. С. Абакумов [и др.] // Вестник Московского государственного технического университета имени Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. – 2008. – Спец. вып. – С. 124–130.

В. А. Калюжный*,
кандидат технических наук;

П. В. Крылов*

*Филиал АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК, г. Москва.

ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДОВ УДАЛЕНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЙ В СИСТЕМАХ ЗАПРАВКИ И ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Цель исследования – провести сопоставительный анализ способов очистки внутренних полостей трубопроводных систем и методов интенсификации удаления загрязнений. В статье рассмотрены традиционные и перспективные схемы промывки полостей и трубопроводов с использованием различных гидродинамических и электрохимических методов. Научная новизна работы заключается в анализе применимости современных технологий промывки и очистки к задачам на стартовом ракетном комплексе.

Ключевые слова: космодром, наземная космическая инфраструктура, промывка, очистка, трубопровод, система заправки, система термостатирования.

ВВЕДЕНИЕ

Трубопроводные системы находят широкое применение во многих системах стартового комплекса, поэтому уделяется большое внимание повышению качества и эффективности их производства. Особые требования в связи с этим предъявляются к чистоте внутренних полостей систем перед началом эксплуатации. Средствами достижения требуемой чистоты внутренних полостей служат разнообразные способы послемонтажной очистки трубопроводных систем.

В объектах с наиболее жесткими требованиями к чистоте внутренних поверхностей (например, в оборудовании ядерных энергетических установок) применяются способы послемонтажной промывки трубопроводов с использованием различных, как правило, дорогостоящих и токсичных моющих реагентов (лимонная кислота, трилон «Б», фреон R-134, фреон R-142 и т. д.).

Большой объем промываемых емкостей, отсутствие теоретических источников выбора оптимальных режимов промывки, большая длительность цикла промывки приводят к большим трудозатратам по очистке систем, перерасходу моющих реагентов. Вместе с тем в процессе очистки возникает ряд экологических проблем, связанных с выделением различных веществ, которые оказывают неблагоприятное воздействие на окружающую среду.

Применение в большинстве случаев промывки по незамкнутому контуру создает дополнительные трудности по поддержанию в объекте оптимального режима промывки, а также исключает возможность регенерации и повторного использования реагентов, кроме того, вызывает необходимость утилизации высокотоксичных стоков.

Сложность выбора наиболее перспективных способов промывки и методов ее интенсификации обусловлена значительным разнообразием промываемых объектов и способов самой промывки. В данной работе обозначены способы очистки трубопроводных систем и методы ее интенсификации, наиболее часто используемые в настоящее время.

Назначение промывки сводится к следующему:

- 1) окончательной очистке внутренних полостей оборудования;
- 2) осуществлению контроля чистоты внутренних поверхностей оборудования по составу промывочной смеси на выходе из объекта.

Выделяют основные способы промывки: гидродинамическая, химическая, электрохимическая и двухфазной средой.

ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ СПОСОБ ПРОМЫВКИ

Для очистки полых деталей (трубопроводов, корпусных деталей гидротопливных агрегатов и пр.) применяется гидродинамический способ промывки, основанный на прокачке через очищаемые полости моющей жидкости с определенной объемной подачей (скоростью). В соответствии с результатами экспериментальных исследований и практикой производства средняя скорость моющей жидкости, необходимая для эффективной и качественной очистки, должна поддерживаться в пределах 25–30 м/с [1]. Для создания такой скорости потока жидкости требуются насосы большой производительности.

При гидродинамической промывке используется эффект силового воздействия жидкости на внутреннюю поверхность трубопровода. Этот тип промывки может иметь как основное (если нет внедрений в поверхность металла), так и вспомогательное значение.

Требуемая скорость движения моющей среды V может быть определена по формуле, полученной теоретически:

$$V = \sqrt{\frac{\frac{4}{3}\pi d_r^2 f \rho_r g + 8k}{\rho_{\text{ж}} \pi d_r C_x}}, \quad (1)$$

- где d_r – усредненный диаметр частицы, м;
 f – коэффициент трения частицы о поверхность;
 $\rho_r, \rho_{\text{ж}}$ – плотность частицы и жидкости соответственно, кг/м³;
 g – ускорение свободного падения, равное 9,8 м/с²;
 k – эмпирический коэффициент, зависящий от числа адгезии, $1 \cdot 10^{-5}$ Н/мкм;
 C_x – коэффициент сопротивления.

ХИМИЧЕСКИЙ И ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЙ СПОСОБЫ ПРОМЫВКИ

Химическая промывка находит применение, когда в составе загрязнений большей частью являются твердые слои. Химические промывки сложны и трудоемки, непросто осуществлять обезвреживание и повторное использование сбросовых растворов [2].

В основе электрохимической очистки лежит использование принципа катодной и анодной поляризации. В процессе очистки происходят растворение микрорельефа и электрополирование. Этот способ промывки применяют как завершающий этап послемонтажной очистки.

ПРОМЫВКА ДВУХФАЗНОЙ СРЕДОЙ

Применение способа промывки двухфазной средой («жидкость-газ») повышает эффективность промывки в целом. Газовая фаза создает дополнительную турбулизацию потока, разрушая пограничный ламинарный слой и застойные зоны. Этот способ особенно эффективен при удалении жировых отложений и вкрапленных в них твердых частиц.

Способ позволяет в 2–3 раза и более уменьшить продолжительность очистки изделий по сравнению с прокачкой однородным установившимся потоком моющей жидкости [1]. Однако способ газожидкостной промывки неприемлем для очистки трубопроводных систем, особенно большой протяженности, поскольку трубопровод, заполненный жидкостью со значительным объемом газа, демпфирует возникающие в потоке колебания и снижает эффективность очистки. Этот способ наиболее эффективен при очистке коротких каналов и полостей. Значительными недостатками способа являются трудность управления в необходимых пре-

делах переменными гидродинамическими параметрами потока, большой расход газа, необходимость его отделения для обеспечения бескавитационного режима работы насосов, а также отрицательное влияние газа на физико-химические свойства и стабильность моющей жидкости. Принципиальная схема стенда для промывки трубопроводов двухфазой средой (жидкость-газ) показана на рис. 1 [1].

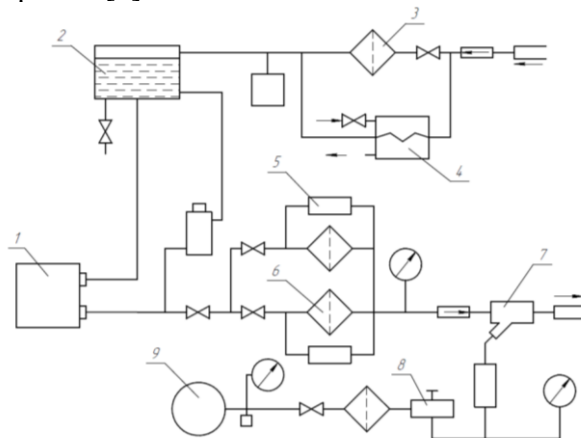


Рис. 1. Схема стенда для промывки полых изделий газожидкостным потоком:
1 – насос; 2 – бак; 3, 6 – фильтры; 4 – радиатор; 5 – пробоотборник;
7 – тройник; 8 – редуктор; 9 – баллон

Скорость жидкости около стенки очищаемого канала может быть определена из следующего равенства, полученного теоретически:

$$\frac{U_1}{U_2} = 1 + \frac{P_\Gamma - P_\text{Ж}}{P_\text{Ж}} \cdot \frac{Q_\Gamma}{Q_\text{Ж}} \cdot \frac{T_0}{T_{2\Gamma}} + F_1\left(\frac{y_{\text{p.c}}}{h_\kappa}, t\right) + F_2(y, t, \alpha_\kappa), \quad (2)$$

где U_2 – скорость жидкости при впрыске газа в магистраль;

U_1 – скорость жидкости до впрыска газа;

P_Γ – давление газа;

$P_\text{Ж}$ – давление жидкости до впрыска;

Q_Γ – объемная подача газа;

$Q_\text{Ж}$ – объемная подача жидкости;

T_0 – время активного впрыска газа;

$T_{2\Gamma}$ – период впрыска газа;

$y_{\text{p.c}}$ – расстояние от стенки очищаемого канала;

h_κ – высота очищаемого канала;

$F_1\left(\frac{y_{\text{p.c}}}{h_\kappa}, t\right)$ – функция неустановившегося цикла впрыска;

$F_2(y, t, \alpha_\kappa)$ – функция, учитывающая эффект импульсной подачи газа;

α_κ – безразмерный коэффициент, определяемый выражением

$$\alpha_\kappa = \sqrt{\frac{\pi}{\nu T_{2\Gamma}}} h_\kappa;$$

ν – коэффициент кинематической вязкости жидкости.

Подбирая соотношения между параметрами газа и жидкости, являющимися носителями энергии, представляется возможным управление амплитудно-частотными характеристиками газожидкостного потока, а следовательно, и эффективностью процесса промывки.

МЕТОДЫ ИНТЕНСИФИКАЦИИ УДАЛЕНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЙ

Интенсификация зависит от степени приемлемости назначенного режима гидродинамики, от правильного выбора наиболее эффективной технологии промывки (рецептурный состав растворов, температура, время воздействия и др.).

Необходимость в интенсификации удаления загрязнений возникает при промывке объектов со сложным строением внутренних полостей. Научно обоснованный подход к правильному выбору методов интенсификации процесса промывки должен сформироваться на основе масштабного моделирования процесса промывки.

Отмечают следующие методы интенсификации процесса промывки: пульсация, или импульсная прокачка среды; использование гидроудара; кавитационное воздействие.

ИМПУЛЬСНАЯ ПРОКАЧКА СРЕДЫ

При импульсной подаче газа в промываемые полости изделий механизм смыва загрязнений интенсифицируется с помощью ряда факторов:

- резкого локального увеличения скорости среды у стенок промываемой полости (эффект «страгивания» жидкости в начальный момент цикла подачи газа);
- общего роста скорости потока у стенок при его турбулизации;
- вибрацией стенок полости, гидравлических ударов жидкости и явлений кавитации.

Аналогичный эффект может быть достигнут, если в замкнутый контур параллельно подключить пульсатор с гидроприводом для создания знакопеременного ускорения моющей жидкости [1, 3].

Пульсатор может быть выполнен в виде гидроцилиндра двухстороннего действия, поршень которого совершает возвратно поступательное движение и периодически засасывает или выталкивает моющую жидкость, которая в полости очищаемой детали получает дополнительное знакопеременное ускорение, способствующее быстрому удалению загрязнений. Принципиальная схема этого способа интенсификации промывки показана на рис. 2.

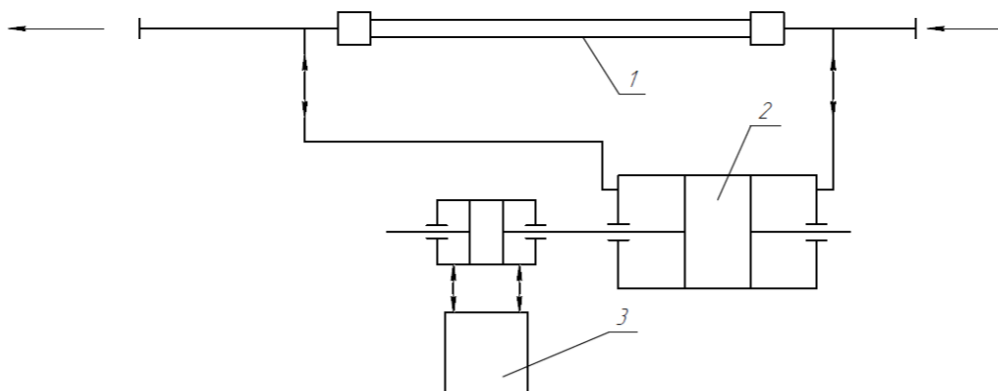


Рис. 2. Схема промывки внутренней полости трубопровода с параллельным подключением пульсатора:

1 – промываемый трубопровод; 2 – пульсатор; 3 – привод пульсатора

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИДРОУДАРА

Специалистами ранее была исследована возможность промывки трубопроводов авиационных гидросистем с применением гидравлического удара. В качестве устройства для создания гидроудара применен двухходовой распределительный кран с электромагнитным управлением, представленный на рис. 3.

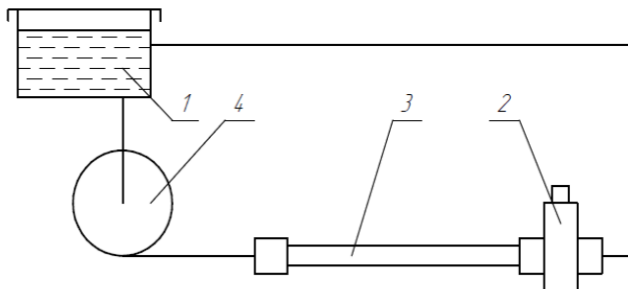


Рис. 3. Схема промывки трубопровода с созданием в потоке моющей жидкости гидравлического удара:

1 – емкость для жидкости; 2 – распределитель с электромагнитным управлением;
3 – очищаемый трубопровод; 4 – насос

При использовании гидравлического удара отрыв частиц загрязнений с очищаемых поверхностей происходит в результате повышения давления жидкости при мгновенном переключении трубопровода.

По данным специалистов, время промывки трубопроводов с использованием гидравлического удара может быть сокращено в 10–15 раз при одновременном увеличении в 30–40 раз производительности промывки и снижении энергозатрат [1].

Зависимость необходимой объемной подачи моющей жидкости от диаметра трубопровода при проточном способе промывки и при промывке с использованием гидравлического удара показана на рис. 4.

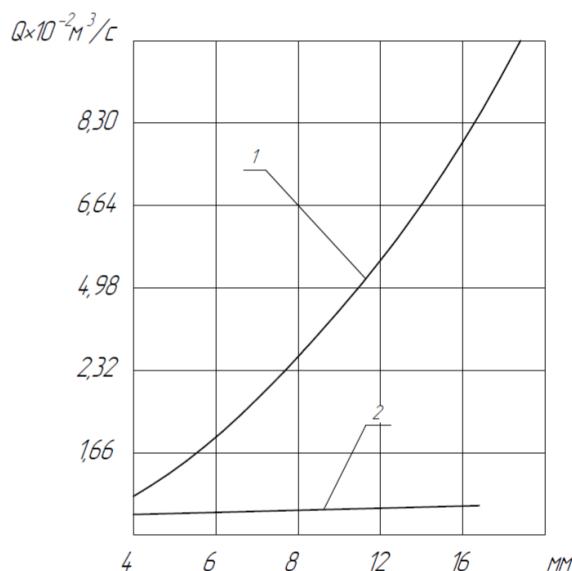


Рис. 4. Зависимость необходимой объемной подачи Q моющей жидкости от диаметра трубопровода при проточном способе промывки (1) и при промывке с использованием гидравлического удара (2)

Величина повышения давления жидкости Δp_y в случае гидроудара может быть определена, в соответствии с известным уравнением Н. Е. Жуковского, по формуле

$$\Delta p_y = \rho_{\text{ж}} V_0 a, \quad (3)$$

где $\rho_{\text{ж}}$ – плотность жидкости;

a – скорость распространения ударной волны;

V_0 – средняя скорость жидкости в трубопроводе до начала его перекрытия.

При медленном перекрытии трубопровода величина повышения давления определится по формуле

$$\Delta p_y = \frac{2\rho_{\text{ж}} L V_0}{t_n}, \quad (4)$$

где L – время перекрытия трубопровода;

t_n – длина промываемого участка.

Расчеты показывают, что прямой гидравлический удар можно создать в трубопроводе длиной 6,5 м при скорости распространения ударной волны 1290 м/с и времени перекрытия трубопровода 0,01 с.

КАВИТАЦИОННОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ

Одним из способов интенсификации очистки является образование в очищаемой полости зоны принудительной кавитации. Схема промывки полости агрегата потоком жидкости с использованием эффекта кавитации представлена на рис. 5.

На входе в очищаемую полость устанавливают кавитационную шайбу или сопло, имеющее местное сужение. В очищаемой полости под воздействием кавитационного сопла создается давление моющей жидкости, величина которого меньше давления насыщенных паров. При этом из жидкости интенсивно выделяются паровые кавитационные пузырьки, которые затем, попадая в расширенной части сопла в область высокого давления, захлопываются.

Процесс захлопывания кавитационных пузырьков сопровождается локальными гидроударами, интенсифицирующими отрыв загрязнений.

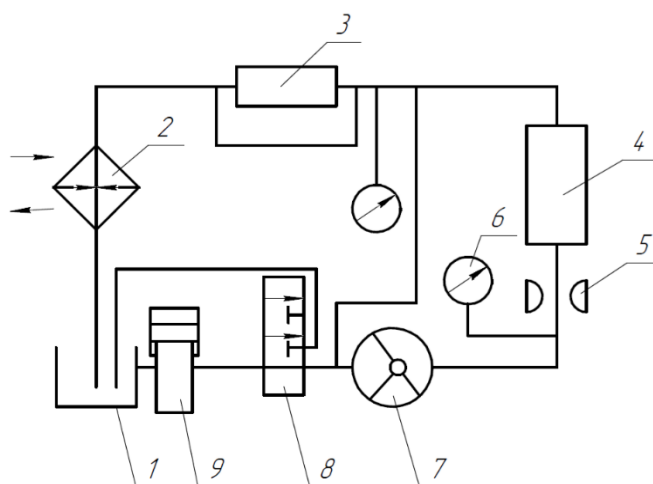


Рис. 5. Схема промывки полости агрегата потоком жидкости с использованием эффекта кавитации:

- 1 – бак; 2 – теплообменник; 3 – пробоотборник; 4 – промываемый агрегат;
5 – кавитационное сопло; 6 – манометр; 7 – насос; 8 – кран;
9 – центробежный очиститель жидкости

Проведенные исследования [1] показали, что промывка с использованием кавитации жидкости является эффективным способом очистки каналов и полостей в корпусных деталях агрегатов, переходниках и фитингах при условии применения такого кавитационного режима, который не вызывал бы эрозии очищаемой поверхности. Вследствие ограниченной длины кавитационного факела (зоны развитой кавитации) описанный способ не может быть применен при очистке длинных каналов и полостей.

На рис. 6 показан график процента смываемости частиц загрязнений при использовании эффекта кавитации.

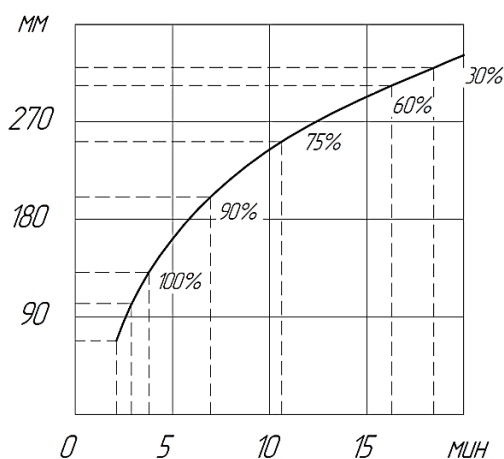


Рис. 6. Эффективность промывки тупикового канала (в мм) с использованием эффекта кавитации (на графике показан процент смываемости частиц загрязнений)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Эффективность очистки деталей, агрегатов и систем определяется следующими основными технологическими и конструктивными факторами:

- физико-химическими свойствами моющих жидкостей и их очищающей способностью;
- технологическими режимами очистки (степенью возбуждения моющей жидкости, режимами ее циркуляции в очищаемой системе);
- функциональными возможностями (характеристиками) фильтров (тонкость очистки, грязеемкость, эффективная площадь фильтрования);
- принятой схемой фильтрования (очистки) моющей жидкости (место расположения очистителей в гидросистеме технологического оборудования);
- чистотой внутренних полостей технологического оборудования;
- исходной и текущей чистотой моющей жидкости.

При определении требуемого способа промывки трубопроводной системы и методов ее интенсификации необходимо учитывать различные факторы: объем системы, конфигурацию внутренних полостей, заданную чистоту поверхности после промывки, материал трубопроводных систем, состав загрязнений и т. д.

В настоящее время широко применяются комбинированные варианты очистки внутренних полостей трубопроводов, включающие в себя различные способы промывки и методы ее интенсификации.

Практика обеспечения чистоты деталей, агрегатов и систем в условиях постоянного увеличения выпуска машин требует снижения трудоемкости и продолжительности производственной очистки, т. е. интенсифицирования всех процессов очистки. Кроме того, требуется

обеспечить высокую эксплуатационную надежность и длительность ресурса машин, в результате возникает необходимость повышения качества очистки.

Два указанных выше важных требования могут быть выполнены путем создания и применения новых прогрессивных способов и средств очистки деталей, агрегатов и систем.

Список используемых источников

1. *Белянин П. Н., Данилов В. М.* Промышленная чистота машин. – М.: Машиностроение, 1982. – 224 с.
2. *Моргулова Т. Х.* Химические очистки теплоэнергетического оборудования. – М.: Энергия, 1969. – 223 с.
3. *Соловьев Б. В., Константинов Е. А.* Предпусковые очистки и промывки оборудования ЯЭУ. – М.: Энергоатомиздат, 1984. – 160 с.

Е. В. Кирилук *,**;

М. Н. Степанов*,***,

кандидат технических наук, доцент

*НИЦ ЦНИИ ВКС Минобороны РФ, г. Королёв, Московская область.

**МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва.

***4 ЦНИИ Минобороны РФ, г. Королёв, Московская область.

СКВОЗНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОРБИТАЛЬНОГО БЛОКА С НИЗКОЙ ОПОРНОЙ ОРБИТЫ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ

В работе описан алгоритм численного решения на основе принципа максимума задачи сквозной оптимизации многовитковых траекторий некомпланарного перелета многоступенчатого орбитального блока с низкой круговой орбиты на геостационарную. В состав орбитального блока входят разгонный блок и космический аппарат, располагающий собственной двигательной установкой. На частном примере проанализировано влияние времени перелета на достижимую массу КА на целевой орбите и параметры орбит сопряжения участков работы «ступеней» орбитального блока.

Ключевые слова: оптимальное управление, межорбитальный перелет, геостационарная орбита, многоступенчатый орбитальный блок, сквозная оптимизация, принцип максимума.

ВВЕДЕНИЕ

На настоящий момент широкое распространение получили схемы выведения полезных грузов различной массы на геостационарную орбиту (ГСО) с использованием энергетических возможностей ракеты-носителя и многоступенчатого орбитального блока (ОБ). В простейшем случае под многоступенчатым ОБ может подразумеваться совокупность космического аппарата (КА) и разгонного блока (РБ), в состав которого входит дополнительный топливный бак (ДТБ), подлежащий сбросу в некоторой промежуточной точке траектории перелета на целевую орбиту. В наиболее сложном – совокупность РБ (включающего или не включающего в свой состав отделяемый ДТБ) и КА, спроектированного на базе спутниковой платформы, в состав которой входит собственная двигательная установка. Как правило, сброс ДТБ РБ не сопровождается изменением энергетических характеристик двигательной установки (ДУ) РБ, либо данное изменение незначительно. В связи с этим первый из описанных случаев является частным относительно второго, подразумевающего существенное изменение не только массовых, но и энергетических характеристик при отделении «ступени» ОБ, в качестве которой выступает РБ. Поэтому в рамках статьи анализируется второй из описанных случаев. Вместе с тем принимается, что маршевым двигателем спутниковой платформы является жидкостный ракетный двигатель.

Как правило, задача численной оптимизации траектории межорбитального перелета, осуществляемого с применением многоступенчатого ОБ, решается путем разбиения на подзадачи, соответствующие участкам работы его ступеней. Оптимизация параметров орбиты сопряжения данных участков в данном случае производится с применением параметрических методов.

В настоящей работе рассматривается иной подход, состоящий в сквозной оптимизации подобных траекторий с применением необходимых условий оптимальности принципа максимума Л. С. Понтрягина. Специфика использования принципа максимума в случае применения многоступенчатого ОБ состоит в наличии разрывов одной из фазовых переменных (масса ОБ) и управляющей функции (изменение энергетических характеристик ДУ).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается задача оптимального перелета многоступенчатого ОБ в центральном гравитационном поле Земли между некомпланарными круговыми орбитами. Гравитационное влияние других небесных тел и аэродинамические силы не учитываются. Движение центра масс ОБ описывается в геоцентрической инерциальной системе координат $Oxyz$ системой дифференциальных уравнений (1)

$$\begin{cases} \frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{\bar{P}}{\mu} - \frac{\pi_0 \bar{r}}{r^3} \equiv \bar{a}, \\ \frac{d\bar{r}}{dt} = \bar{V}, \\ \frac{d\mu}{dt} = -\tilde{\beta}, \end{cases} \quad (1)$$

- где \bar{r} – радиус-вектор центра масс ОБ, $\bar{r} = (x, y, z)$;
 \bar{V} – вектор скорости центра масс ОБ, $\bar{V} = (V_x, V_y, V_z)$;
 \bar{a} – вектор ускорения центра масс ОБ, $\bar{a} = (a_x, a_y, a_z)$;
 \bar{P} – вектор тяги ДУ. При этом $\bar{P} = (\tilde{\beta}w \cos \theta \cos \gamma, \tilde{\beta}w \sin \theta \cos \gamma, \tilde{\beta}w \sin \gamma)$, где θ, γ – углы ориентации вектора тяги (рис. 1);
 π_0 – гравитационный параметр Земли, $\pi_0 = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$;
 μ – нормированная масса ОБ. При этом $\mu = m/m(t_0)$, где m – масса, кг;
 w – скорость истечения;
 $\tilde{\beta}$ – нормированный массовый секундный расход топлива (β – секундный расход, кг/с), $1/\text{с}$. При этом $\tilde{\beta} = \beta/m(t_0)$.

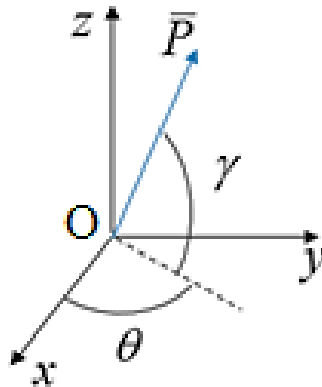


Рис. 1. Ориентация вектора тяги в системе координат $Oxyz$

Множество допустимых управлений задается следующими условиями (i – номер ступени):

$$\theta \in [0, 2\pi]; \quad \gamma \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]; \quad \tilde{\beta}_j \in [0, \tilde{\beta}_{j\max}]. \quad (2)$$

Граничные условия на левом ($t = t_0$) и правом ($t = T$) концах траектории имеют следующий вид:

$$|\bar{r}(t_0)| = R_3 + h, \quad |\bar{V}(t_0)| = \sqrt{\frac{\pi_0}{R_3 + h}}, \quad (\bar{r}(t_0), \bar{V}(t_0)) = 0, \quad i(t_0) = i_0; \quad (3)$$

$$|\bar{r}(T)| = R_{\text{ГСО}}, \quad |\bar{V}(T)| = \sqrt{\frac{\pi_0}{R_{\text{ГСО}}}}, \quad (\bar{r}(T), \bar{V}(T)) = 0, \quad z(T) = 0, \quad V_z(T) = 0, \quad (4)$$

где R_3 – радиус Земли;
 T – продолжительность перелета;
 $R_{\text{ГСО}}$ – радиус ГСО;
 i – наклонение орбиты.

Условия (4) приведены для частного случая перелета на геостационарную орбиту (ГСО), который рассматривается в настоящей работе.

Минимизируется комбинированный функционал вида [1, 2]

$$I = T - k\mu(T), \quad (5)$$

где T – продолжительность перелета;
 $\mu(T)$ – нормированная масса ОБ на целевой орбите;
 k – коэффициент, регулирующий компромисс между затратами массы топлива на выведение ОБ и затратами на сокращение времени полета.

НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ И КРАЕВАЯ ЗАДАЧА ПРИНЦИПА МАКСИМУМА

Рассмотрим следующие выражения:

$$H = \psi_{V_x} a_{V_x} + \psi_{V_y} a_{V_y} + \psi_{V_z} a_{V_z} + \psi_x V_x + \psi_y V_y + \psi_z V_z - \psi_\mu \tilde{\beta}; \quad (6)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\psi}_x = \frac{\pi_0}{r^5} \left[(r^2 - 3x^2) \psi_{V_x} - 3x(y\psi_{V_y} + z\psi_{V_z}) \right]; \\ \dot{\psi}_y = \frac{\pi_0}{r^5} \left[(r^2 - 3y^2) \psi_{V_y} - 3y(x\psi_{V_x} + z\psi_{V_z}) \right]; \\ \dot{\psi}_z = \frac{\pi_0}{r^5} \left[(r^2 - 3z^2) \psi_{V_z} - 3z(x\psi_{V_x} + y\psi_{V_y}) \right]; \\ \dot{\psi}_{V_x} = -\psi_x; \\ \dot{\psi}_{V_y} = -\psi_y; \\ \dot{\psi}_{V_z} = -\psi_z; \\ \dot{\psi}_\mu = \frac{\tilde{\beta} w}{\mu^2} \left[\psi_{V_x} \cos \theta \cos \gamma + \psi_{V_y} \sin \theta \cos \gamma + \psi_{V_z} \sin \gamma \right]. \end{array} \right. \quad (7)$$

Функция Понтрягина для системы (1) имеет вид выражения (6). Уравнения Эйлера для сопряженных переменных – вид выражения (7).

Значимое условие трансверсальности в случае применения функционала (5) и условие стационарности по времени T имеют вид следующих выражений:

$$\psi_\mu(T) = \lambda_0 k; \quad (8)$$

$$H(T) = \lambda_0. \quad (9)$$

Выделим из функции Понтрягина (6) функцию H_1 , зависящую от управлений:

$$H_1 = \frac{P}{\mu} \psi_V - \psi_\mu \beta = \frac{P}{\mu} \left(\psi_V - \frac{\mu \psi_\mu}{w} \right) = \frac{P}{\mu} \rho; \\ \psi_V \equiv \psi_{V_x} \cos \theta \cos \gamma + \psi_{V_y} \sin \theta \cos \gamma + \psi_{V_z} \sin \gamma; \quad (10)$$

$$\rho = \psi_V - \frac{\mu \psi_\mu}{w}. \quad (11)$$

Функция переключения ρ (11) определяют оптимальные моменты включения и выключения ДУ. Для достижения минимума функционала (5), согласно необходимым условиям оптимальности, управления должны иметь вид:

$$\tilde{\beta} = \begin{cases} \tilde{\beta}_{\max}, & \rho > 0, \\ 0, & \rho < 0, \\ [0, \tilde{\beta}_{\max}], & \rho = 0; \end{cases} \quad (12)$$

$$\cos \theta \cos \gamma = \frac{\psi_{V_x}}{\psi_V}, \quad \sin \theta \cos \gamma = \frac{\psi_{V_y}}{\psi_V}, \quad \sin \gamma = \frac{\psi_{V_z}}{\psi_V}, \quad (13)$$

где $\psi_V = \sqrt{\psi_{V_x}^2 + \psi_{V_y}^2 + \psi_{V_z}^2}$.

Решение задачи оптимального управления на основе принципа максимума сводится к решению краевой задачи. С учетом свойства однородности множителей Лагранжа и условия трансверсальности по угловой дальности перелета [1] краевая задача имеет лишь пять неизвестных параметров, определения которых достаточно для нахождения всех компонентов сопряженного вектора: $\theta(t_0)$, $\gamma(t_0)$, $\psi_y(t_0)$, $\psi_z(t_0)$, $\psi_\mu(t_0)$. Неизвестные параметры должны быть выбраны таким образом, чтобы обеспечить выполнение условий (4) на правом конце траектории.

В качестве параметра останова численного интегрирования траекторий при рассмотрении функционала (5) может использоваться значение переменной, сопряженной массе ОБ, в конечный момент времени, которое с учетом выражений (8) и (9) можно выразить как

$$\psi_\mu(T) = H(t_0) \cdot k, \quad (14)$$

где $H(t_0)$ – значение функции Понтрягина в начальный момент времени.

На точки сопряжения участков работы ступеней ОБ накладываются дополнительные условия оптимальности вида (15) (в соответствии с работой [3]), отвечающие разрыву переменной, сопряженной массе ОБ. Тогда получим

$$y_m^+(\tau) = \psi_\mu^-(\tau) + \psi_\mu^+(\tau) \left(\frac{\tilde{\beta}^-(\tau)}{\tilde{\beta}^+(\tau)} - 1 \right) + \frac{\psi_V^-(\tau)}{\tilde{\beta}^+(\tau)} \left(\frac{P^+(\tau)}{\mu^+(\tau)} - \frac{P^-(\tau)}{\mu^-(\tau)} \right), \quad (15)$$

где τ – момент времени, соответствующий точке разделения ступеней ОБ (точке разрыва). Верхним индексам «-» и «+» соответствуют значения функций при аргументах $(\tau-0)$ и $(\tau+0)$, т. е. пределы слева и справа от точки разделения τ .

Начальные значения сопряженных переменных при решении краевой задачи принципа максимума подбираются в соответствии с подходом, изложенным в работе [1].

АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

В случае решения задачи оптимального некомпланарного перелета с низкой опорной орбиты на ГСО получаемая схема перелета, в зависимости от технических ограничений, накладываемых на его продолжительность, может относиться как к классу так называемых «прямых» схем, так и к классу биэллиптических схем. Под «прямой» схемой подразумевается выведение без «заброса» ОБ за пределы радиуса целевой орбиты, биэллиптические же схемы подразумевают его наличие [4]. Приводимый далее алгоритм получения оптимальной траектории с помощью принципа максимума, за исключением последнего шага, идентичен для обоих классов схем выведения.

1. Осуществляется решение краевой задачи принципа максимума для схемы «прямого» перелета с применением только рассматриваемого РБ (т. е. рассматривается одноступенчатый вариант ОБ) при $k \geq 10^8$ в функционале (5). Ограничение на истинную заправку компонентами топлива РБ не учитывается, т. е. допускается их перерасход, что не является принципиальным на промежуточном этапе решения задачи.

2. Осуществляется последовательный переход к задаче с применением многоступенчатого ОБ, для чего первоначально устанавливается, что массово-энергетические характеристики (МЭХ) ОБ до и после точки разрыва сохраняют свои значения. В качестве точки разрыва τ на траектории устанавливается момент полной выработки компонентов топлива РБ. Последовательным продолжением по параметрам [5] $P^+(\tau)$, $\tilde{\beta}^+(\tau)$, $\mu^+(\tau)$ МЭХ ОБ после точки разрыва приводятся в соответствие МЭХ второй ступени ОБ.

В зависимости от соотношения МЭХ ступеней ОБ и заданного значения коэффициента k в функционале (5) по итогам выполнения пункта 2 возможно получение как схемы «прямого» перелета на ГСО, так и биэллиптической схемы. Если получена биэллиптическая схема, в то время как требования к продолжительности полета соответствуют «прямой» схеме, то осуществляется продолжение по параметру k в сторону его уменьшения или же напрямую – продолжение по параметру T .

3. Получение биэллиптической схемы.

Как показали результаты обширных численных расчетов, при коэффициенте $k \approx 10^8$ и тяговооруженности спутниковой платформы $n_{0СП} \approx 0,0045$ ед. (в нормировке относительно начальной массы ОБ на опорной орбите) переход к биэллиптической схеме перелета, как правило, осуществляется «автоматически» в процессе реализации продолжения по параметру $P^+(\tau)$, в силу слабой энергетики условной второй ступени ОБ. В случае, если $n_{0СП}$ выше указанной величины, может потребоваться проведение дополнительных операций для получения траектории биэллиптического типа:

3А. Если $n_{0СП} \in (0,0045; 0,02]$ ед., возможно произвести переход к биэллиптической схеме перелета путем замены параметра останова численного интегрирования $\psi_\mu(T)$ на T и осуществления продолжения по этому параметру.

3Б. Если $n_{0СП} > 0,02$ ед., переход к биэллиптической схеме может быть произведен в три этапа:

3Б.1. осуществляется фиктивное снижение $n_{0СП}$ путем продолжения по параметру $P^+(\tau)$ до величины, при которой происходит «автоматический» переход к биэллиптической схеме перелета при решении краевой задачи с параметром останова $\psi_\mu(T)$;

3Б.2. решение краевой задачи осуществляется с параметром останова T , и производится продолжение по параметру T в сторону его увеличения для увеличения продолжительности заключительного (перигейного) участка биэллиптической схемы;

ЗБ.3. осуществляются возврат к параметру останова $\psi_{\mu}(T)$ и продолжение по параметру $P^+(\tau)$ в сторону его увеличения вплоть до достижения требуемой величины $n_{0\text{СП}}$.

В случае, если при выполнении п. ЗБ.3 биэллиптическая схема вырождается в схему «прямого» выведения, необходимо осуществить возврат к п. ЗБ.2 и дополнительно увеличить продолжительность заключительного перигейного участка биэллиптической схемы путем увеличения параметра T .

Алгоритм, описанный в п. ЗБ, как показывают результаты расчетов, в дальнейшем предоставляет возможность представить путь для решения проблемы получения траекторий биэллиптического типа для схем перелета с использованием только РБ, обладающих относительно высокой тягой (по сравнению с тягой собственных ДУ КА).

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ И ИХ АНАЛИЗ

В качестве примера решения задачи сквозной оптимизации траектории многоступенчатого ОБ рассматривается перелет с круговой низкой опорной орбиты на ГСО с применением РБ, имеющего в своем составе ДТБ, и собственной ДУ спутниковой платформы, на базе которой спроектирован КА. Исходные данные, принятые при проведении численных расчетов, представлены в табл. 1 [6, 7]. Все массовые характеристики, приведенные в табл. 1, нормированы относительно массы ОБ на опорной орбите.

Таблица 1

Исходные данные

Параметр	Значение
Высота круговой НОО, км	180,0
Наклонение круговой НОО, град	51,6
Стартовая тяговооруженность ОБ на НОО, ед.	0,0844
Удельный импульс тяги ДУ РБ, с	330,5
Нормированная масса рабочего запаса топлива ДУ РБ	0,637
Нормированная масса рабочего запаса топлива ДУ РБ, размещенного в ДТБ	0,450
Нормированная конечная масса ДТБ	0,052
Нормированная конечная масса РБ	0,060
Нормированная стартовая масса КА	0,251
Стартовая тяговооруженность спутниковой платформы*, ед.	$2,0778 \cdot 10^{-3}$
Удельный импульс тяги ДУ спутниковой платформы, с	312,0

*Нормируется относительно массы ОБ на опорной орбите.

Поскольку стартовая тяговооруженность ОБ в данном примере мала, то для уменьшения гравитационных потерь и потерь скорости на управление, первый активный участок, являющийся перигейным как для схемы «прямого» перелета, так и для схемы перелета биэллиптического типа, был разбит на три активных участка посредством применения способа получения многовитковых траекторий, описанного в работе [8]. То есть в рассматриваемом примере схемы выведения содержат несколько промежуточных орбит.

Для удобства далее структура рассматриваемой схемы выведения будет обозначаться следующим образом: «3 П РБ – А РБ – А КА – П КА», где «А» и «П» указывают на перигейный или апогейный АУ соответственно, цифра перед данными буквами – на количество АУ данного типа, обозначения «РБ» и «КА» – на отработку АУ соответствующей ДУ. Иными словами, описанная траектория перелета содержит три включения ДУ РБ в перигеях промежу-

точных орбит. Одно включение ДУ РБ – в апогее промежуточной орбиты с последующим включением в этом же апогее ДУ КА и одно включение – в перигее заключительного переходного эллипса. Таким образом, траектории, отвечающие структуре «3 П РБ – А РБ – А КА – П КА», являются траекториями биэллиптического типа, а структуре «3 П РБ – А РБ – А КА» соответствуют «прямому» перелету.

В результате окончания работы ДУ РБ и его отделения от ОБ формируется так называемая «орбита сопряжения» участков работы ДУ «ступеней». В табл. 2 представлены оптимальные параметры орбиты сопряжения участков работы ДУ «ступеней» (им соответствует индекс «ОС») и достигаемая максимальная масса КА на ГСО для траекторий, отвечающих схеме «3 П РБ – А РБ – А КА – П КА» при различных значениях времени перелета T . В качестве справочной информации приводится также продолжительность участка функционирования РБ $T_{РБ}$. Времена T и $T_{РБ}$, приведенные в табл. 2, отсчитываются от условного момента старта с круговой опорной орбиты, за который принимается точка с аргументом широты $u_0 = -45$ град. Выбранная начальная точка, как показывают результаты ранее проведенных расчетов [8], обеспечивает начало интегрирования краевой задачи принципа максимума с заведомо пассивного участка траектории (т. е. выполнение условия $\rho(t_0) < 0$).

Таблица 2

**Параметры орбиты сопряжения и максимальная выводимая масса
при различных продолжительностях перелета на ГСО
для схемы «3 П РБ – А РБ – А КА – П КА»**

T , ч	$T_{РБ}$, ч	$\mu(T)$	$e_{ос}$	$R_{\alpha ос}$, км	$R_{\pi ос}$, км	$i_{ос}$, град
16,4	9,42	0,14973	0,5917	42392,2	10873,5	23,326
20,0	9,58	0,15318	0,6184	47296,4	11153,0	22,329
24,0	10,86	0,15776	0,6377	52749,8	11668,4	21,851
28,0	12,47	0,16097	0,6601	59333,7	12149,9	21,462
32,0	14,27	0,16303	0,6833	66768,5	12563,3	21,058
36,0	16,13	0,16440	0,7044	74535,6	12927,2	20,641
40,0	18,03	0,16539	0,7226	82338,9	13259,2	20,217
42,0	18,91	0,16579	0,7307	86209,9	13417,0	20,004

Наименьшее время выведения, представленное в табл. 2, соответствует траектории выведения, не являющейся биэллиптической в классическом понимании: высота апогоя промежуточной орбиты, получаемой после отработки РБ третьего перигейного АУ, меньше высоты ГСО, однако в процессе отработки апогейных АУ происходит незначительный подъем апогоя выше высоты ГСО. Масса КА на ГСО, получаемая при $T = 16,4$ ч, практически не отличается от массы, выводимой при использовании традиционной «прямой» схемы, хотя данная траектория качественно отличается по структуре: имеет завершающий перигейный АУ. По результатам, представленным в табл. 2, можно заключить, что увеличение продолжительности перелета в 2,7 раза приводит к увеличению массы КА на ГСО на 10,7%, что при начальной массе ОБ 24 т соответствует ~385 кг.

В табл. 3 представлены параметры промежуточных орбит, аргументы широты точек начала и окончания соответствующих АУ траектории, формирующих эти орбиты, а также их продолжительности (орбите сопряжения соответствуют параметры при $j = \text{«А РБ»}$) на при-

мере четырех схем выведения: схемы «прямого» перелета ($T = 13,64$ ч) и трех схем биэллиптического типа с различной продолжительностью перелета ($T = \{24, 36, 42\}$ ч).

Таблица 3

Параметры промежуточных орбит и АУ при выведении КА на ГСО

$T = 13,64$ ч							
Обозначение (j)	$u_{0АУТj}$, град	$u_{кАУТj}$, град	$e_{ПрОj}$	$R_{\alpha ПрОj}$, км	$R_{\pi ПрОj}$, км	$i_{ПрОj}$, град	$\Delta T_{АУТj}$, с
П1 РБ	-28,395	24,680	0,1772	9414,6	6580,9	50,6027	754,3
П2 РБ	-28,333	24,540	0,4063	15657,0	6609,5	49,6496	701,9
П3.1* РБ	-28,195	-3,881	0,5371	21987,2	66218,1	49,2143	306,0
П3.2* РБ	-3,881	22,997	0,7245	41558,8	6638,0	48,6531	321,8
А РБ	167,599	157,618	0,5916	42370,7	10873,3	23,3344	410,2
$T = 24$ ч							
Обозначение (j)	$u_{0АУТj}$, град	$u_{кАУТj}$, град	$e_{ПрОj}$	$R_{\alpha ПрОj}$, км	$R_{\pi ПрОj}$, км	$i_{ПрОj}$, град	$\Delta T_{АУТj}$, с
П1 РБ	-19,773	20,467	0,1323	8565,9	6563,6	50,976	574,2
П2 РБ	-25,581	26,143	0,3420	13442,0	6590,4	50,259	696,2
П3.1* РБ	-36,064	2,312	0,5416	22262,9	6620,9	49,7511	491,9
П3.2* РБ	2,312	34,149	0,7749	52549,8	6666,1	49,2560	392,0
А РБ	174,822	170,254	0,6377	52749,8	11668,4	21,8507	340,0
А КА	170,254	-126,970	0,1212	53752,3	42134,8	1,3680	12420,7
$T = 36$ ч							
Обозначение (j)	$u_{0АУТj}$, град	$u_{кАУТj}$, град	$e_{ПрОj}$	$R_{\alpha ПрОj}$, км	$R_{\pi ПрОj}$, км	$i_{ПрОj}$, град	$\Delta T_{АУТj}$, с
П1 РБ	-25,941	25,861	0,1751	9370,1	6577,8	51,053	735,7
П2 РБ	-27,635	27,438	0,4164	16042,9	6610,2	50,525	730,8
П3.1* РБ	-32,152	-9,018	0,5432	22405,4	6631,8	50,308	295,6
П3.2* РБ	-9,018	30,127	0,8359	74511,6	6662,3	49,878	467,7
А РБ	178,058	176,125	0,7044	74535,6	12927,2	20,641	264,3
А КА	176,125	-164,406	0,2786	74762,8	42181,2	2,034	9390,9
$T = 42$ ч							
Обозначение (j)	$u_{0АУТj}$, град	$u_{кАУТj}$, град	$e_{ПрОj}$	$R_{\alpha ПрОj}$, км	$R_{\pi ПрОj}$, км	$i_{ПрОj}$, град	$\Delta T_{АУТj}$, с
П1 РБ	-27,199	27,008	0,1843	9556,0	6581,6	51,104	769,3
П2 РБ	-28,260	27,964	0,4353	16815,1	6616,1	50,637	744,1
П3.1* РБ	-31,428	-11,996	0,5433	22426,9	6636,0	50,480	248,8
П3.2* РБ	-11,996	29,496	0,8565	86205,0	6664,7	50,084	493,4
А РБ	178,723	177,373	0,7307	86209,9	13417,0	20,004	238,6
А КА	177,373	-169,641	0,3435	86348,1	42198,4	2,053	8344,4

* Третий перигейный АУ условно разбивается на два участка: ПЗ.1 – до сброса ДТБ, ПЗ.2 – после сброса ДТБ.

При увеличении времени выведения, как видно из данных, приведенных в табл. 3, увеличивается суммарная продолжительность перигейных участков работы ДУ РБ, за счет чего повышается радиус апогея геопереходной орбиты $R_{\alpha ГПО} = R_{\alpha ПрО}$ ПЗ.2 РБ, но при этом поворот плоскости орбиты, формируемой после отработки перигейных АУТ, уменьшается, как и высота ее перигея.

Пример траектории перелета биэллиптического типа для продолжительности перелета $T = 42$ ч представлен на рис. 2 и 3 в проекции на плоскость экватора.

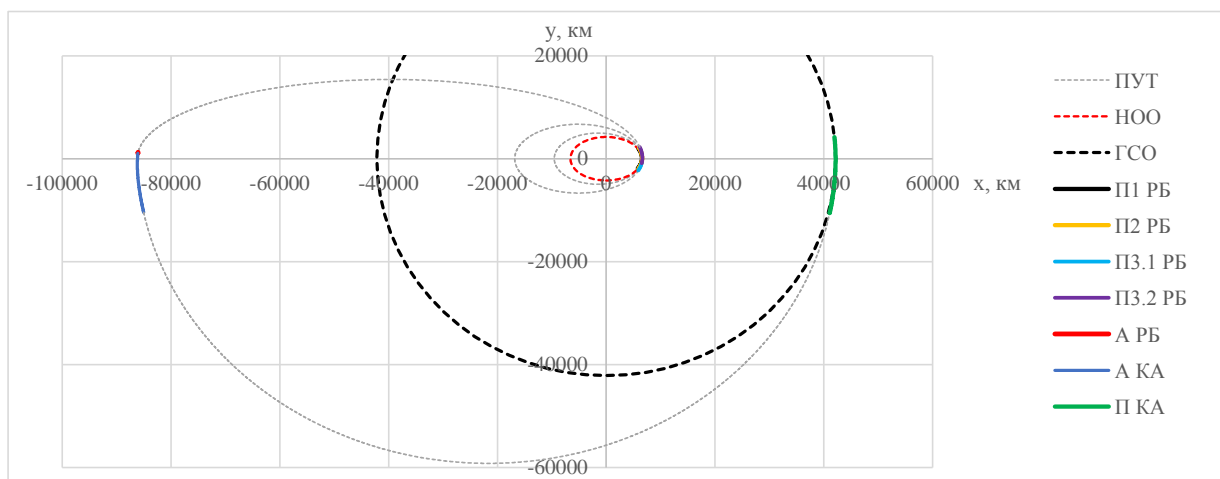


Рис. 2. Оптимальная траектория выведения КА на ГСО для $T = 42$ ч в проекции на плоскость экватора (схема «3 П РБ – А РБ – А КА – П КА»)

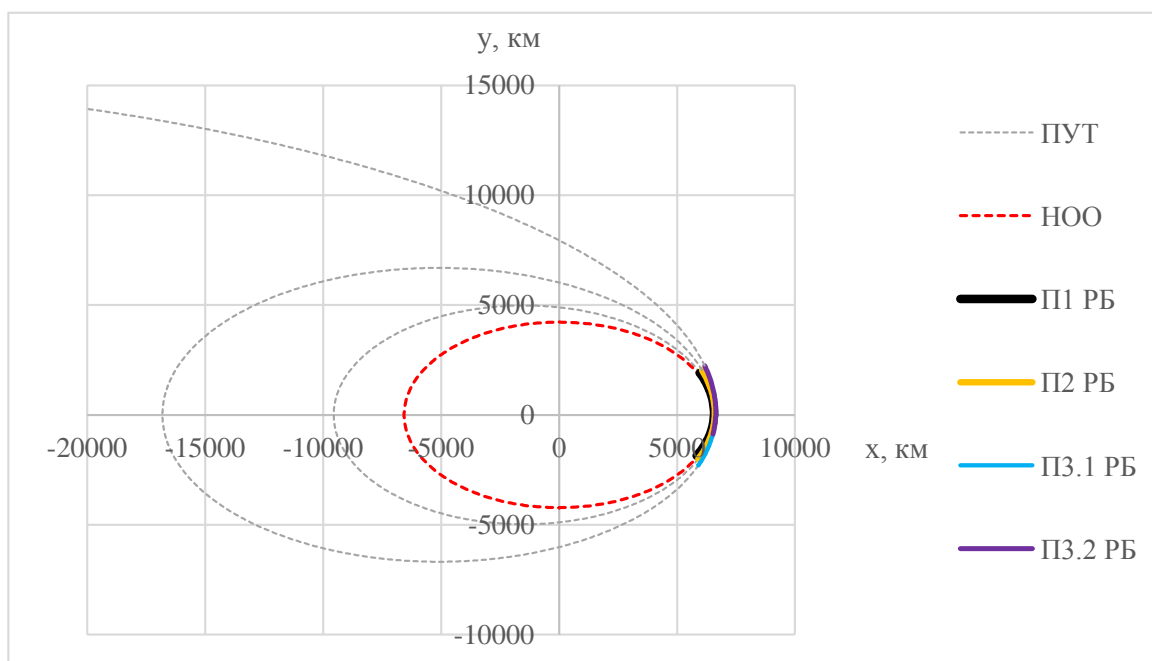


Рис. 3. Увеличенный фрагмент рис.2

В табл. 4 приведены характеристические скорости АУ для перелетов по схеме с «забросом» различной продолжительности, а также для перелета по «прямой» схеме максимальной продолжительности ($T = 13,64$ ч).

Чем больше длительность перелета, тем выше апогей формируемой орбиты сопряжения и меньше – ее наклонение. По мере увеличения продолжительности перелета затраты энергии РБ перераспределяются между перигейными и апогейным АУ в сторону увеличения суммарных затрат на перигейных АУ. Большой высоте «заброса» соответствуют меньшие затраты топлива на уменьшение наклонения. То есть меньше стали потери на управление, о чем свидетельствуют характеристические скорости, приведенные в табл. 4 (см. столбцы 5 и 6 соответственно), и большие затраты на завершающий перигейный АУ, обрабатываемый ДУ

КА и являющийся тормозным (столбец 7 в табл. 4). Однако суммарное сокращение затрат топлива на поворот плоскости орбиты превышает увеличение затрат на осуществление тормозного АУ, и повышение высоты «заброса» является с энергетической точки зрения выгодным.

Таблица 4

Характеристические скорости, затрачиваемые на АУ

T, ч	$\Delta V_{\text{хар}}, \text{ м/с}$							
	АУ РБ					АУ КА		Σ
	1	2	3	4	5	6	7	8
	П1	П2	ПЗ.1*	ПЗ.2*	А	А	П	
13,64	694,1	814,6	431,1	585,0	941,5	1582,3	-	5048,6
16,4	690,2	812,1	437,5	585,4	941,1	1581,0	1,3	5048,6
20,0	467,9	736,6	735,2	666,0	860,5	1385,8	126,8	4978,8
24,0	514,4	757,9	667,5	727,9	798,6	1223,2	199,3	4888,8
28,0	584,7	790,0	565,0	787,2	739,3	1084,9	275,8	4826,9
32,0	638,7	821,6	479,5	842,2	684,4	970,5	351,4	4788,3
36,0	675,1	847,2	417,4	889,5	637,1	876,8	419,4	4762,5
40,0	700,0	867,2	372,6	929,0	597,5	799,4	478,4	4744,1
42,0	709,6	875,4	354,8	946,2	580,3	765,7	504,8	4736,8

* Третий перигейный АУ условно разбивается на два участка: ПЗ.1 – до сброса ДТБ, ПЗ.2 – после сброса ДТБ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе описан подход к проведению сквозной численной оптимизации траекторий полета многоступенчатого ОБ с помощью принципа максимума и продемонстрирован пример результатов его практического применения. Проведенные исследования позволили:

- разработать алгоритм получения многовитковых траекторий некомпланарного перелета многоступенчатого орбитального блока с низкой круговой орбиты на геостационарную как для класса «прямых», так и для класса биэллиптических схем;
- разработать алгоритм оптимизации траектории межорбитального перелета многоступенчатого ОБ с учетом разрывов одной из фазовых переменных (масса ОБ) и управляющей функции (изменение энергетических характеристик ДУ).

Применение этих алгоритмов позволило:

- получить семейства экстремалей, соответствующие, в частности, структурам схем перелета «3 П РБ – А РБ – А КА – П КА» и «3 П РБ – А РБ – А КА» для ОБ, состоящего из РБ с отделяемым ДТБ, и КА, спроектированного на базе спутниковой платформы. То есть рассмотрены траектории, условно соответствующие как «прямому» выведению, так и выведению по схеме биэллиптического типа (с «забросом» КА за высоту целевой орбиты);
- оценить влияние суммарной продолжительности некомпланарного перелета с низкой опорной орбиты на ГСО на параметры оптимальных траекторий, в частности – на характеристики орбиты сопряжения участков работы двигательной установки РБ и собственной двигательной установки КА, а также на оптимальное распределение затрат характеристической скорости по этапам полета.

Список используемых источников

1. Григорьев К. Г., Федына А. В. Оптимальное пространственное выведение космического аппарата на геостационарную орбиту с орбиты искусственного спутника Земли // Техническая кибернетика. – 1993. – № 4. – С. 116–126.
2. Григорьев К. Г. О маневрах космического аппарата при минимальных затратах массы и ограниченном времени // Космические исследования. – 1994. – Т. 32, № 2. – С. 45–60.
3. Математическая теория оптимальных процессов / Л. С. Понтрягин [и др.]. – М.: Физматгиз, 1961. – 393 с.
4. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990. – 448 с.
5. Allgower E. L., Georg K. Introduction of Numerical Continuation Methods. – Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1990. – 388 p.
6. Новости космонавтики. – 2013. – Т. 23, № 12 (371). – С. 24–25.
7. Maral G., Bousquet M. Satellite communications systems. Systems, Techniques and Technologies. – UK, John Wiley & Sons Ltd, 2009. – 743 p.
8. Кириллюк 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.

Ю. К. Кисин*,
кандидат технических наук;
Д. И. Панченко*,
кандидат технических наук;
М. В. Шамшин*,
кандидат технических наук

*Войсковая часть 09703, Архангельская область, г. Северодвинск.

АЛГОРИТМ ПРИМЕНЕНИЯ ОДНОКРАТНОЙ ПРЯМОЙ УГЛОВОЙ ЗАСЕЧКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТА ПАДЕНИЯ РАКЕТЫ

Рассмотрены алгоритмы и программа по предварительному определению координат места падения ракеты на боевом поле по азимутам, измеренных с пунктов сопряженного наблюдения. Приведены результаты математического моделирования.

Ключевые слова: однократная прямая угловая засечка, пункт сопряженного наблюдения, координаты места падения, дирекционный угол.

ВВЕДЕНИЕ

Задача определения места падения ракеты на боевом поле может решаться в два этапа. На первом этапе осуществляется предварительное (приближенное) определение места падения ракеты по угловым измерениям с пунктов сопряженного наблюдения (ПСН). На последующем этапе осуществляется точное определение точки падения по прибору, работающему по сигналам ГЛОНАСС и GPS.

На первом этапе измерения осуществляются прибором типа буссоль ПАБ-2АМ, точность определения азимута составляет порядка 1,5 угловых минут. Предполагается, что имеется четыре ПСН на цель. В данном случае требуется по четырем измеренным азимутам найти координаты места падения ракеты. Для этого могут быть использованы программы геоинформационных технологий, например, программы «Гисинтеграция».

В статье представлены аналитические алгоритмы определения места падения конечным методом и методом наименьших квадратов, принятым в практике обработки траекторных измерений в соответствии с работами [1, 2]. Кроме того, рассмотрен способ определения координат точки падения по формулам Гаусса для решения задачи прямой угловой засечки согласно [3–5].

АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ МЕСТА ПАДЕНИЯ КОНЕЧНЫМ МЕТОДОМ И МЕТОДОМ НАИМЕНЬШИХ КВАДРАТОВ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ АЗИМУТОВ С ДВУХ ПУНКТОВ СОПРЯЖЕННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

Определение координат места падения по двум измерительным средствам (ИС) методом наименьших квадратов (МНК) [1, 2] и конечным методом по пересечению двух лучей осуществляется на основе ранее разработанного методического и программного обеспечения [6]. В работе [6] рассматривается более общая задача $(\alpha_1, \gamma_1, \alpha_2, \gamma_2) \rightarrow (x, y, z)$ – определение места положения ракеты по азимутам и углам места, измеренным с двух систем (при определении места падения ракеты можно считать углы места равными нулю).

Далее приводится алгоритм определения координат объекта по азимутам и углам места, измеренным с двух измерительных средств МНК в гринвичской системе координат (ГСК).

Решение задачи МНК осуществляется итерационно: на каждом шаге решается система нормальных уравнений [1, 2].

Для каждого момента времени измерений итерационным способом осуществляется определение оцениваемых координат объекта по формуле

$$\hat{X}_{(k+1)} = \hat{X}_{(k)} + \Delta X_{(k+1)},$$

$$\Delta X_{(k+1)} = (A^{T(k)} \cdot W \cdot A_{(k)})^{-1} \cdot A^{T(k)} \cdot W \cdot [H - Y(\hat{X}_{(k)})],$$
(1)

где $\hat{X}_{(k+1)}$, $\hat{X}_{(k)}$ – оценки координат объекта в ГСК на итерациях $k+1$ и k ;

$\Delta X_{(k+1)}$ – поправка к координатам объекта на итерации $k+1$;

$A_{(k)}$ – матрица частных производных от измеряемых параметров двух ИС по оцениваемым координатам объекта в ГСК с k -й итерации;

H – вектор измерений (при этом измеряемые параметры – $\alpha_1, \gamma_1, \alpha_2, \gamma_2$);

$Y(\hat{X}_{(k)})$ – вектор измеряемых параметров, вычисленный по оценке координат на k -й итерации;

W – обратная матрица к ковариационной матрице ошибок измерений K_Y ;

K_Y – диагональная квадратная матрица 4-го порядка с дисперсиями на диагонали паспортных погрешностей прибора буссоль.

Начальное приближение $\hat{X}_{(0)}$ задается по данным расчетной точки прицеливания.

Точность координаты объекта определяется ковариационной матрицей

$$K_X = (A^{T(k)} \cdot W \cdot A_{(k)})^{-1},$$
(2)

где k соответствует номеру последней итерации в формуле (1).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТА ПАДЕНИЯ НА ОСНОВЕ ЗАДАЧИ ПРЯМОЙ УГЛОВОЙ ЗАСЕЧКИ ПО ДИРЕКЦИОННЫМ УГЛАМ, ИЗМЕРЕННЫМ С ДВУХ ПУНКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

Применим для определения места падения ракеты алгоритм Гаусса решения задачи об однократной прямой угловой засечке в соответствии с работами [3–5].

Далее следуем описанию алгоритма, приведенного в [5] и в котором используется язык комплексных чисел.

Для решения задачи прямой однократной засечки применяются формулы Гаусса:

$$x = \frac{x_1 \cdot \tan \alpha_1 - x_2 \cdot \tan \alpha_2 + y_2 - y_1}{\tan \alpha_1 - \tan \alpha_2}; \quad y = y_1 + (x - x_1) \cdot \tan \alpha_1,$$
(3)

где $z_1 = (x_1, y_1)$ и $z_2 = (x_2, y_2)$ – координаты 1-го и 2-го ПСН в системе координат Гаусса – Крюгера;

α_1, α_2 – измеренные дирекционные углы;

(x, y) – искомые координаты точки падения, как показано на рис. 1 [5].

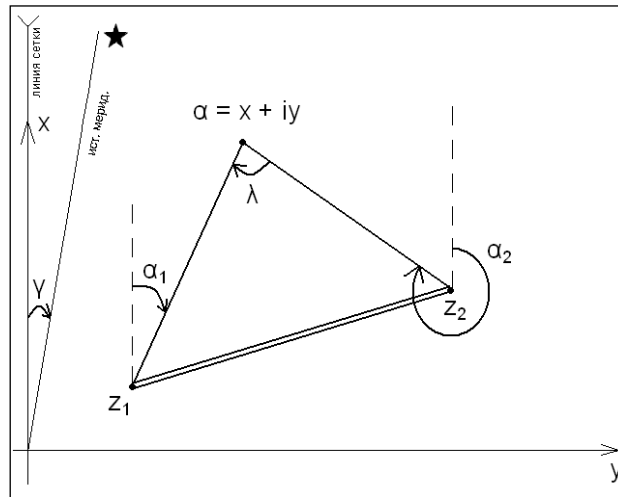


Рис. 1. Определение координат точки падения ракеты по двум дирекционным углам

Связь между истинным геодезическим азимутом A и дирекционным углом α задается формулой $\alpha = A \pm Y$, где Y – угол сближения меридианов, $Y = (L - L_0) \cdot \sin B$, $L_0 = 6 \cdot N - 3$, $N = \frac{L}{6} + 1$, где B и L – широта и долгота точки нахождения ПСН, для которой определяется сближение меридианов, L_0 – долгота осевого меридиана в системе координат Гаусса – Крюгера.

Средняя квадратическая ошибка (СКО) положения точки падения, полученного прямой однократной засечкой, вычисляется в соответствии с работой [3] по формуле

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\alpha} \cdot \sqrt{|a - z_1|^2 + |a - z_2|^2}}{|\sin(\alpha_2 - \alpha_1)|}. \tag{4}$$

В формуле (4) $\sigma_a = \sigma_{\alpha_1} = \sigma_{\alpha_2}$ – СКО измерения дирекционных углов α_1, α_2 , а $|a - z_1|, |a - z_2|$ – расстояния z_1, z_2 до точки падения a соответственно.

Как отмечено в работе [5] алгоритм Гаусса (3), (4) неадекватен задаче о прямой однократной засечке. При $\alpha_1 = \frac{\pm \pi}{2}$ или $\alpha_2 = \frac{\pm \pi}{2}$ формула (3) не работает, хотя сама задача прямой однократной засечки имеет решение.

В комплексных переменных определение места падения осуществляется в соответствии с [5] по формуле

$$a = w + \frac{i(v \cdot \cos \lambda - e^{i\Lambda} \cdot \bar{v})}{\sin(\lambda)}, \tag{5}$$

- где i – мнимая единица;
 e – константа, основание экспоненты;
 \bar{v} – комплексно сопряженное число к числу v ;
 λ, Λ – комплексные переменные, при этом

$$\lambda = \alpha_2 - \alpha_1, \Lambda = \alpha_2 + \alpha_1.$$

Кроме того, $w = \frac{z_1 + z_2}{2}$, $z_1 = x_1 + i \cdot y_1$, $z_2 = x_2 + i \cdot y_2$, $v = \frac{z_2 - z_1}{2}$.

Формула погрешности (СКО) определения места падения с учетом погрешности координат измерительных средств в соответствии с [5] имеет вид

$$\sigma_a = \frac{\sqrt{(|a - z_1|^2 + |a - z_2|^2) \sigma_a^2 + \sigma_z^2}}{|\sin(\alpha_2 - \alpha_1)|}, \quad (6)$$

где σ_z – средняя ошибка координат измерительных средств по СКО координат 1-го и 2-го

ПСН, $\sigma_z = \sqrt{\frac{\sigma_{z1}^2 + \sigma_{z2}^2}{2}}$.

Программа, реализующая адекватный алгоритм определения точки падения в соответствии с формулами (5) и (6), разработана в системе программирования *Delphi* с применением комплексных переменных.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Математическое моделирование проведено следующим образом. Выбрана точка падения в геодезических координатах, которые принимаются за истинные значения. В окрестности данной точки заданы геодезические координаты четырех ПСН, которые образуют шесть пар ПСН: 1-2; 1-3; 1-4; 2-3; 2-4 и 3-4. Моделируются для четырех ПСН расчетные (истинные) значения азимута и угла места в направлении на точку падения. В расчетные значения азимута и угла места вносятся случайные погрешности датчиком псевдослучайных чисел с нормальным законом распределения с СКО 36 угл. с.

По полученным измерениям по алгоритмам, приведенным в первом и втором разделах статьи, осуществляется определение опытных значений координат точек падения.

В табл. 1 приведены отклонения в ГСК опытных значений, полученных МНК и по конечным формулам (КФ) пересечения лучей, от истинных значений.

Таблица 1

Отклонения в ГСК опытных значений, полученных МНК и по конечным формулам пересечения лучей, от истинных значений

Номер пары ПСН	МНК			КФ		
	Δx , км	Δy , км	Δz , км	Δx , км	Δy , км	Δz , км
1	0.006	0.011	-0.006	0.021	0.026	0.044
2	-0.010	-0.002	0.004	0.004	0.012	0.054
3	-0.009	-0.001	0.003	0.006	0.013	0.053
4	0.004	0.004	-0.004	0.010	0.010	0.015
5	0.002	-0.002	-0.001	0.008	0.003	0.018
6	-0.009	-0.001	0.003	0.003	0.010	0.039

В табл. 2 приведены отклонения в местной системе координат точки падения опытных значений, полученных МНК, от истинных значений, общая полная ошибка

$\delta = 3 \cdot \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$, где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – СКО по координатам (отклонения Δx и Δz положительные в направлении на север и восток соответственно).

Таблица 2

Отклонения в местной системе координат точки падения опытных значений, полученных МНК, от истинных значений

Номер пары ПСН	Δx , км	Δy , км	Δz , км	δ , км	$\Delta x_{ГК}$, км	$\Delta y_{ГК}$, км	$3 \cdot \sigma_a$, км
1	-0.013	-0.001	0.004	0.021	-0.013	0.005	0.021
2	0.009	0	0.006	0.051	0.007	0.005	0.051
3	0.008	0	0.005	0.016	0.009	0.005	0.016
4	-0.006	-0.001	0	0.014	-0.008	0.001	0.013
5	0	-0.001	-0.003	0.008	0.000	-0.003	0.007
6	0.008	0	0.005	0.021	0.010	0.006	0.020

В табл. 2 $\Delta x_{ГК}$, $\Delta y_{ГК}$ – отклонения в системе координат Гаусса – Крюгера опытных значений, полученных методом прямой однократной засечки по формулам (3) и (4), от истинных значений и полная ошибка.

При реализации метода прямой однократной засечки по формулам Гаусса осуществляется переход от смоделированных значений азимутов к дирекционным углам.

Для проверки адекватного алгоритма прямой засечки проведено математическое моделирование следующим образом. В случае, когда первый дирекционный угол $\alpha_1 = \pi/2$, моделирование осуществлено, как показано на рис. 2.

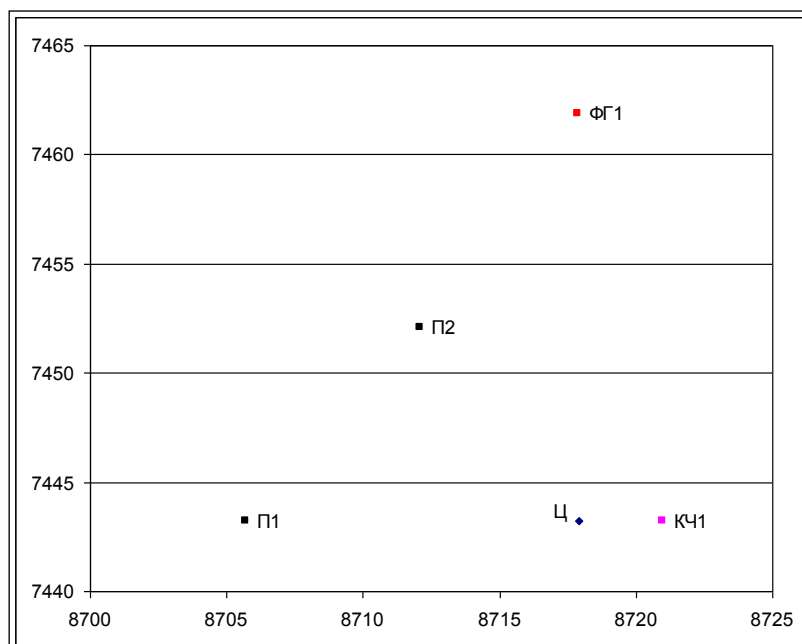


Рис. 2. Схема моделирования прямой засечки при $\alpha_1 = \pi/2$

На рис. 2 П1 и П2 показаны ПСН1 и ПСН2, координаты которых выбраны в системе координат Гаусса – Крюгера (по горизонтальной оси – ось y , по вертикальной оси – ось x , размерность – в км). Выбраны дирекционные углы $\alpha_1 = \pi/2$ и $\alpha_2 \neq \pi/2$. На рис. 2 обозначены КЧ1 и ФГ1 – точки, соответствующие решениям по алгоритмам с применением комплексных

чисел и по формулам Гаусса. Анализируя рис. 2, нетрудно сделать вывод, что решения по двум алгоритмам существенно расходятся.

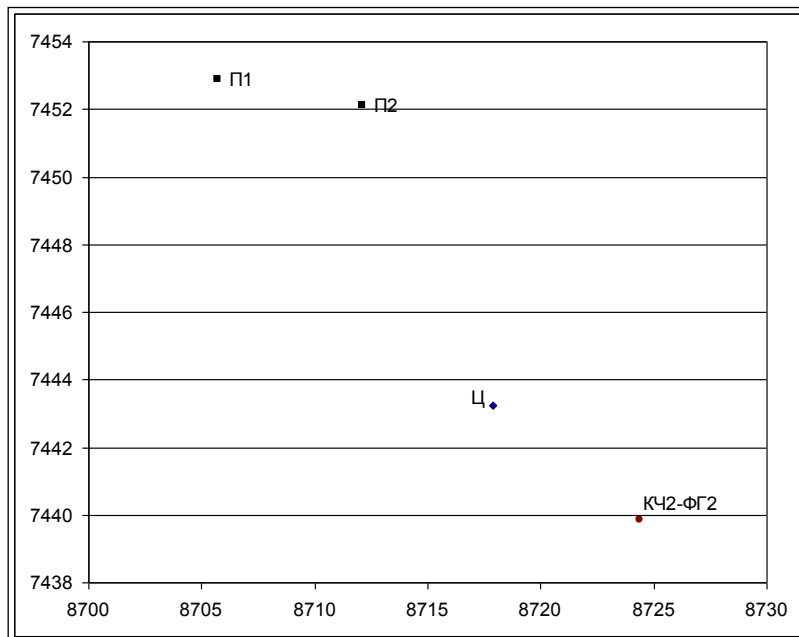


Рис. 3. Схема моделирования прямой засечки при $\alpha_1 \neq \pi/2$ и $\alpha_2 \neq \pi/2$

В случае, когда дирекционные углы $\alpha_1 \neq \pi/2$ и $\alpha_2 \neq \pi/2$, моделирование осуществлено, как показано на рис. 3. В данном случае решения по двум алгоритмам совпадают и КЧ2-ФГ2 обозначена как точка решения.

В табл. 3 приведены опытные значения в системе координат Гаусса – Крюгера, полученные методом прямой однократной засечки по формулам Гаусса (ФГ) и по формулам с применением комплексных чисел (ФКЧ). По разным формулам при $\alpha_1 = \pi/2$ координаты расходятся существенно. Если $\alpha_1 \neq \pi/2$, то координаты совпадают.

Таблица 3

Опытные значения в системе координат Гаусса – Крюгера, полученные методом прямой однократной засечки по формулам Гаусса (ФГ) и по формулам с применением комплексных чисел (ФКЧ)

α_1	ФГ		ФКЧ	
	x , км	y , км	x , км	y , км
$\alpha_1 = \pi/2$	7443.242	8705.700	7443.242	8720.992
$\alpha_1 \neq \pi/2$	7439.864	8724.378	7439.864	8724.378

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлены разработанные алгоритмы и программа по предварительному определению координат места падения ракеты по азимутам, измеренных с пунктов сопря-

женного наблюдения. Итоговое определение координат осуществляется прибором, работающим по сигналам ГЛОНАСС.

Для подтверждения работоспособности и достоверности разработанных алгоритмов в статье представлены результаты математического моделирования с помощью их программной реализации. Полученные результаты позволяют судить об адекватности применения представленного алгоритма прямой засечки для решения задачи определения места падения ракеты.

Список используемых источников

1. *Жданюк Б. Ф.* Основы статистической обработки траекторных измерений. – М.: Сов. радио, 1978. – 384 с.
2. *Мудров В. И., Кушко В. Л.* Методы обработки измерений. – Изд. 2-е. – М.: Радио и связь, 1983. – 304 с.
3. Справочник геодезиста: в 2 кн. / под ред. В. Д. Большакова и Г. П. Левчука. – Недра, 1985. – Кн. 2. – 440 с.
4. *Линник Ю. В.* Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. – Изд. 2-е. – Л.: Физматгиз, 1962. – 352 с.
5. *Барabanов О. О., Барabanова Л. П.* Математические задачи дальномерной навигации. – М.: Физматлит, 2007. – 272 с.
6. Разработка методического и программного обеспечения обработки информации и экспериментальной оценки точности измерительной системы «Сажень-ТА» / С. М. Симонов [и др.] // Вестник концерна ВКО «Алмаз-Антей». – 2020. – № 1(32). – С. 96–106.

С. В. Коблов*,

кандидат технических наук;

Ю. Н. Макаров**,

доктор технических наук;

Г. Г. Ступак*,

доктор технических наук, профессор

*АО «ЦНИИмаш», Московская область, г. Королёв.

**Госкорпорация «Роскосмос», г. Москва.

ПУТИ РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОПАСНЫХ СИТУАЦИЯХ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Представлены концептуальные вопросы развития автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях (АСПОС) в околоземном космическом пространстве (ОКП). На основании анализа результатов эксплуатации АСПОС ОКП и прогнозируемой обстановки в ОКП рассматриваются направления, принципы, этапы развития АСПОС ОКП и создания на ее основе перспективной системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности.

Ключевые слова: система безопасности космической деятельности, околоземное космическое пространство, угроза, риск, мониторинг, космические объекты, объекты космического мусора.

ВВЕДЕНИЕ

Возрастающая роль космоса в социально-экономическом развитии государства, значительные объемы финансовых вложений в космическую деятельность требуют адекватной оценки рисков, создания и постоянного развития системы безопасности космической деятельности (СБ КД). Главной задачей СБ КД является поддержание риска на приемлемом уровне при осуществлении космической деятельности, что требует эффективного информационно-аналитического обеспечения.

Различные аспекты космической деятельности становятся одним из важнейших факторов в международных отношениях, который определяет роль и место государства в современном мире [1]. Вследствие включения Луны в сферу активной деятельности в космосе возникает новая область конкурентной борьбы. Наконец, осознание человечеством угроз, связанных с малыми небесными телами (МНТ), требует совместных усилий для заблаговременного выявления конкретных источников этих угроз.

В последние годы обстановка в ОКП претерпевает значительные изменения. Это обусловлено как существенным увеличением объема и разнообразия видов деятельности в ОКП (в первую очередь – коммерческой), так и ростом количества космических объектов (КО) техногенного происхождения, находящихся в наиболее интенсивно используемых областях ОКП, вследствие увеличения количества функционирующих КА и происходящих разрушений КО. По различным оценкам, в ОКП на орбитах высотой 200–3000 км уже находится не менее 600000 КО размером более 1 см, а на орбитах высотой 3000–40000 км – не менее 100000 таких КО. Более 99% от этого количества составляют объекты космического мусора (КМ), которые представляют потенциальную угрозу для функционирующих КА и серьезный вызов для будущей космической деятельности в целом [2].

Информированность об обстановке в ОКП, особенно в части малоразмерных (менее 10 см) КО техногенного происхождения и космических операций в ОКП, проводимых КА под юрисдикцией различных государств, является критически важной для принятия органи-

зационно-правовых и технических решений в сфере обеспечения безопасности российских КА на всех этапах полета [3].

Не менее важна информированность о текущей и прогнозируемой обстановке в ОКП при оценке различных рисков для вновь создаваемых космических систем, в том числе на основе больших группировок спутников [4].

Помимо обстановки в ОКП, в течение последних 20 лет пристальное внимание различных государств обращено на проблему астероидно-кометной опасности (АКО). По современным оценкам, в Солнечной системе находятся не менее 16000 потенциально опасных КО естественного происхождения размером более 140 м и не менее 200000 таких объектов размером более 50 м. Существует вероятность столкновения этих объектов с Землей (для 140 м тел – раз в несколько тысяч лет, для 15–20 м тел – раз в 20–30 лет). В случае такого столкновения произойдет катастрофа от регионального до планетарного масштаба.

Существует целый ряд факторов, которые делают задачу получения оперативной, достоверной, точной и полной информации об объектах и событиях в околоземном космическом пространстве исключительно актуальной и принципиально важной [5].

К таким факторам относятся следующие:

- значительный рост числа орбитальных космических средств и уровня техногенного загромождения ОКП в настоящее время и в обозримой перспективе;
- ожидаемое активное расширение деятельности в окололунном пространстве;
- опасность столкновения Земли с кометами и астероидами и вытекающая из этого необходимость заблаговременного выявления и отслеживания данных объектов;
- риски утраты КА, вследствие недостаточного уровня информированности о текущем и прогнозируемом состояниях гелиогеофизической обстановки в ОКП;
- обеспечение лидирующих позиций России на международном уровне в вопросах норм регулирования деятельности в околоземном космическом пространстве («правил космического движения»).

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОПАСНЫХ СИТУАЦИЯХ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

На сегодняшний день в Российской Федерации функционируют две взаимодополняющие друг друга системы мониторинга ОКП – Система контроля космического пространства (СККП) и Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве (АСПОС ОКП).

Созданная и эффективно функционирующая с 1 января 2016 года АСПОС ОКП позволила в рамках поставленных задач сформировать единое информационное поле, охватывающее средства мониторинга ОКП и центры обработки и анализа информации мониторинга, эксплуатируемые различными гражданскими организациями.

АСПОС ОКП (рис. 1) решает задачи информационного обеспечения безопасности функционирования отечественных КА научного и социально-экономического назначения (НСЭН) и двойного назначения. Данные задачи решаются следующим образом:

- формированием предупреждений об опасных ситуациях в ОКП и выдачей их потребителям;
- информированием о возникновении угрозы для безопасности населения и окружающей среды в случае неуправляемого схода с орбиты потенциально опасных объектов техногенного происхождения;
- информационным обеспечением участия Российской Федерации в международной деятельности по проблемам космического мусора (КМ).

Текущие возможности АСПОС ОКП обеспечивают мониторинг с различной периодичностью только около 11000 КО размером от 25–30 см на орбитах с высотами более 3000 км. В низкоорбитальной области технические возможности АСПОС ОКП ограничены и обеспечивают лишь эпизодическое получение измерительной информации по небольшому количеству КО размером от 15–20 см, что обусловлено отсутствием в ее составе радиолокационных средств мониторинга. В процессе применения по целевому назначению АСПОС ОКП взаимодействует с Системой контроля космического пространства (СККП) Минобороны России, имеющей в своем распоряжении радиолокационные средства.

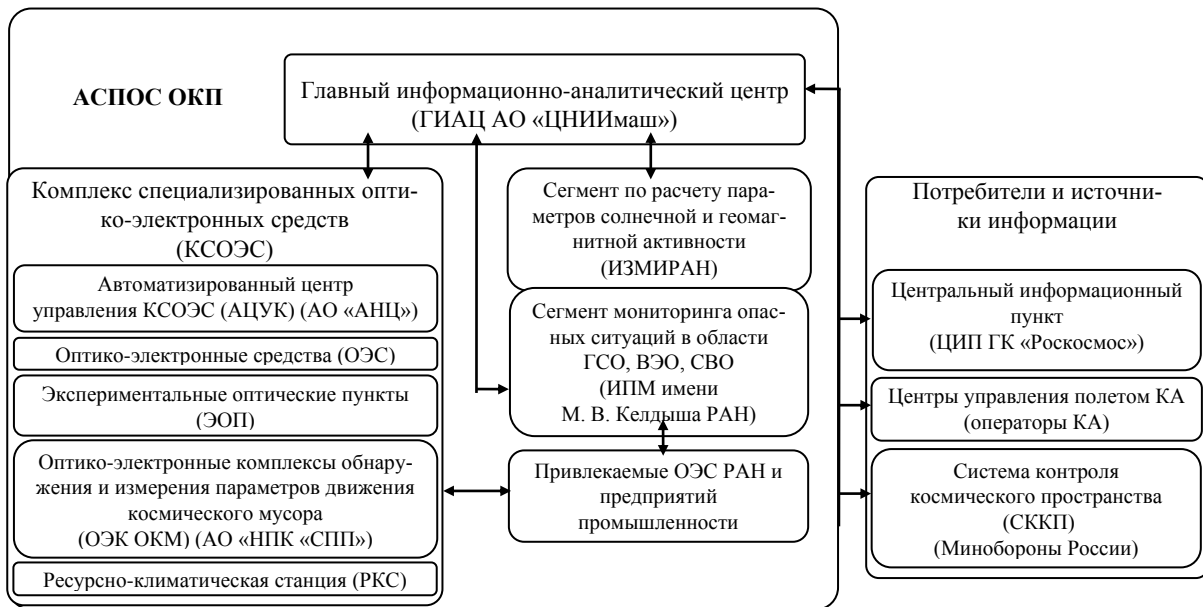


Рис. 1. Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в ОКП

Задачи выявления и оценки угроз, связанных с потенциально опасными КО естественного происхождения, в настоящее время системно не решаются ни АСПОС ОКП, ни какой-либо иной системой в Российской Федерации ввиду отсутствия соответствующих функций, закрепленных за этими системами, и, как следствие, существенного недостатка необходимых средств мониторинга, которые информационно могли бы обеспечивать реализацию этих функций.

Учитывая указанные факторы и обстоятельства, Российская Федерация должна обладать современными технологиями и средствами мониторинга ОКП, оценки и прогнозирования обстановки в ОКП, позволяющими на постоянной основе формировать оперативную, достоверную, точную и полную информацию для принятия решений в сфере обеспечения безопасности деятельности в ОКП и по эффективному противодействию АКО.

Решение задач обеспечения безопасности космической деятельности Российской Федерации на качественно новом уровне требует создания единой государственной системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности, консолидирующей возможности всех систем и средств мониторинга ОКП.

С учетом того, что развитие СККП объективно будет сконцентрировано на решении задач, связанных с обеспечением обороноспособности государства, представляется целесообразным создать на основе АСПОС ОКП гражданскую систему нового поколения – Систему информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в ОКП (далее – Система или система «Млечный путь»).

СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Создание Системы одновременно с развитием СККП позволит преодолеть ограниченные возможности технологий и средств мониторинга ОКП, что представляется наиболее рациональным вариантом быстрого наращивания возможностей Российской Федерации в сфере информированности об обстановке и обеспечения безопасной деятельности в ОКП.

Система как гражданская составляющая будущей единой государственной системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности Российской Федерации предназначена для бесперебойного обеспечения различных потребителей оперативной, полной, достоверной и точной информацией об обстановке (объектах, событиях, рисках) в ОКП, причем в такой форме, которая необходима для практической реализации безопасности космической деятельности.

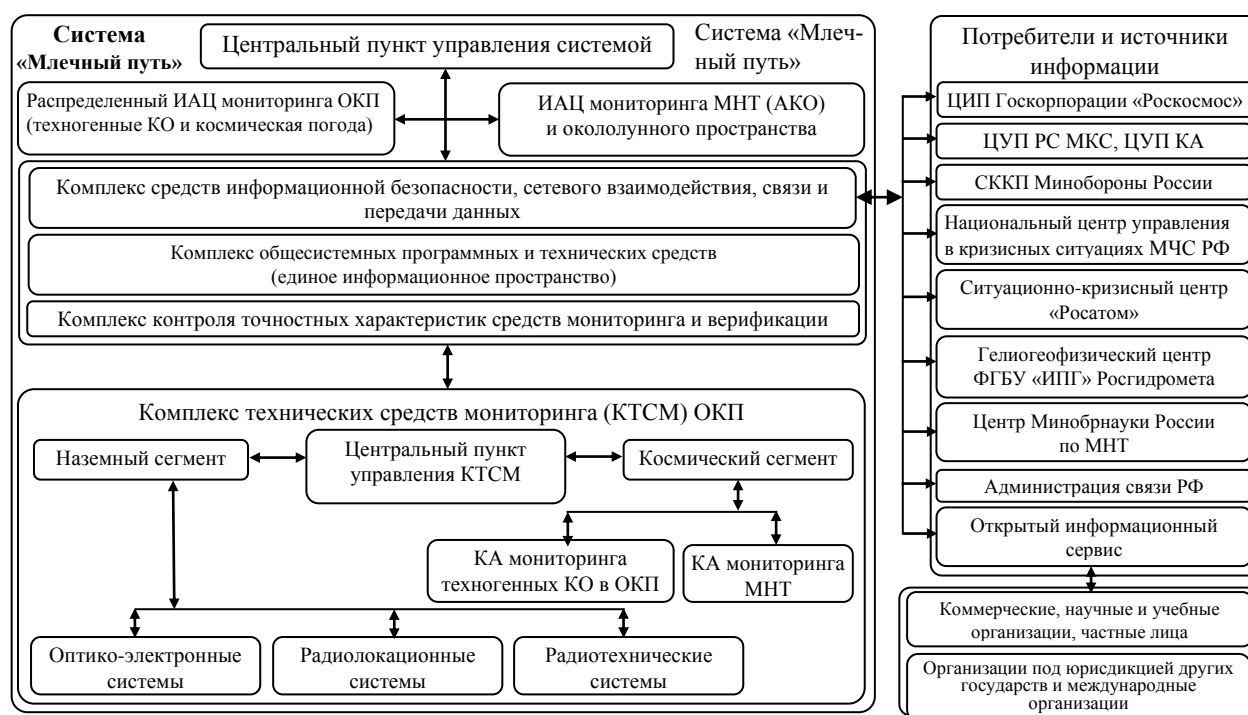


Рис. 2. Система информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности ОКП (система «Млечный путь»)

Инструменты Системы (рис. 2) позволят формировать предупреждения о космических угрозах и рекомендации по их парированию (минимизации рисков) для Российской Федерации и международного сообщества.

Стратегической целью создания Системы является информационное обеспечение безопасности космической деятельности Российской Федерации и других государств в условиях растущей «заселенности» и техногенного засорения ОКП, изменения среды функционирования орбитальных космических средств, факторов преднамеренных угроз (исключая военные угрозы), а также выявление угроз, обусловленных опасными сближениями с Землей небесных тел естественного происхождения. При этом должна быть снята информационная зависимость России, и должны быть обеспечены ее лидирующие позиции в сфере координации международной деятельности по обеспечению безопасности в ОКП.

Ключевыми элементами Системы являются разнородные средства мониторинга ОКП (оптико-электронные, радиолокационные, радиотехнические и иные), размещенные на Земле и в космосе, центры управления, обработки и анализа информации мониторинга, специальные

сервисы доведения информации до потребителей. Перспективная сеть средств мониторинга Системы (географически распределенные наземные средства и КА мониторинга) должна обеспечивать глобальность охвата ОКП с минимально возможными перерывами наблюдения КО в разных областях ОКП, учитывая объективные ограничения по погодным условиям, времени суток, освещенности объектов на орбите и другие факторы.

Средства мониторинга ОКП Системы должны обладать высокой чувствительностью и должны обеспечивать получение информации с необходимой частотой и в необходимом объеме. Существенно важным являются полнота и точность информации о фактическом и прогнозируемом состояниях гелиогеофизической обстановки в ОКП, влияющих как на достоверность оценок риска для функционирующих КА, так и на точность прогнозирования движения КО на высотах до 1500 км.

Система должна обеспечивать мониторинг космических линий связи с целью выявления источников радиочастотных помех и получения дополнительной измерительной информации для определения параметров движения КА-источников помех.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Ввиду особенностей орбитального движения астероидов, сближающихся с Землей, либо значительная их доля, в принципе, не может быть обнаружена с помощью средств мониторинга, находящихся на поверхности Земли, либо обнаружение может произойти слишком поздно. Это делает актуальным размещение средств мониторинга МНТ в космосе.

При создании Системы критически важным является совершенствование математических моделей (движения КО, оценки погрешностей положения и скорости КО, оценки вероятности столкновения и т. д.). Кроме того, требуется поддерживать необходимый уровень унификации методического и программно-алгоритмического обеспечения различных ведомств и организаций, чтобы исключить искажения при интерпретации информации о состоянии ОКП, полученной средствами Системы.

Дальнейшее развитие АСПОС ОКП и создание Системы «Млечный путь» требуют разработки и реализации комплекса нормативно-правовых механизмов. В настоящее время отсутствуют документы, определяющие статус информации мониторинга ОКП и предписывающие ее обязательное использование при запусках РКН, управлении полетом КА и РБ. Также отсутствуют необходимые внутригосударственные нормативно-правовые механизмы, определяющие возможность и порядок предоставления информации мониторинга ОКП и информационных услуг на ее основе широкому кругу отечественных и зарубежных потребителей, а также стимулирующие конкурентное развитие соответствующих продуктов и услуг.

С учетом необходимости обеспечения непрерывности решения задач мониторинга ОКП создание Системы целесообразно осуществлять параллельно с эксплуатацией АСПОС ОКП при использовании отработанных технологий и отдельных ее составных частей.

Список используемых источников

1. Последствия первого «космического ДТП» будут сказываться еще 30 лет // РИА новости. – URL: <https://ria.ru/space/20140210/994117885.html> (дата обращения: 01.10.2018).
2. РОСКОСМОС: офиц. сайт. – URL: <https://www.roscosmos.ru/27855> (дата обращения: 23.11.2020).
3. Дорожко И. В., Скрипников А. Н., Захарова Е. А. Имитационная модель оценивания автономности космических аппаратов с учетом характеристик процесса контроля и диагно-

стирования // Актуальные проблемы защиты и безопасности: тр. XXII ВНИИ РАРАН. – 2019. – Т. 1. – С. 301–306.

4. *Дорожко И. В., Скрипников А. Н., Тихонов Э. И.* Обоснование требований к надежности и системе контроля технического состояния с учетом требований к автономности космического аппарата // Актуальные проблемы защиты и безопасности: тр. XXIII ВНИИ РАРАН. – 2020. – Т. 3. – С. 271–277.

5. Космический мусор: в 2 кн. / под науч. ред. Г. Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – Кн. 1: Методы наблюдения и модели космического мусора. – 248 с.

А. Ю. Коваленко,
доктор технических наук;
А. В. Кульвиц,
кандидат технических наук, доцент;
А. Ю. Хасанов

ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАЛЫМИ РАЗРЫВАМИ В НАБЛЮДЕНИИ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

Проведен анализ способов построения систем космического аппарата (КА) в зависимости от периодичности обзора. Получены пространственно-временные характеристики наблюдения для ряда орбитальных структур при заниженных характеристиках обзора. Введено понятие разработки систем космических аппаратов с малыми разрывами в наблюдении поверхности Земли и обоснована его актуальность.

Ключевые слова: система космических аппаратов, синтез орбитальных структур, пространственно-временные характеристики обзора, обзор поверхности Земли с малыми разрывами в наблюдении.

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшим функциональным элементом космической системы любого назначения (если исключить из рассмотрения ее не менее важную составляющую – наземный командно-измерительный комплекс) является ее орбитальная часть – система КА. Переход от одиночных КА к системам КА был обусловлен повышением требований к решаемым целевым задачам, например по времени и пространственному охвату, которые в большинстве случаев не могут быть выполнены одиночным КА [1].

Итак, под системой КА будем понимать совокупность КА, упорядоченных определенным образом в пространстве и выполняющих в тесном взаимодействии между собой конкретные задачи полета [2]. При этом качество работы системы, материальные затраты на ее создание и ее эксплуатация зависят не только от технических характеристик спутниковой или наземной аппаратуры, но и от того, насколько рационально организовано движение КА, насколько точно оно контролируется и корректируется [2, 3].

Создание системы КА и управление ею – более сложная задача, чем поддержание функционирования и управление одиночным КА. При решении этой задачи возникает ряд проблем, которые связаны со следующими особенностями:

- синтезом оптимальных структур;
- анализом структурной устойчивости орбитальной структуры под действием возмущений в процессе функционирования;
- управлением относительным движением КА системы;
- выводением и расстановкой их в системе;
- восполнением при выходе из строя одного или нескольких КА.

Задача оптимизации орбитального построения систем космического аппарата была сформулирована в 60-х годах прошлого века, когда стала понятной важность *функции обзора* (непрерывного или периодического) Земли, которая интерпретирует основную функцию, выполняемую любой системой КА, – обеспечение (постоянное или разрывное по времени) необходимых условий для взаимодействия бортовой аппаратуры спутников с обслуживаемыми наземными объектами. В этот же период было установлено и условное разделение околоземного космического пространства на области преимущественного использования систем КА непрерывного и периодического обзора [3].

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ОПТИМАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ СТРУКТУР СИСТЕМ КА

Под глобальным непрерывным обзором поверхности Земли понимается такой вид наблюдения, когда любая точка поверхности Земли в любой момент времени попадает в зону обзора хотя бы одного из КА системы [1].

При выборе наклона орбит в системе глобального обзора следует учитывать, что полюса Земли должны накрываться полосой обзора. Таким образом, наклонение может выбираться в интервале $i \in \left[\frac{\pi}{2} - \varphi_3, \frac{\pi}{2} + \varphi_3 \right]$. Для построения систем глобального непрерывного обзора используют так называемые полосы непрерывного обзора «цепочки» [1], кинематически правильные [1,2], дисимметричные [4] и другие системы.

Кинематически правильной системой (КПС) называется такая система, в которой движение КА относительно всех остальных КА идентично.

Структура кинематически правильных «дельта-систем» на круговых орбитах задается следующими соотношениями:

$$\begin{cases} \Omega_j = \Omega_1 + (j-1) \frac{2\pi}{N} \cdot k, \\ u_j = u_1 + (j-1) \frac{2\pi}{N} \cdot l, \\ i_j = i_1, \\ r_{кр j} = r_{кр 1}, \end{cases}$$

где j – номер КА, $j = 1(1)N$;
 N – число КА в системе;
 k, l – взаимно-простые целые числа, меньшие N .

В кинематически правильных системах восходящие узлы расположены равномерно вдоль всего экватора. Совокупность n КА, равномерно расположенных в одной плоскости с перекрытием зон обзора (на угловом расстоянии $2\alpha = 2\pi/n < 2\varphi_3$), называется «цепочкой». Системы КА «цепочки» можно рассматривать как системы, состоящие из нескольких плоскостей с одинаковым числом КА в каждой. Суммарное количество КА в системе, равное произведению числа плоскостей на число КА в каждой плоскости, является составным числом, и при изменении величины зоны обзора оно может изменяться сразу на несколько КА (например, на 2, 5, 6, ...) [1]. Данный вывод справедлив как для синхронизированных, так и для несинхронизированных «цепочек».

Снятие ограничения на одинаковость всех плоскостей орбит по числу КА должно позволить свести минимальное изменение состава КА в системе до одного и получить возможно меньшее суммарное количество спутников в системе. Технические, организационные аспекты целесообразности «асимметричности» получаемой таким образом «цепочки» требуют отдельного рассмотрения. В теоретическом плане это позволит найти нижнюю оценку суммарного числа КА в расширенном классе «цепочек».

«Асимметричные цепочки» также рассчитывались в двух вариантах: синхронизированные и несинхронизированные (табл. 1). Для первых синхронизация осуществлялась в случае, если две соседние плоскости имели одинаковое количество КА (за исключением первой и последней плоскостей), при этом проверялись всевозможные распределения спутников между плоскостями при заданном их суммарном числе.

Таблица 1

Примеры построения систем по принципу «цепочек»

Размер зоны обзора, градус	Суммарное число КА в системе (число плоскостей × число КА в плоскости)			
	Асим. несинхр.	Асим. синхр.	Сим. несинхр.	Сим. синхр.
22	$67=1 \times 12 + 5 \times 11$	$58=4 \times 10 + 2 \times 9$	$70=5 \times 14$	$60=5 \times 12$
25	$52=2 \times 11 + 3 \times 10$	$45=5 \times 9$	$54=6 \times 9$	$45=5 \times 9$
28	$42=2 \times 9 + 3 \times 8$	$35=5 \times 7$	$44=4 \times 11$	$35=5 \times 7$

Таким образом, уменьшение суммарного числа КА в «асимметричных цепочках» по сравнению с «симметричными цепочками» невелико и достигает 2-3 КА.

Анализ некоторых оптимальных систем глобального непрерывного обзора поверхности Земли на полярных орбитах, построенных по принципу «цепочек» с синхронизацией взаимного положения КА в соседних плоскостях, показал лучшие результаты при меньшем числе КА в системе. Так, синхронизация взаимного положения КА в соседних плоскостях позволяет, как это видно из результатов расчета систем КА, приведенных в табл. 2, существенно уменьшить число КА в системе для малых зон обзора. Однако следует иметь в виду, что в системах, построенных по принципу «цепочек» с использованием синхронизации, потребуется поддерживать относительное положение КА во всей системе, а в системах, построенных по принципу «цепочек» без синхронизации, – только в плоскости.

Таблица 2

Оптимальные структуры систем глобального непрерывного обзора

Фз[град]	20	25	30	35	40	45	50	55
без синхронизации								
<i>N</i>	84	54	36	28	21	18	15	12
<i>m</i>	6(7)	6	4	4	3	3	3	2(3)
<i>n</i>	14(12)	9	9	7	7	6	5	6(4)
с синхронизацией								
<i>N</i>	66	45	32	24	18	15	12	10
<i>m</i>	6	5	4	3(4)	3	3	3	2
<i>n</i>	11	9	8	8(6)	6	5	4	5

При решении ряда практических задач возникает необходимость в высокой периодичности наблюдения поверхности Земли. Формально, такая задача может быть решена с использованием систем периодического обзора, например с помощью изомаршрутных систем КА. Вместе с тем результаты показали существенный рост числа КА и нерациональность решения данной задачи в данном классе построения [1, 5].

Указанный анализ проводился на примере изомаршрутных систем КА при максимально предельной зоне обзора и для случая оптимального наклона [6, 7]. Примеры вариантов орбитальных структур и их характеристики представлены в табл. 3 и на рис. 1.

Таблица 3

Характеристики обзора системой КА периодического обзора

N , количество КА в системе	Ширина полосы обзора, град	Периодичность наблюдения локального района, мин
12	30.05	57.41
13	32.05	51.84
14	34.06	47.00
15	36.06	42.73
16	38.07	38.98
17	40.07	35.54
18	42.07	32.41
19	44.07	29.58
20	44.07	27.57
21	44.07	24.34
26	44.07	20.89
35	44.07	15.34
52	44.07	9.28
104	44.07	5.26

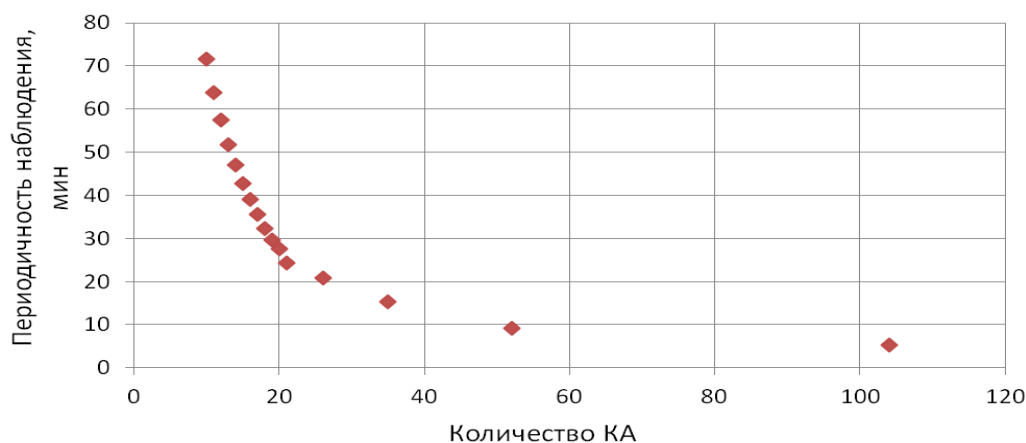


Рис. 1. Зависимость количества КА в системе от периодичности обзора заданной поверхности Земли

Таким образом, возможно решение задачи периодического обзора с высокими требованиями в классе систем глобального обзора, при котором орбитальное построение не меняется, зона обзора уменьшается. Предлагаемый подход основан на проверке условия попадания в зону обзора произвольной точки на поверхности Земли, т. е.

$$\varphi_3 \leq \varphi_j,$$

где φ_3 – геоцентральный угол зоны обзора;

φ_j – угловое расстояние от j -той подспутниковой точки до точки на поверхности Земли, определяемой геоцентрическими координатами ψ_0, λ_0 . При этом

$$\cos \varphi_j = \sin \psi_j \sin \psi_0 + \cos \psi_j \cos \lambda_{вj} \cos \psi_0 \cos \lambda_0 + \cos \psi_j \sin \lambda_{вj} \cos \psi_0 \sin \lambda_0.$$

Здесь λ_{ej} – долгота подспутниковой точки с учетом вращения Земли, рассчитываемая по формуле

$$\lambda_{ej} = \lambda_j - \omega_3 \Delta t;$$

ω_3 – угловая скорость вращения Земли;

Δt – шаг по времени движения КА.

Относительная наблюдаемая площадь всей поверхности Земли представляет собой геометрическую вероятность, показывающую процент площади, непрерывно наблюдаемой системой КА.

Полученные результаты позволили сделать предварительные выводы о возможности использования орбитальных структур непрерывного обзора для построения систем КА с малыми разрывами в наблюдении. Анализ проводился на основе систем глобального обзора, которые обладают строгой симметрией. При уменьшении зон обзора образовывались «пространственно-временные окна» в обзоре, но ключевым моментом является их несимметричное расположение в пространстве и немонотонно изменяющиеся временные показатели. Так, например, для структуры ГЛОНАСС ($N=24, k=8, l=1, i=64,8^\circ, \varphi_3=68^\circ$) результаты представлены на рис. 2, 3, 5.

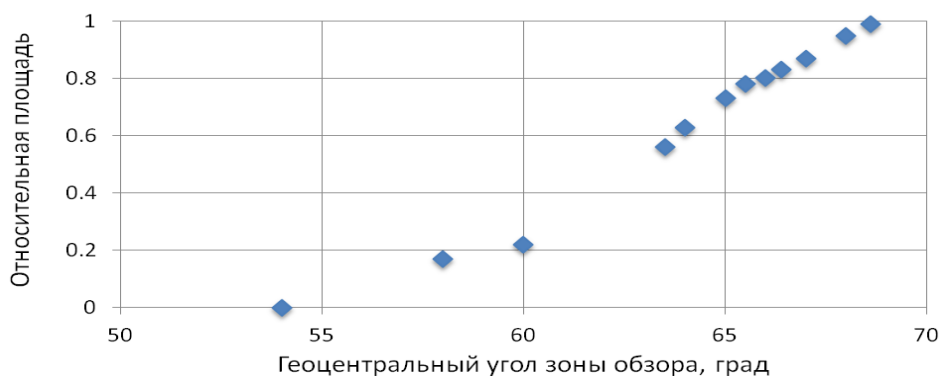


Рис. 2. Зависимость относительной площади от геоцентрального угла зоны обзора

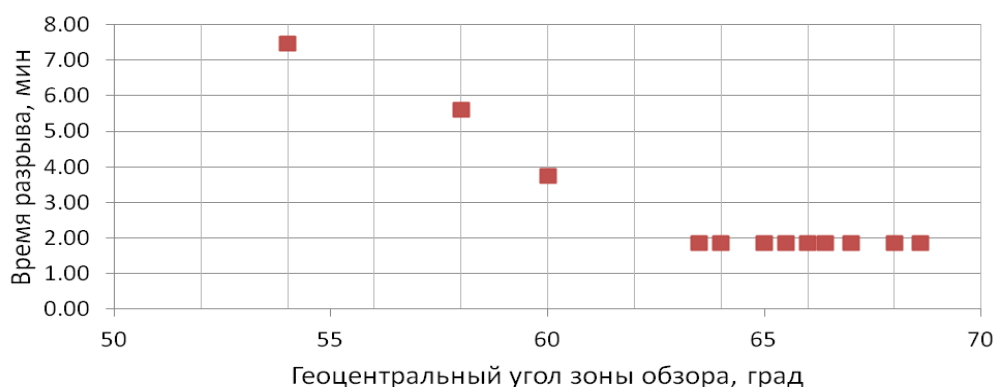


Рис. 3. Зависимость времени разрыва от геоцентрального угла зоны обзора

Отечественная СРНС ГЛОНАСС строилась как кинематическая правильная система с параметрами $N=24, k=8, l=7$ на круговых орбитах с наклоном $i \approx 64^\circ$. Орбиты квазисинхронные $\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} = \frac{17}{8}$. Система имеет три плоскости, разнесенные на 120° по восходящему углу по восьми КА в плоскости, сдвинутых относительно КА соседней плоскости на 15° (рис. 4).

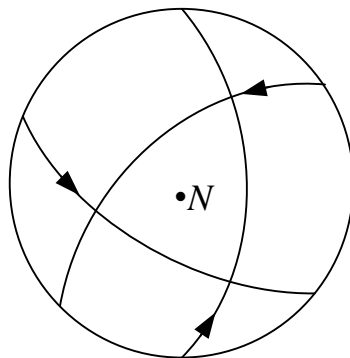


Рис. 4. Расположение плоскостей орбит в системе ГЛОНАСС

В дальнейшем в каждую плоскость предполагалось выводить дополнительный КА.

На рис. 5. Представлена зависимость периодичности наблюдения от широты, когда происходит окончательный переход от непрерывного обзора к периодическому.

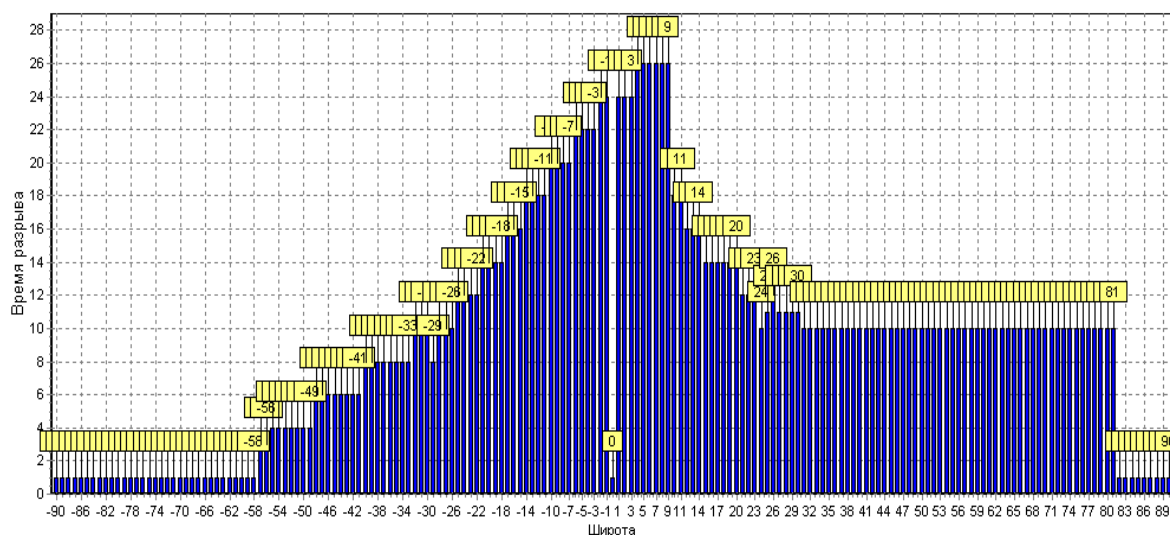


Рис. 5. Зависимость разрыва в наблюдении всей поверхности Земли от широты

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе вышеизложенного можно сделать следующие выводы.

1. Существует ряд задач обзора поверхности Земли с высокими требованиями по периодичности наблюдения, так называемая задача «квасинепрерывного обзора», которая не может быть решена известными в настоящее время орбитальными структурами с оптимальными характеристиками.

2. Задача оптимизации орбитальных структур, отвечающих требованиям обзора поверхности Земли с малыми разрывами в наблюдении относится к классу задач на условный экстремум с большим числом параметров и ограничений. С учетом сложности задачи оптимизации возможные пути ее решения – это упрощение целевой функции и сужение числа свободных параметров.

3. Предполагаемое решение задачи периодического обзора с высокими временными требованиями – это использование орбитальных структур систем глобального обзора путем уменьшения зоны обзора до требуемых значений периодичности.

Список используемых источников

1. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем / Н. Ф. Аверкиев [и др.]. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 302 с.
2. *Баринов К. Н., Бурдаев М. Н., Мамон П. А.* Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1975. – 232 с.
3. *Разумный Ю. Н.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического обзора. – МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. – 184 с.
4. *Горбулин В. И.* Оптимизация орбитального построения глобальных космических систем наблюдения. – МО РФ, 2001. – 189 с.
5. *Власов С. А., Кульвиц А. В.* Построение баллистических структур орбитальных группировок КА обзора всей поверхности Земли с малыми разрывами в наблюдении // Актуальные проблемы защиты и безопасности: тр. Семнадцатой всероссийской научно-практической конференции 1–4 апреля 2014 г. РАРАН, Санкт-Петербург. – СПб.: НПО специальных материалов, 2014. – Т. 4: Вооружение и военная техника. – С. 423–426.
6. *Милованов В. И., Нестеренко О. П.* Метод синтеза оптимальных структур космических систем Землеобзора // Исследования Земли из космоса. – 1987. – № 5. – С. 99–103
7. *Можжаев Г. В.* Синтез орбитальных структур спутниковых систем: Теоретико-групповой подход. – М.: Машиностроение, 1989. – 303 с.

Н. С. Кононов;
А. В. Левандович,
кандидат технических наук

ОБОСНОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ

На современном этапе освоения космического пространства перспективным направлением является увеличение маневренных возможностей космических аппаратов. Рассмотрена возможность довыведения низкоорбитальных тяжелых космических аппаратов (КА) с опорной на целевую орбиту с помощью электроракетных двигательных установок, применение которых позволяет существенно снизить затраты рабочего тела.

Разработана методика обоснования параметров электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) для довыведения КА с опорной на целевую орбиту. С помощью разработанной методики обоснованы энергомассовые параметры ЭРДУ на примере задачи довыведения тяжелого КА дистанционного зондирования Земли. Выполнен сравнительный анализ затрат рабочего тела при довыведении КА с использованием штатной жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) и ЭРДУ.

Ключевые слова: двигательная установка малой тяги, космический аппарат, солнечная батарея, электроракетный двигатель, межорбитальный перелет.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время большинство тяжелых низкоорбитальных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) доводятся с опорной на целевую орбиту с помощью жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ). В процессе довыведения КА на целевую орбиту расходуется существенный запас компонентов ракетного топлива, а следовательно, снижаются маневренные возможности КА. При этом жидкостные ракетные двигательные установки (ЖРДУ) способны обеспечить КА высокие значения тяговооруженности, а значит, и высокую оперативность выведения. Однако они обладают низкой экономичностью, характеризуемой удельным импульсом.

На настоящем этапе развития систем управления движением КА сложилась ситуация, когда возможности по совершенствованию ЖРДУ практически полностью исчерпаны и ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик. Для ЖРДУ предельные значения удельного импульса составляют $5 \cdot 10^3$ м/с.

Для увеличения маневренных возможностей КА, характеризующихся запасом характеристической скорости, необходимо снизить затраты рабочего тела при решении задачи довыведения с опорной на целевую орбиту. У ракето-носителей существует определенный запас по массе выводимого полезного груза, который можно использовать для размещения дополнительной ЭРДУ в составе КА.

Величина удельного импульса современных электроракетных двигателей, составляющих основу тягового модуля ЭРДУ, может достигать до 70000 м/с. По сравнению с ЖРДУ существенный вклад в массу ЭРДУ вносят системы электроснабжения (СЭС). Тяжелые КА ДЗЗ обладают достаточно развитой бортовой энергетикой, поэтому для работы ЭРДУ на этапе выведения целесообразно рассмотреть возможность применения штатных элементов СЭС космического аппарата.

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ

Необходимо произвести декомпозицию ЭРДУ на следующие основные элементы:

- тяговый модуль, основу которого составляют ЭРД;
- систему электроснабжения ЭРДУ;
- систему хранения и подачи рабочего тела (СХП);
- конструкцию ЭРДУ;
- рабочее тело ЭРДУ.

С учетом вышесказанного целесообразно произвести декомпозицию ДУ на составные элементы. При этом выражение для массы ЭРДУ можно представить следующим образом:

$$M_{\text{ЭРДУ}} = M_{\text{ЭРД}} + M_{\text{СЭС}} + M_{\text{СХП}} + M_{\text{к}} + M_{\text{РТ}}, \quad (1)$$

где $M_{\text{ЭРД}}$ – масса электроракетных двигателей (ЭРД);

$M_{\text{СЭС}}$ – масса СЭС;

$M_{\text{СХП}}$ – масса системы хранения и подачи;

$M_{\text{к}}$ – масса элементов конструкции ЭРДУ;

$M_{\text{РТ}}$ – масса рабочего тела (ксенона).

В качестве первичного источника электрической энергии предполагается использовать штатные солнечные батареи (СБ) КА. В качестве вторичного источника электрической энергии используются аккумуляторные батареи, обеспечивающие работу ЭРДУ и бортовых обеспечивающих систем КА на теневом участке орбиты КА, а также повышение уровня выходной мощности системы электропитания КА до требуемого максимального значения, подключаясь в бортовую электрическую сеть параллельно с солнечными батареями.

Для определения массы тягового модуля необходимо сформировать график энергопотребления бортового оборудования КА с учетом алгоритма работы дополнительной ЭРДУ на этапе довыведения на целевую орбиту. Реальная зависимость потребляемой мощности бортового оборудования КА от времени имеет сложную форму. Для расчета энергомассовых параметров ЭРДУ указанную зависимость упрощают. На рис. 1 представлен типовой график энергопотребления бортового оборудования за период обращения КА вокруг Земли.

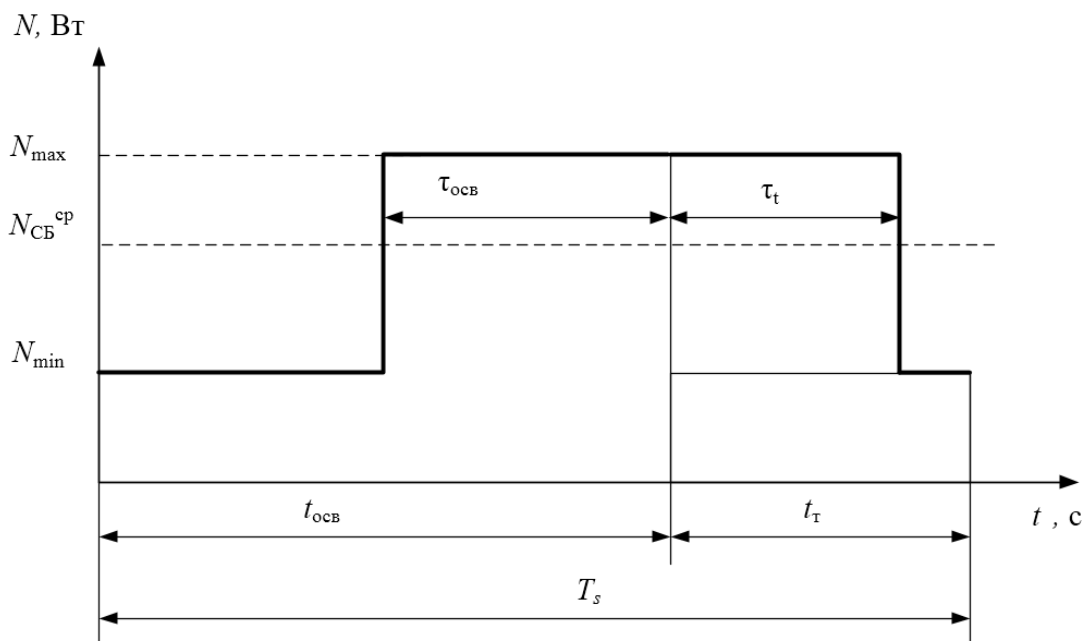


Рис. 1. Типовой график энергопотребления КА на этапе довыведения

На рис. 1 введены следующие обозначения: N_{\max} – потребляемая пиковая мощность бортового оборудования КА; $N_{\text{СБ}}$ – средняя мощность СБ на витке; N_{\min} – потребляемая минимальная мощность бортового оборудования КА; $\tau_{\text{осв}}$ – время работы ЭРДУ на освещенном участке орбиты; $\tau_{\text{т}}$ – время работы ЭРДУ на теневом участке орбиты; $t_{\text{осв}}$ – продолжительность освещенного участка орбиты; $t_{\text{т}}$ – продолжительность теневого участка орбиты; T_s – период обращения КА вокруг Земли.

Уравнения заряда и разряда аккумуляторных батарей для представленного графика энергопотребления записываются следующим образом:

$$E_{\text{зар}} = [(N_{\text{СБ}} - N_{\min})(t_{\text{осв}} - \tau_{\text{осв}})]\eta_{\text{АБ}}, \quad (2)$$

$$E_{\text{раз}} = N_{\min}t_{\text{т}} + (N_{\max} - N_{\text{СБ}})\tau_{\text{осв}} + (N_{\max} - N_{\min})\tau_{\text{т}}. \quad (3)$$

Электрическая мощность, потребляемая ЭРДУ, на графике энергопотребления определяется разницей между максимальным и минимальным значениями потребляемой мощности бортового оборудования. Из условия равенства энергии заряда и разряда аккумуляторных батарей количество ЭРД в составе двигательной установки в зависимости от мощности единичного ракетного двигателя определяется следующим образом:

$$n_{\text{Эрд}} = \frac{(N_{\text{СБ}} - N_{\min})(t_{\text{осв}} - \tau_{\text{осв}})\eta_{\text{АБ}} + N_{\text{СБ}}\tau_{\text{осв}} - N_{\min}(t_{\text{т}} + \tau_{\text{осв}})}{N_{\text{Эрд}}(\tau_{\text{осв}} + \tau_{\text{т}})}, \quad (4)$$

где $N_{\text{Эрд}}$ – потребляемая мощность одним ЭРД.

При определении расчетной мощности СБ принимают среднее за виток значение угла освещенности СБ. Генерируемая мощность СБ определяется по следующему выражению:

$$N_{\text{СБ}}^{\text{ср}} = q_S S_{\text{СБ}} \eta_{\text{ФЭП}} k_{\text{зап}} \exp(-k_d T_{\text{САС}}) \psi_{\text{СБ}}^{\text{ср}}, \quad (5)$$

где q_S – солнечная постоянная на орбитах Земли, $q_S = 1396 \text{ Вт/м}^2$;
 $\eta_{\text{ФЭП}}$ – КПД фотоэлектрических преобразователей;
 $k_{\text{зап}}$ – коэффициент заполнения площади БС, $k_{\text{зап}} = 0,85 \div 0,95$;
 k_d – коэффициент деградации ФЭП, $k_d = 0,06 \div 0,1$;
 $T_{\text{САС}}$ – срок активного существования;
 $\psi_{\text{СБ}}^{\text{ср}}$ – средний косинус угла освещенности панелей СБ.

В составе штатной СЭС КА имеются аккумуляторные батареи. Однако их энергии может не хватить для работы ЭРДУ на этапе выведения КА. Требуемая энергия аккумуляторных батарей для работы ЭРДУ на этапе выведения КА с учетом (3) составит

$$E_{\text{АБ}} = [N_{\min}t_{\text{т}} + (N_{\max} - N_{\text{СБ}})\tau_{\text{осв}} + (N_{\max} - N_{\min})\tau_{\text{т}}]k_{\text{рез}}, \quad (6)$$

СПУ предназначена для преобразования параметров электрической энергии, вырабатываемой источниками электрической энергии. Масса СПУ определяется удельной массой и потребляемой электрической мощностью ЭРД:

$$M_{\text{СПУ}} = \gamma_{\text{СПУ}} N_{\text{Эрд}} \quad (7)$$

Под конструкцией ЭРДУ понимают элементы, объединяющие перечисленные выше агрегаты и системы в единое целое и обеспечивающие передачу тяги от двигательной установки к КА.

Масса элементов конструкции ЖРДУ пропорциональна сумме масс элементов ЖРДУ:

$$M_{\text{к}} = k_{\text{к}}(M_{\text{Эрд}} + M_{\text{СЭС}} + M_{\text{СХП}} + M_{\text{РТ}}) \quad (8)$$

Для определения требуемой массы рабочего тела с целью выполнения рассматриваемой задачи необходимо определить потребный запас характеристической скорости, который складывается из затрат характеристической скорости на активных участках полета и затрат на компенсацию силы аэродинамического сопротивления на протяжении межорбитального перелета.

Расчет затрат характеристической скорости на активных участках полета с помощью двигательной установки малой тяги представляет собой достаточно трудоемкую задачу и основан на численном интегрировании дифференциальных уравнений движения КА. Однако для

проведения оценочных расчетов при выведении КА на низкие орбиты можно воспользоваться следующей аналитической зависимостью [2]:

$$\Delta V_{\text{хар}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_o}} \sqrt{1 - 2 \frac{\cos \frac{\pi \Delta i}{2}}{\sqrt{\frac{r_{\text{ц}}}{r_o}}} + \frac{r_o}{r_{\text{ц}}}}, \quad (9)$$

где μ – гравитационный параметр Земли ($\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$);
 r_o – радиус опорной орбиты;
 $r_{\text{ц}}$ – радиус целевой орбиты;
 Δi – угол некомпланарности между опорной и целевой орбитами.

Масса рабочего тела, соответствующая затратам характеристической скорости на активных участках полета, определяется по формуле Циолковского:

$$M_{\text{РТ}}^{\Delta V_{\text{хар}}} = M_{\text{КА}_0} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{хар}}}{I_{\text{уд}}}}\right), \quad (10)$$

Помимо этого, ЭРДУ КА должна компенсировать силу аэродинамического сопротивления на протяжении межорбитального перелета. Сила аэродинамического сопротивления определяется по формуле

$$F_{\text{сопр}} = C_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (11)$$

где C_x – коэффициент лобового сопротивления;
 ρ – плотность атмосферы на высоте полета КА [3];
 V – скорость КА;
 S – площадь миделя.

Скорость КА на круговой орбите определяется выражением

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + H}}, \quad (12)$$

где R_3 – радиус Земли;
 H – высота орбиты КА.

Для компенсации аэродинамического сопротивления суммарный импульс тяги должен быть равен суммарному импульсу силы аэродинамического сопротивления за всё время межорбитального перелета КА:

$$I_{\Sigma} = P_{\text{ЭРДУ}} t_{\text{ЭРДУ}} = F_{\text{сопр}} t_{\text{перел}}, \quad (13)$$

где $P_{\text{ЭРДУ}}$ – тяга ЭРДУ;
 $t_{\text{ЭРДУ}}$ – общая продолжительность включения ЭРДУ.

Тогда масса рабочего тела для компенсации силы аэродинамического сопротивления за всё время межорбитального перелета КА составит

$$M_{\text{РТ}}^{F_{\text{сопр}}} = \frac{F_{\text{сопр}} t_{\text{перел}}}{I_{\text{уд}}}. \quad (14)$$

Время межорбитального перелета зависит от количества витков обращения КА вокруг Земли:

$$t_{\text{перел}} = n_{\text{вит}} T_S. \quad (15)$$

Количество витков межорбитального перелета определяется общей продолжительностью работы двигательной установки КА:

$$n_{\text{вит}} = \frac{t_{\text{ДВ}}}{\tau_{\text{осв}} + \tau_{\text{т}}}. \quad (16)$$

Требуемая продолжительность работы двигательной установки на активном участке полета КА зависит от затрат характеристической скорости на активных участках полета [2]:

$$t_{\text{дв}} = \frac{I_{\text{уд}}}{a_o} \left[1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{хар}}}{I_{\text{уд}}}} \right], \quad (17)$$

где $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс ЭРДУ;

a_o – ускорение КА от тяги ЭРДУ в начале межорбитального перелета.

В итоге необходимый запас рабочего тела для межорбитального перелета составит

$$M_{\text{РТ}}^{\Sigma} = M_{\text{РТ}}^{F_{\text{сопр}}} + M_{\text{РТ}}^{\Delta V_{\text{хар}}}. \quad (18)$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЭРДУ

С помощью разработанной методики проведено исследование параметров ЭРДУ на основе различных типов СПД, характеристики которых представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные характеристики современных стационарных плазменных двигателей [4]

Параметры	СПД-50	SPT-140	СПД-70	СПД-100	СПД-140
Тяга, мН	20	290	40	83	300
Потребляемая мощность, кВт	0.35	4.5	0.6	1.35	7

В качестве прототипа рассмотрен тяжелый низкоорбитальный КА ДЗЗ Ресурс-П. Для исследования использованы характеристики штатной СЭС КА, представленные в табл. 2. Предполагается, что помимо штатной ЖРДУ в составе КА ДЗЗ дополнительно использована ЭРДУ. В качестве источника электрической энергии для работы ЭРДУ на освещенном участке орбиты рассмотрены штатные панели солнечных батарей КА. С учетом вырабатываемой электрической мощности солнечных батарей требуется определить максимально возможную энергию аккумуляторных батарей, необходимую для работы ЭРДУ на теневом участке орбиты, и повышение уровня выходной мощности системы электропитания КА до требуемого максимального значения в соответствии с графиком энергопотребления.

Таблица 2

Исходные данные

Наименование	Значение
Площадь СБ $S_{\text{СБ}}$	37 м ²
Тип фотоэлектрического преобразователя (ФЭП)	GaAs
КПД ФЭП – $\eta_{\text{ФЭП}}$	0,3
Коэффициент заполнения СБ – $k_{\text{зап}}$	0,8
Коэффициент деградации СБ – $k_{\text{д}}$	0
Коэффициент резервирования АКБ – $k_{\text{рез}}$	2
Удельная масса СБ – $\gamma_{\text{СБ}}$	2 кг/Вт
Средний косинус угла освещенности – $\psi_{\text{ср}}$	0,67
Мощность в дежурном режиме – N_{min}	1370 Вт
Мощность СБ – $N_{\text{СБ}}$	8306 Вт
тип АКБ	Литий-ионные
КПД АБ – $\eta_{\text{АБ}}$	0,95
Масса одной АБ – $m_{\text{АБ0}}$	6,8 кг
Опорная орбита – h	200000 м
Целевая орбита – H	475000 м
Начальная масса КА – $M_{\text{КА0}}$	5900 кг
Время работы ЭРД на теневом участке полета – $\tau_{\text{т}}$	2184 с

С учетом существующих летных образцов ЭРД на рис. 2 представлены зависимости количества стационарных плазменных двигателей от времени работы ЭРДУ с учетом ограничений на параметры СЭС.

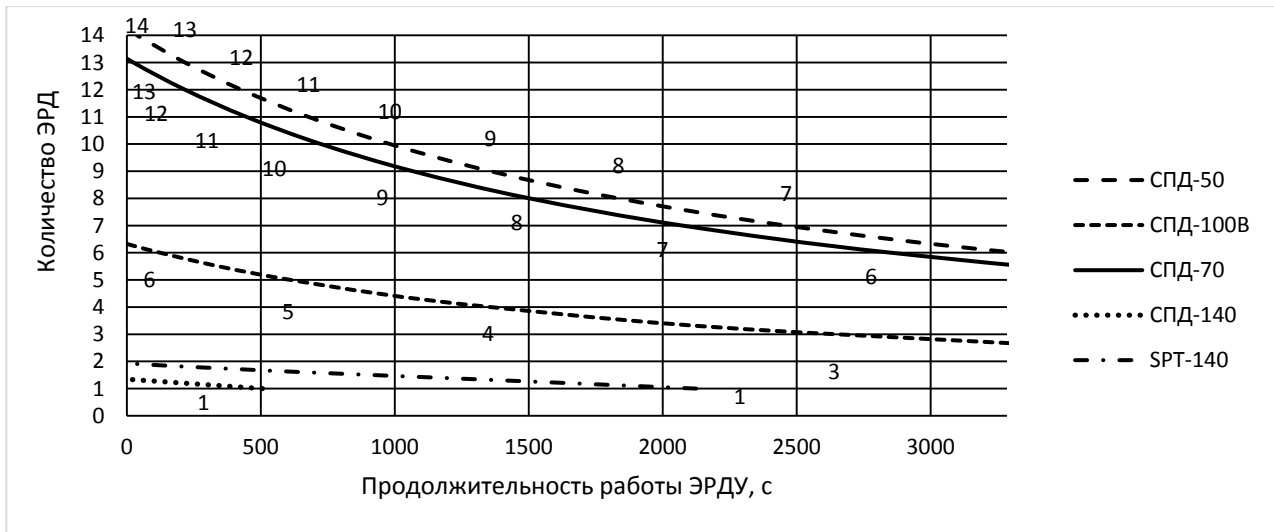


Рис. 2. Зависимость требуемого количества ЭРД от максимальной продолжительности работы двигательной установки

Результаты исследований энергомассовых параметров ЭРДУ, необходимой для решения задачи довыведения КА на целевую орбиту, приведены в табл. 3.

Таблица 3

Энергомассовые параметры ЭРДУ

Наименование характеристик	Значения по вариантам					ЖРДУ
	ЭРДУ					
	СПД-50	СПД-70	СПД-100	СПД-140	SPT-140	
Количество ЭРД	7–14	6–13	3–6	1	1	–
Время работы ЭРД на освещенном участке полета $\tau_{осв}$, с	36–2460	24–2852	123–2648	505	2124	–
Масса СБ $m_{СБ}$, кг	74					
Масса АКБ $m_{АКБ}$, кг	41–143,5	20,5–143,5	27,3–136,67	123	54,7	41
Кол-во АКБ	6–21	3–21	4–20	18	8	6
Масса СЭС $m_{СЭС}$, кг	115–217,5	94,5–217,5	101,3–210,67	197	128,7	115
Затраты рабочего тела на активных участках полета $M_{РТ}^{\Delta V_{хар}}$, кг	53,07	63,9	58	46,4	52,4	302,7
Затраты рабочего тела на преодоление аэродинамической силы $M_{РТ}^{F_{сопр}}$, кг	53,6–56	34,8–36,6	31,7–33,15	37,8	27,6	0,012
Суммарные затраты рабочего тела $M_{РТ}^{\Sigma}$, кг	106,67–109,07	98,7–100,5	89,7–91,15	84,27	80	302,7
Время межорбитального перелета $t_{перелета}$	90–94 сут.	48,3–50,86 сут.	48,6–50,8 сут.	72,5 сут.	46,8 сут.	45 мин

Результаты исследования показывают, что применение ЭРДУ для решения задачи довыведения КА на целевую орбиту позволяет существенно снизить затраты КРТ. В результате возрастают маневренные возможности КА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящей статье предложен подход обоснования энергомассовых параметров ЭРДУ для довыведения КА с опорной на целевую орбиту и получены следующие результаты:

- сформулирована математическая постановка задачи обоснования параметров ЭРДУ для низкоорбитальных КА ДЗЗ. Основным параметром необходимо считать суммарную массу двигательной установки;
- обоснованы энергомассовые параметры ЭРДУ для довыведения КА на целевую орбиту;
- проведен сравнительный анализ энергомассовых параметров ЭРДУ и штатной ЖРДУ для довыведения на целевую орбиту на примере низкоорбитального тяжелого КА ДЗЗ.

Список используемых источников

1. Двигательные установки космических летательных аппаратов: в 2 ч.: учеб. пособие / В. В. Синявский [и др.]; под ред. проф. В. В. Синявского. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – Ч. 2: Электроракетные двигатели и двигательные установки на их основе. – 131 с.
2. Ермолаев В. И., Чилин Ю. Н., Наркевич Н. Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов. – СПб.: Типография ФГУП ЦКБ «Рубин», 2003. – 585 с.
3. ГОСТ 4431-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Стандартинформ, 2010. – 27 с.
4. Стационарные плазменные двигатели ОКБ Факел. – 2021. – URL: <http://www.fakel-russia.com/produksiya> (дата обращения: 20.01.2022).

Р. М. Крамаренко*,
В. В. Онуфриев*,
доктор технических наук;
П. Д. Черникова

*МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва.

РАСЧЕТ НАПРЯЖЕННОСТИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПОЛЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПЛАЗМЫ АММИАКА

К числу важнейших задач в современных запусках космических аппаратов относится разработка эффективных и одновременно экономичных двигателей. Но существует ряд проблем, связанных с электризацией стенок конструкции двигателей вследствие наличия заряженных частиц в потоке рабочего тела. Главная причина этого явления – образование положительного объемного заряда в ядре потока, а, следовательно, и разности потенциалов между стенками двигателя и непосредственно положительным столбом. Эти процессы приводят к накоплению потенциала на корпусе изолированного двигателя и его влиянию на остальные агрегаты космического аппарата. Изучение этих проблем и определение механизмов их устранения и является частью исследований, представленных авторами данной работы, которая посвящена расчету и оценке напряженности электрического поля в положительном столбе плазмы сверхзвукового потока аммиака.

Ключевые слова: электрическое поле, сверхзвуковой поток, аммиак, сопло, модель расчета напряженности.

ВВЕДЕНИЕ

Преобразование химической энергии в тепловую в каналах реактивных и ракетных двигателей происходит посредством горения топлива и характеризуется первичной генерацией заряженных компонент (ионов и электронов) и экзотермическими реакциями рекомбинации, протекающими преимущественно за фронтом пламени. Продукты сгорания топлива находятся в камере сгорания (КС) при высоких давлениях (более 20 МПа) и температурах (более 3500 К), характерных для жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и могут рассматриваться как квазинейтральная плазма. Аналогичные процессы протекают и в электротермическом двигателе (ЭТД) и электродуговом двигателе (ЭДД). При этом для плазмы характерны зоны с распределением заряженных компонент (ионов и электронов) с преобладающим механизмом амбиполярной диффузии над тепловым [1].

Такое разделение зарядов разных знаков обеспечивается самосогласованным электрическим полем, напряженность которого достигает значений 1400 В/м и может обеспечивать скорость образования заряженных частиц одного знака до $v_{\text{ген}} \approx 1,1 \times 10^{-4}$ Кл/(см³·с) во фронте горения метановоздушной смеси согласно [2]. Существенные отличия в теоретических концентрациях заряженных компонент, полученных по данным термодинамического равновесного расчета и результатов экспериментов, проводимых с помощью электростатических зондов [3, 4], заключаются в необходимости учета диффузионных потоков ионов и электронов в плазме продуктов сгорания для характерных областей КС ЖРД и продуктов частично ионизированной плазмы в ЭДД и ЭТД. Напряженность собственного электрического поля плазмы может быть зарегистрирована специальными датчиками [5].

Моделирование собственного электрического поля в прифронтной области горения в КС ЖРД и в камере и сопле ЭДД необходимо для определения механизмов электризации металлов (последние могут образовываться в потоке в результате начала разрушения стенки камеры вследствие тепловой эрозии), что положено в основу создания бесконтактных методов технической диагностики.

МОДЕЛЬ РАСЧЕТА НАПРЯЖЕННОСТИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПОЛЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ЧАСТИЧНО ИОНИЗОВАННОГО ГАЗА

Анализ проводился на основе теории расчета адиабатического расширяющегося потока аммиака. Для простоты было введено квазиодномерное приближение магнитной газовой динамики [6]. Кроме того, рассматривался случай, когда плотность электронного тока на стенку сопла двигателя равна нулю.

Рассмотрено истечение аммиака в коническом сопле электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла (ЭДПТ) [7], что позволяет поднять температуру и давление в камере и, как следствие, скорость истечения рабочего тела из сопла. Это позволяет повысить тяговую эффективность двигателя.

На *первом этапе* расчетов были найдены температура торможения потока, скорость и температура потока в критическом сечении сопла. Температура торможения была определена из следствия уравнения Бернулли по заданным значениям мощности и массового расхода рабочего вещества:

$$\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_{\text{торм}} = \frac{N}{\dot{m}}, \quad (1)$$

где γ – показатель изоэнтропической адиабаты;
 R – индивидуальная газовая постоянная, Дж \times кг $^{-1}\times$ К $^{-1}$;
 $T_{\text{торм}}$ – температура торможения, К;
 N – мощность, Вт;
 \dot{m} – расход рабочего вещества, кг \times с $^{-1}$.

Скорость потока в критическом сечении равна скорости звука. По известной из газодинамики зависимости была определена температура потока в критическом сечении.

Скорость истечения рабочего тела – по следующей зависимости [7]:

$$u = \sqrt{\left[\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_1 + \frac{N}{\dot{m}}\right] \times \left(1 - \pi^{\frac{-(\gamma-1)}{\gamma}}\right)}, \quad (2)$$

где T_1 – начальная температура, К;
 π – степень расширения сопла.

Температура потока частично ионизованного рабочего тела в закритической части сопла определялась из соотношения

$$T_h = \frac{u^2}{2c_p\left(\pi^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}} - 1\right)}. \quad (3)$$

Температура электронов принималась постоянной (исходя из времени пребывания электронов в сопле).

На *втором этапе* проводился термодинамический расчет состава частично ионизованной плазмы рабочего тела в выбранных сечениях закритической части сопла (определение концентраций частиц всех видов). По уравнению состояния идеального газа было найдено распределение давления по длине сопла. Далее рассчитывалась концентрация атомов в каждом сечении сопла. Для нахождения концентраций преобладающих ионов и атомов в каждом сечении использовалась программа «TERRA», предназначенная для произвольных систем с химическими и фазовыми превращениями [9]. В качестве исходных параметров задавались давление и температура потока в сечениях. По степеням расширения сопла для каждой коор-

динаты с помощью программы «TERRA» рассчитывались вышеуказанные параметры потока.

Концентрация электронов также находилась по программе «TERRA».

Для расчета частот столкновений электронов с ионами была использована следующая формула [6]:

$$v_{ei} = n_i \frac{4\sqrt{2}\pi}{3} \left(\frac{e^2}{4\pi\epsilon_0 m_e} \right)^2 \left(\frac{m_e}{kT_e} \right)^{3/2} \ln\Lambda, \quad (4)$$

где n_i – концентрация ионов, м^{-3} ;
 ϵ_0 – диэлектрическая постоянная, $\text{Ф}\times\text{м}^{-1}$;
 $\ln\Lambda$ – кулоновский логарифм.

При этом $\pi = 3,14$.

Для расчета напряженности электрического поля в потоке частично ионизованной плазмы использовалось уравнение энергии электронов [6]:

$$\frac{1}{A} \frac{d}{dx} \left[n_e u A \left(\frac{5}{2} kT_e + \epsilon_i \right) \right] = -en_e u E + n_e \frac{3}{2} k(T_h - T_e) \left(2 \frac{m_e}{m_h} \right)_{\text{cp}} \sum \overline{v_{eh}} - \dot{R}, \quad (5)$$

где A – площадь поперечного сечения сопла, м^2 ;
 x – координата по длине сопла, м ;
 n_e – концентрация электронов, м^{-3} ;
 u – скорость истечения рабочего тела, м/с ;
 k – постоянная Больцмана, Дж/К ;
 ϵ_i – энергия ионизации рабочего вещества, Дж ;
 e – заряд электрона, Кл ;
 E – напряженность электрического поля, В/м ;
 T_h – температура потока, К ;
 m_e, m_h – масса электрона и тяжелой частицы соответственно, кг ;
 v_{eh} – частота столкновений электрона с тяжелой частицей, с^{-1} ;
 \dot{R} – локальная скорость потери энергии на излучение, отнесенная к единице объема, $\text{Вт}\times\text{м}^{-3}$.

В данном уравнении учитывались потери энергии электронов при столкновениях с преобладающими тяжелыми частицами. Было введено предположение, что в потоке не происходит процесс ионизации атомов. Также считалось, что происходят столкновения с передачей импульса. Теряемая электроном при столкновении с частицей энергия определялась при допущении, что отношение диффузионной скорости к тепловой очень мало. Учитывались и потери на излучении. Принято предположение, что электронным потоком тепла в этих условиях можно пренебречь.

Для увеличения точности расчета напряженности электрического поля в сверхзвуковом потоке аммиака данные, полученные в программе «TERRA» по концентрации электронов, были аппроксимированы степенной функцией. При этом коэффициент детерминации получился равным 0,96.

Параметр тепловой мощности, введенной в поток, и геометрия закритической части сопла приведены ниже в табл. 1.

На рис. 1 показаны распределения концентраций заряженных частиц (рис. 1,а) и нейтралов (рис. 1,б) в потоке по длине сопла.

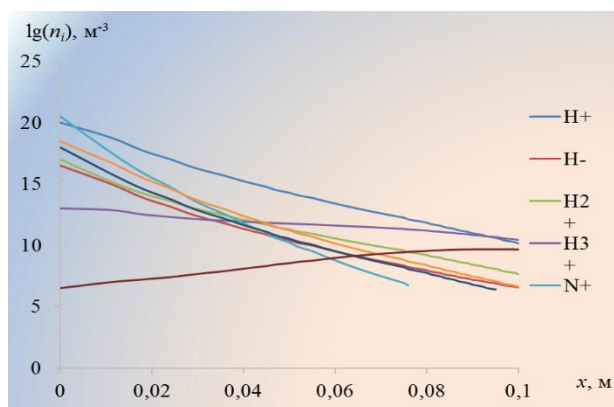
В работе на основе соотношения (5) получено распределение напряженности электрического поля в сверхзвуковом потоке частично ионизованного аммиака по длине закритической части сопла. Построение графиков распределения проводилось в программе «Mathcad

15». На рис. 2 представлен график зависимости напряженности электрического поля от координаты закритической части сопла.

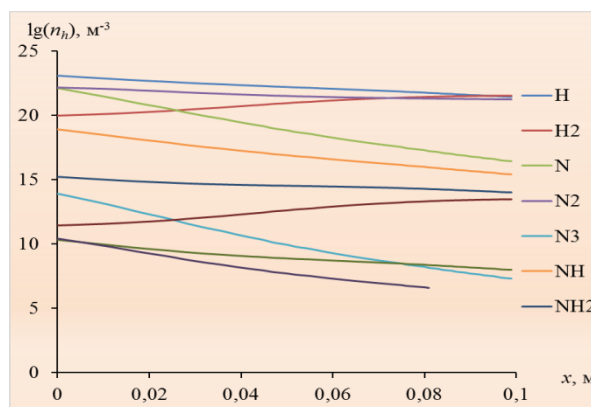
Таблица 1

Исходные параметры и геометрия сопла

Исходный параметр	Значение
Массовый расход, $\text{кг} \times \text{с}^{-1}$	10^{-5}
Мощность, Вт	500
Входное сечение, м^2	7×10^{-6}
Выходное сечение, м^2	$2,8 \times 10^{-3}$
Длина сопла, м	0,1
Начальная температура, К	1000
Форма закритической части сопла	Коническая



а)



б)

Рис. 1. Распределение концентрации ионов в потоке по длине сопла (а); распределение концентрации нейтралов в потоке по длине сопла (б)

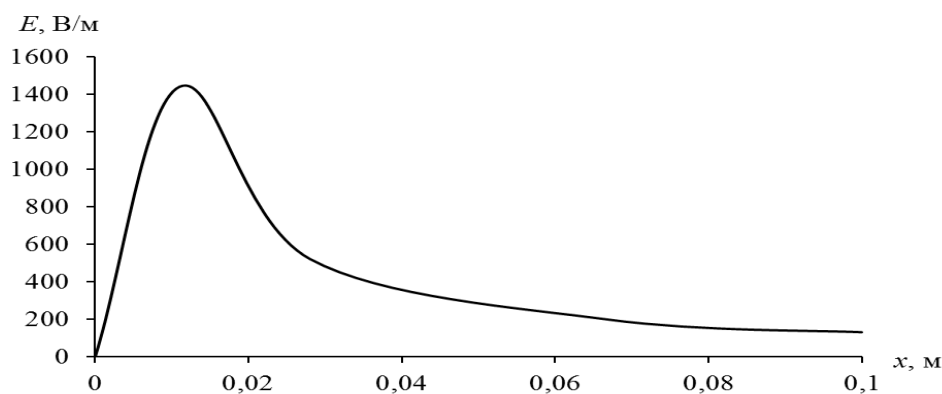


Рис. 2. Зависимость напряженности электрического поля от координаты

В табл. 2 представлены полученные выходные параметры потока.

Как видно из расчетного исследования, напряженность электрического поля в сверхзвуковом потоке частично ионизированной плазмы достигает в максимуме 1400 В/м на расстоянии 1,5–2 см от критического сечения, т. е. на длине сопла 100 мм возникает разность потенциа-

лов 30–40 В. Такой потенциал может оказывать существенное воздействие своим потенциалом на элементы конструкции КА, если он электрически изолирован.

Таблица 2

Выходные параметры

Выходной параметр	Значение
Скорость потока на срезе сопла, $\text{м} \times \text{с}^{-1}$	6000
Температура потока на срезе сопла, К	2530
Максимальная напряженность электрического поля в потоке частично ионизированной плазмы, $\text{В} \times \text{м}^{-1}$	1400

Исходя из полученных результатов, можно заключить, что необходимо регулировать длину закритической части с учетом формируемого потоком рабочего тела потенциала на корпусе двигателя. В современных ЭДД длина сопла – порядка 20 мм. Для данной длины закритической части сопла разность потенциалов на потоке ионизованного газа составляет порядка 20 В.

Основное падение потенциала сосредоточено в начальной области закритической части сопла на длине порядка 3 см, где сосредоточен объемный заряд ионов. По мере ускорения потока в сопле концентрация заряженных частиц резко снижается (на 6–8 порядков, согласно расчетам в пакете «TERRA»), что приводит к снижению величины напряженности электрического поля почти на порядок. Увеличение длины сопла позволяет увеличить скорость, но при этом растет и напряжение на потоке. Исходя из этого интересна следующая оптимизационная задача о необходимости увеличения длины сопла, чтобы получить еще большие скорости потока при слабо увеличивающемся напряжении.

Как известно, для увеличения удельного импульса необходимо повышать скорость истечения, которая, в свою очередь, зависит от рода рабочего тела и степени расширения газа в сопле. Результат данного исследования позволит предложить двигатель с большой скоростью истечения вместо привычных электронагревных и термokatалитических двигателей. Вместе с тем это сделает двигательные установки более экономичными вследствие относительно невысокой стоимости рабочего газа – аммиака.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложена модель расчета напряженности электрического поля в сверхзвуковом потоке частично ионизированной плазмы. Модель может быть использована для различных типов геометрий закритической части сопла и разных рабочих тел (применение программы «TERRA»).

На основе расчетов получено, что напряженность электрического поля в положительном объемном заряде достигает 1,4 кВ/м – это создает значительную разность потенциалов между изолированным двигателем и остальной конструкцией КА. Для оптимизации ЭДД и ЭДПТ необходимо провести более комплексное исследование энергетического баланса электронов.

Список используемых источников

1. Лоеб Л. Статическая электризация. – М.: Госэнергоиздат, 1963. – 406 с.
2. Головин Ю. М. Перспективы развития систем диагностики и аварийной защиты ЖРД // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. – 2002. – № 9. – С. 34.

3. Пинчук В. А. Двигательная электризация как явление, отображающее развитие зарядовой неустойчивости в среде продуктов сгорания при истечении // Журнал технической физики. – 1997. – Т. 67, № 8. – С. 21.
4. Ягодников Д. А. Исследование влияния внешнего электрического поля на характеристики теплообмена в камере сгорания с пористым трактом охлаждения // ТВТ. – 2001. – Т. 39, № 5. – С. 788.
5. Ягодников Д. А., Воронецкий А. В. Влияние внешнего электрического поля на особенности процессов воспламенения и горения // Физика горения и взрыва. – 1994. – Т. 30, № 3. – С. 3.
6. Митчнер М., Кругер Ч. Частично ионизованные газы. – М.: Мир, 1976. – 496 с.
7. Об энергетической эффективности электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла для малого космического аппарата / В. В. Онуфриев [и др.] // Известия Российской академии наук. Энергетика. – 2018. – № 5. – С. 92–100.
8. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: учебник для авиц. спец. вузов / А. П. Васильев [и др.]; под ред. В. М. Кудрявцева. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1993 – 383 с.
9. Трусов Б. Г. TERRA – моделирование фазовых и химических равновесий: метод. указания. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013. – 39 с.

С. С. Лихачева

БГТУ «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.

МАКРОМОДЕЛИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ГОРЛОВИНЫ СОПЕЛ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Выполнен анализ конструкций и параметров ракетных двигателей твердого топлива различного назначения, и составлена их классификация. Описан общий подход к тепловому проектированию двигателей выделенных групп. Представлен алгоритм разработки математической модели для расчета толщины теплозащитного покрытия в горловине сопла на примере двигателя средней мощности. Составлены рекомендации по выбору материала вкладыша и применению модели для проведения теплового расчета участка горловины сопла.

Ключевые слова: теплозащитное покрытие (ТЗП), тепловое проектирование, метод конечных элементов, аппроксимация, характерные параметры.

ВВЕДЕНИЕ

При проектировании новых и модернизации существующих образцов ракетно-космической техники на первом этапе решаются задачи по разработке конструктивных схем их основных элементов, оценке массогабаритных характеристик, целесообразности использования тех или иных материалов. Для решения этих задач обычно применяются приближенные макромодели анализа основных процессов и конструктивных решений. Точность проводимого исследования зависит от степени достоверности используемых макромоделей. Поэтому для начального этапа проектирования задача разработки упрощенных и адекватных макромоделей является чрезвычайно важной, так как она позволяет с меньшими затратами и большей надежностью принять оптимальные решения.

В данной работе ставится задача разработки макромоделей для расчета тепловой защиты горловины сопла ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), одного из основных элементов современных летательных аппаратов ракетно-космической техники.

ПОДХОД К ТЕПЛОВОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Ракетные двигатели твердого топлива отличаются широким многообразием вариантов конструкций. Среди всей номенклатуры можно выделить три большие группы РДТТ, выполняющих различные задачи в летательных аппаратах: двигатели большой мощности, двигатели средней мощности и импульсные двигатели.

Для двигателей большой мощности характерны высокие значения тяги (порядка нескольких МН). Примерами могут служить нижние ступени ракет-носителей и баллистических ракет дальнего действия. Время работы таких двигателей составляет порядка 40–200 с. Двигатели средней мощности отличаются широким диапазоном средних по времени тяг (90–270 КН). К данной категории относятся верхние ступени ракет различного назначения, вспомогательные двигатели космических аппаратов и разгонных блоков. Работают такие двигатели не более 20 с. Заряды обоих типов двигателей изготавливаются из высокоэнергетических смесевых топлив с металлическим горючим [1, 2]. Импульсные двигатели, выполняющие вспомогательные задачи, характеризуются малым временем работы до 1,5–2 с.

Элементы конструкции РДТТ работают в жестких тепловых условиях, характеризующихся:

- высокими значениями скорости течения (более 3000 м/с), температуры (2500–4000 К) и степени черноты (до 0,8) продуктов сгорания;
- интенсивной передачей тепла от газа к стенкам (плотность суммарного теплового потока может достигать до 50 МВт/м²);
- химическим и механическим воздействием продуктов сгорания на конструкцию [3].

Поэтому организация надежной тепловой защиты является важной задачей при проектировании. В отличие от всех других участков конструкции двигателя, для горловины сопла требуется особый тип тепловой защиты. Это определяется максимальными значениями плотности тепловых потоков на этом участке и необходимостью обеспечения постоянства диаметра критического сечения.

Для двигателей, представляющих каждый из указанных выше классов, используются различные конструктивные решения исполнения горловины сопла. Так, в импульсных двигателях сопло чаще всего не имеет специальных теплозащитных покрытий. Снижения температуры стенки добиваются за счет увеличения ее толщины. Защиту горловины для двигателей, работающих продолжительное время, обеспечивают специальные теплозащитные вкладыши: для двигателей средней мощности – однослойные, для двигателей большой мощности – многослойные, дополняемые слоями облицовки и изоляции [4, с. 156].

Решение задачи теплового проектирования для любого типа двигателя имеет единый подход. Необходимо рассчитать температурное поле в стенке горловины при известных характеристиках потока продуктов сгорания, времени воздействия теплового потока, теплофизических характеристиках материалов и геометрических размерах конструкции. Решение должно обеспечить нагрев стенки несущей конструкции в конце работы двигателя до температуры, не превышающей допустимого значения для выбранного материала. В математической постановке – это решение задачи нестационарной теплопроводности для однослойной или многослойной стенки.

Точное решение такой задачи возможно только численными методами. В рамках данной работы все тепловые расчеты проводились в программной системе ANSYS, использующей метод конечных элементов. Суть данного метода состоит в замене непрерывного процесса дискретным как в пространстве, так и во времени. Рассматриваемую модель разбивают на множество малых элементов, взаимодействующих в узлах. Используя разложение функции в узловых точках в ряд, заменяют систему дифференциальных уравнений их конечно-разностными аналогами, которые решают явными или неявными схемами [5].

Решение задачи в ANSYS включает три этапа:

- построение модели (выбор типов конечных элементов, задание свойств материалов и геометрии модели, наложение стеки на модель);
- задание нагрузок и получение решения;
- обзор результатов [6].

В качестве примера реализации данного подхода рассматривается двигатель средней мощности, тепловая защита горловины сопла которого оформлена в виде однослойного вкладыша.

МАКРОМОДЕЛЬ РАСЧЕТА ТОЛЩИНЫ ВКЛАДЫША ГОРЛОВИНЫ СОПЛА ДВИГАТЕЛЯ СРЕДНЕЙ МОЩНОСТИ

Для проведения теплового расчета использовался конечный элемент SOLID187 [7]. В качестве материалов вкладыша рассматривались вольфрам и графит, а материала несущей конструкции горловины – титановый сплав, теплофизические характеристики которых и допустимые температуры нагрева приведены в табл. 1. При построении геометрической модели в качестве независимых параметров выступили: диаметр критического сечения $d_{кр}$, толщина вкладыша δ_n и несущей стенки $\delta_{ст}$.

Таблица 1

Характеристики конструкционных материалов

Материал	$\lambda_{ст}$, Вт/(м·К)	$c_{ст}$, Дж/(кг·К)	$\rho_{ст}$, кг/м ³	$[T_{доп}]$, К
Титановый сплав	8	520	4500	750
Вольфрамовый сплав	150	200	16900	3400
Силицированный графит	3 (150)	700	2200	3000

Начальная температура конструкции принималась как $T_{нач} = 293$ К. На внутренней поверхности вкладыша задавался теплообмен с продуктами сгорания через температуру газа T_T и суммарный коэффициент теплоотдачи от газа к стенке α_Σ . Последний определялся через квадратичную функцию от продольной координаты z с максимумом в критическом сечении. На внешней поверхности стенки сопла, а также на боковых поверхностях вкладыша и стенки принималось отсутствие теплообмена. Тепловой контакт между вкладышем и стенкой учитывался на этапе построения сетки.

Пример результата расчета теплового состояния конструкции для случая титановой стенки и графитового вкладыша при времени работы двигателя $t = 3$ с представлен на рис. 1. Конечные результаты для принятых базовых значений исходных данных и полученные результаты нагрева на границе стенка-вкладыш – T_{16} в табл. 2.

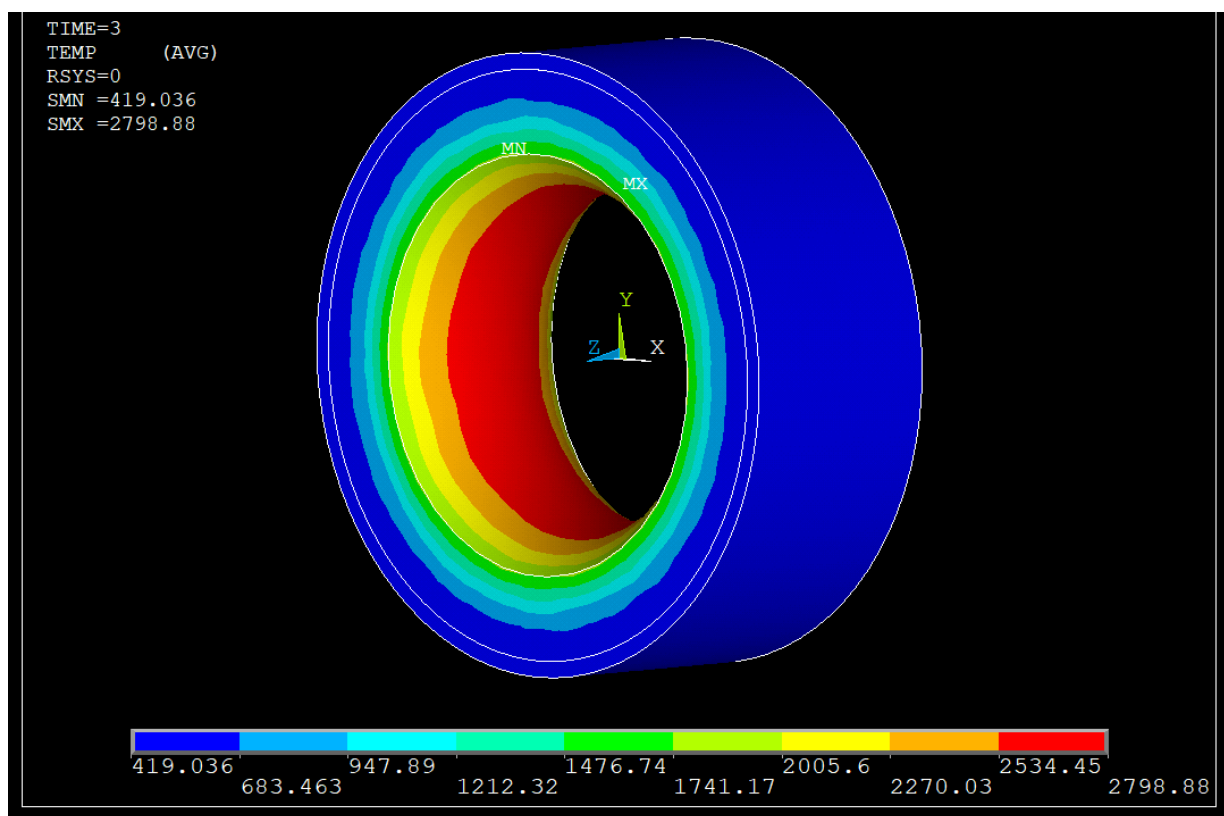


Рис. 1. Температурное поле конструкции горловины сопла

Исследование теплового состояния двухслойной стенки в зависимости от значений характерных параметров (δ_n , t , α_Σ , $d_{кр}$, $\delta_{ст}$, T_T) для случаев использования вольфрамового и графитового вкладыша показывает:

- во всем диапазоне изменения величин указанных параметров характер изменения температуры T_1 отвечает физической модели теплопроводности;
- снижение температуры нагрева стенки за счет утолщения вкладыша эффективнее при больших временах работы двигателя t ;
- графитовый вкладыш целесообразно применять при высоких значениях α_Σ , T_r и t , при этом для самого «тяжелого» с точки зрения тепловых нагрузок случая работы необходимая толщина вкладыша не превышает 0,02 м;
- использование вольфрамового вкладыша уместно при температуре газа $T_r \leq 2500$ К, суммарном коэффициенте теплоотдачи $\alpha_\Sigma \leq 6000$ Вт/(м²·К) и времени работы двигателя $t \leq 10$ с, при этом потребная толщина вкладыша не превышает 0,03 м (в противном случае в силу чрезвычайно высокой плотности вольфрама масса вкладыша будет слишком большой).

Таблица 2

Базовые значения характерных параметров

Тип вкладыша	$\delta_{ст}$, м	δ_n , м	$d_{кр}$, м	t , с	α_Σ , Вт/(м ² ·К)	T_r , К	$T_{1б}$, К
Вольфрамовый вкладыш	0.002	0.012	0.018	2	6000	2500	514
Графитовый вкладыш	0.001	0.008	0.020	7	8000	3000	844

На основании результатов исследования зависимости температуры на границе контакта стенки и вкладыша T_1 от отдельных характерных параметров (δ_n , t , α_Σ , $d_{кр}$, $\delta_{ст}$, T_r) разрабатывалась математическая модель, в которой учитывалось влияние всех факторов одновременно. Результирующее выражение для определения температуры T_1 складывается из базового значения $T_{1б}$ и поправок по каждому характерному параметру:

$$T_1 = T_{1б} + \Delta T_{T_r} + \Delta T_t + \Delta T_{\alpha_\Sigma} + \Delta T_{d_{кр}} + \Delta T_{\delta_n} + \Delta T_{\delta_{ст}}. \quad (1)$$

Получение выражений для поправок производилось путем обработки результатов численного расчета при различных значениях характерных параметров и подбора аппроксимирующих функций приращения температуры от значений каждого из них.

Для случая титановой стенки и графитового вкладыша полученное в результате аппроксимации методом наименьших квадратов уравнение, описывающее зависимость приращения температуры T_1 относительно базового значения от времени работы двигателя t (рис. 2) имеет вид

$$\Delta T_t = 0,17 \cdot t^3 - 8 \cdot t^2 + 178 \cdot t - 467. \quad (2)$$

Зависимости для поправок по остальным характерным параметрам будут следующими:

$$\Delta T_{T_r} = 0,16 \cdot T_r - 468, \quad (3)$$

$$\Delta T_{\alpha_\Sigma} = -1,8 \cdot 10^{-6} \cdot \alpha_\Sigma^2 + 0,07 \cdot \alpha_\Sigma - 366, \quad (4)$$

$$\Delta T_{\delta_{ст}} = 2,9 \cdot 10^6 \cdot \delta_{ст}^2 - 5,2 \cdot 10^4 \cdot \delta_{ст} + 48, \quad (5)$$

$$\Delta T_{d_{кр}} = -3,5 \cdot 10^5 \cdot d_{кр}^2 + 2,2 \cdot 10^4 \cdot d_{кр} - 285, \quad (6)$$

$$\Delta T_{\delta_n} = -4,2 \cdot 10^8 \cdot \delta_n^3 + 1,9 \cdot 10^7 \cdot \delta_n^2 - 3,3 \cdot 10^5 \cdot \delta_n + 1902, \quad (7)$$

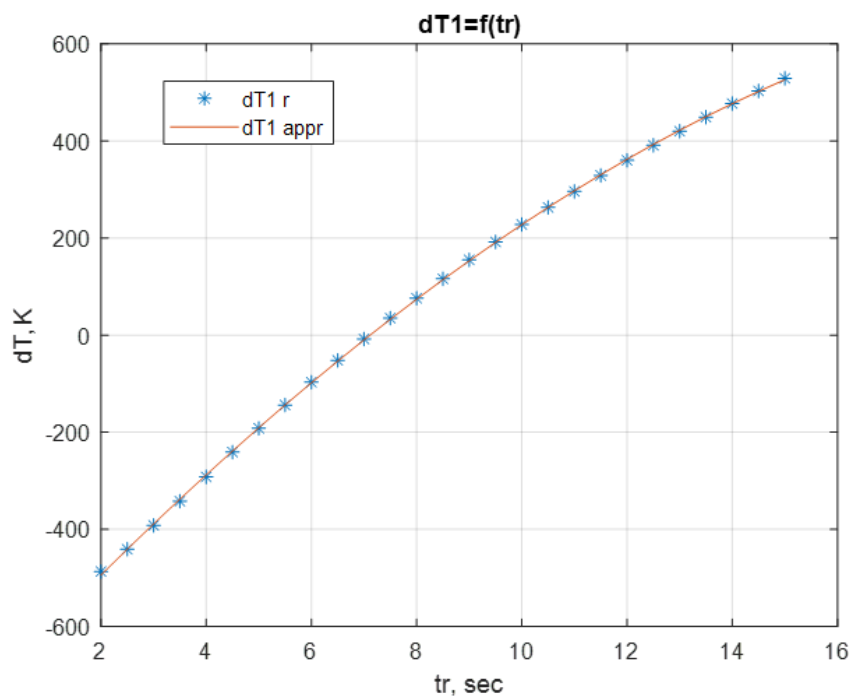


Рис. 2. Зависимость приращения температуры T_1 от времени работы двигателя t

После подстановки уравнений (2)–(7) в выражение (1) получаем итоговое выражение для определения температуры T_1 в зависимости от всех исходных параметров. Зная значение базовой $T_{1б}$ и предельно допустимой температуры нагрева материала стенки $[T_{доп}]$, можно подобрать такую толщину теплозащитного вкладыша при заданных условиях работы и толщине стенки, чтобы выполнялось равенство $T_1 = [T_{доп}]$.

Используя описанный подход, могут быть получены соответствующие расчетные зависимости для определения требуемой толщины стенки в горловине сопла импульсных двигателей и многослойной тепловой защиты двигателей большой мощности, обеспечивающих нормальное тепловое состояние рассматриваемого элемента конструкции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Общий подход к тепловому проектированию РДТТ позволил описать алгоритм разработки макромодели расчета тепловой защиты горловины сопла двигателя любого класса. Он состоит в решении задачи нестационарной теплопроводности одно- или многослойной стенки методом конечных элементов и в последующей обработке данных для получения математической зависимости максимальной температуры стенки от значений характерных параметров, в наибольшей степени влияющих на ее величину.

На примере двигателя средней мощности проведено исследование теплового состояния конструкции при различных значениях характерных параметров, и даны рекомендации по выбору материала вкладыша. Также получены конечные выражения для определения толщины вкладыша в горловине сопла на основании разработанной макромодели, отличающейся высокой точностью и простотой использования.

Список используемых источников

1. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Л. Н. Лавров [и др.]; под общ. ред. Л. Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.
2. *Тимнат И.* Ракетные двигатели на химическом топливе: пер. с англ. – М., 1990. – С. 224–242.
3. *Белов В. П.* Тепловая защита элементов конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2010. – 51 с.
4. *Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В.* Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.
5. *Кузьмин М. П.* Теплообмен в ракетных двигателях твердого топлива. – М.: МАИ, 1985. – С. 122.
6. *Конюхов А. В.* Основы анализа конструкций в ANSYS. – Казань: Изд-во КГУ, 2001. – 102 с.
7. Theory Reference for the Mechanical APDL and Mechanical Applications / Ed. by Peter Kohnke. – 2009. – P. 836–837.

И. Н. Серебро*

*ФГУП «ЦНИИХМ», г. Москва.

ТЕПЛОВАКУУМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ИНФРАКРАСНОЙ КАМЕРЫ С НЕОХЛАЖДАЕМОЙ МИКРОБОЛОМЕТРИЧЕСКОЙ МАТРИЦЕЙ

В статье представлены авторские исследования проблемы обеспечения теплового режима матричного фотоприемного устройства (далее – МФПУ или болометр), которое используют в оптико-электронной системе (ОЭС) инфракрасного диапазона космического аппарата (КА). Показана эффективность введения тепловой связи болометра и печатной платы. Сформулированы методы снижения влияния нагрева на частоту калибровки болометра.

Ключевые слова: болометр, микроболометр, матричное фотоприемное устройство, оптико-электронная система, калибровка, неохлаждаемый инфракрасный детектор.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящей работе представлены результаты термовакуумных испытаний, проведенных с целью проверки правильности конструкторских решений, принятых на стадии компоновки прибора. В инфракрасной камере прибора в качестве МФПУ используется неохлаждаемая микроболометрическая матрица Bird XGA. Неохлаждаемое МФПУ (по сравнению с охлаждаемым МФПУ) наряду с преимуществами – небольшие габариты и масса, низкое энергопотребление и небольшая цена – имеет и ряд технических ограничений, которые необходимо учитывать при его использовании [1]. В частности, это касается обеспечения теплового режима. Температура посадочной поверхности прибора, установленная техническим заданием, составляет от минус 20°C до 55°C. Рекомендуемая производителем максимальная рабочая температура МФПУ составляет 65°C.

Одна из важнейших характеристик болометра – эквивалентная шуму разность температур (ЭШРТ, по англ. – NETD) – для болометра Bird XGA составляет 35 мК при температуре 25°C. Чтобы болометр работал при температуре, близкой к 25°C, необходимо выполнить правильную компоновку узла МФПУ и отвод тепла от болометра.

В нормальных климатических условиях основным механизмом отвода тепла от электронных компонентов является конвекция: большая часть энергии электронных компонентов выделяется в виде тепла и рассеивается корпусом компонента. Для увеличения конвекции применяются дополнительные радиаторы, также рассчитанные на конвекцию. Электронные компоненты, применяемые в камере, включая МФПУ, предназначены для работы в воздушном пространстве. Но так как камера будет использоваться в условиях вакуума, становится понятным, что необходимо прибегать к специальным мерам отвода тепла (не конвекции) от электронных компонентов и в первую очередь – от МФПУ.

Конструкция теплопередающих элементов от электронных компонентов к корпусу возможна в двух вариантах: отдельные (локальные) теплопроводы и совмещенные с конструкцией печатных плат, в которых используется внешний медный полигон печатной платы. В свою очередь, тепло с медного полигона отводится через конструктивные, чаще всего крепежные элементы. Для теплопроводов необходимо выбирать материалы с высокой теплопроводностью (медь, алюминий), контакт теплопровода с электронными компонентами и конструктивными элементами необходимо обеспечивать теплопроводящей пастой. Немаловажную роль играет теплоотвод излучением с печатной платы на корпус.

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В первоначальной конструкции камеры особенности теплового режима болометра не были учтены и проявились при термовакуумных испытаниях прибора стремительным нагревом болометра до критической температуры и ее превышением. Обнаруженные недостатки конструкции устранялись путем доработки узла МФПУ.

Испытания были проведены в термовакуумной камере с давлением не более 10^{-5} мм рт. ст. и температурой около минус 190°C , они состояли из холодного и горячего случаев.

Циклограмма работы холодного случая, выполненная с положительным результатом, приведена в табл. 1. График изменения температуры МФПУ и посадочной поверхности прибора показан на рис. 1.

Таблица 1

Циклограмма работы прибора в холодном случае

Планируемая работа	Выполненная работа	Оценка
Термостабилизация посадочной поверхности прибора (минус 20°C)	с 13:30 до 14:30	Норма
Включение прибора	14:30	
50 минут – камера включена	с 14:30 до 15:20	Норма
20 минут – камера отключена	с 15:20 до 15:40	
10 минут – камера включена	с 15:40 до 15:50	
Отключение прибора	15:50	

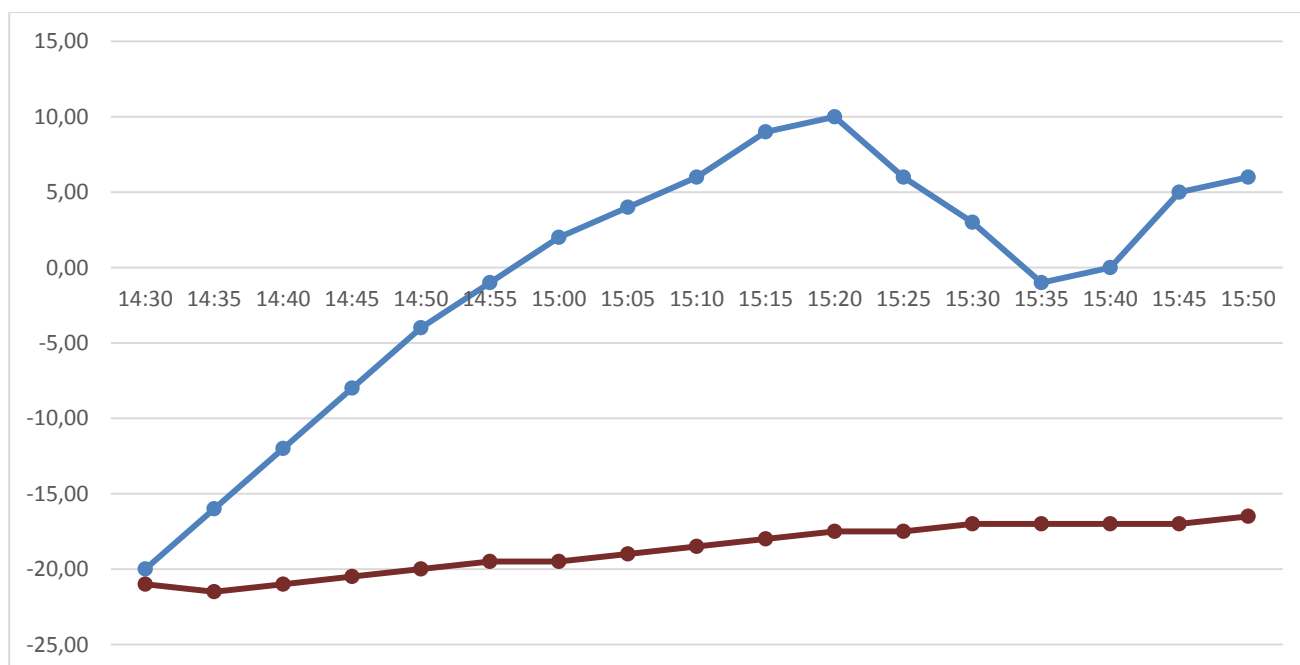


Рис. 1. Температура: МФПУ – ■; посадочной поверхности прибора – ■

Циклограмма работы горячего случая, выполненная с отрицательным результатом, приведена в табл. 2. График изменения температуры МФПУ и посадочной поверхности прибора изображен на рис. 2.

Таблица 2

Циклограмма работы прибора в горячем случае

Планируемая работа	Выполненная работа	Оценка
Термостабилизация посадочной поверхности прибора (55°C)	с 08:50 до 09:50	Норма
Включение прибора	09:50	
1 час – прибор включен (камера отключена)	с 09:50 до 10:50	Норма
4 часа – камера включена	с 10:50 до 11:05 температура МФПУ увеличилась с 54°C до 70°C	Не норма
Отключение прибора	11:10	

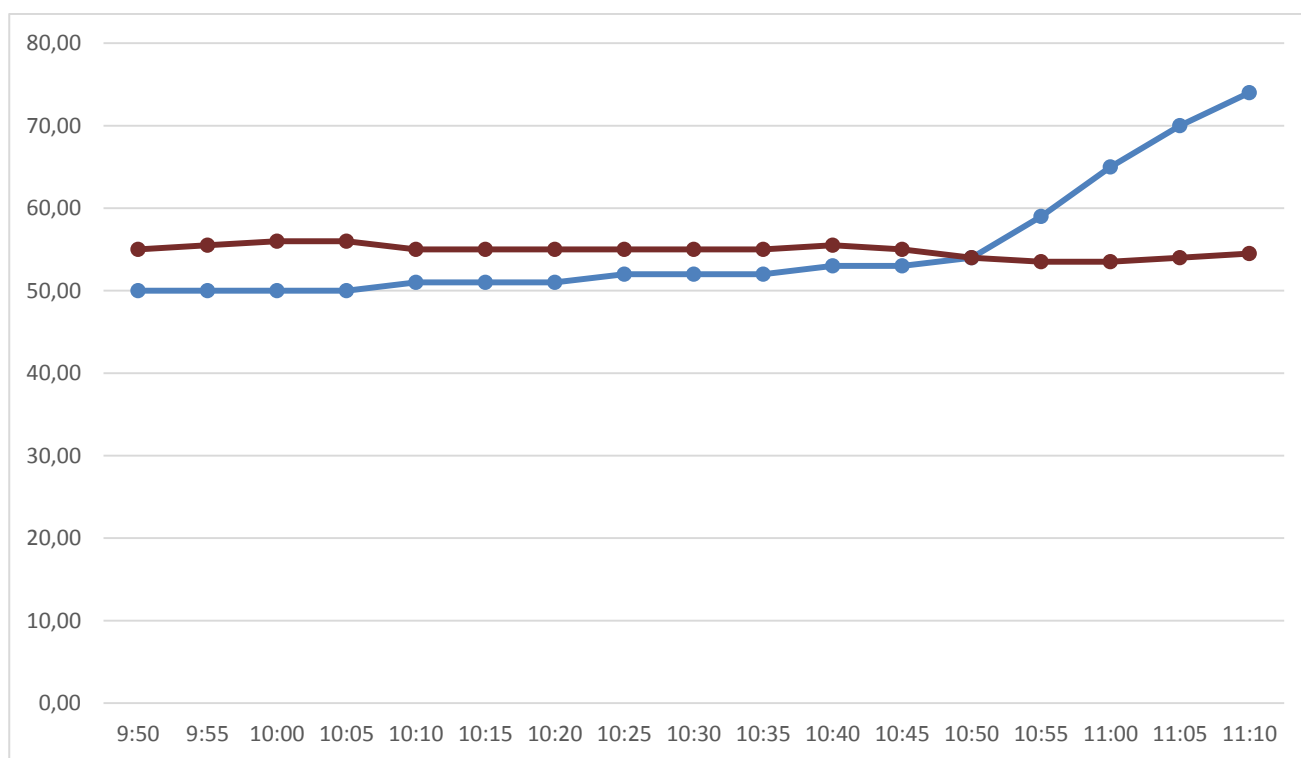


Рис. 2. Температура: МФПУ – ■; посадочной поверхности прибора – ■

При включении камеры температура МФПУ достигла критического значения 70°C за 15 минут, еще через 5 минут при температуре 75°C камера была отключена. Дальнейшее повышение температуры могло привести к потере работоспособности болометра. Предполагаемая причина повышения температуры МФПУ – недостаточная тепловая связь между МФПУ и элементами конструкции прибора.

Было принято решение уменьшить температуру посадочной поверхности до 35°C и провести горячий случай повторно. Повторная циклограмма работы, выполненная с отрицательным результатом, приведена в табл. 3. График изменения температуры МФПУ и посадочной поверхности прибора представлен на рис. 3.

Таблица 3

Циклограмма работы прибора в горячем случае

Планируемая работа	Выполненная работа	Оценка
Термостабилизация посадочной поверхности прибора (35°C)	с 18:35 до 19:35	Норма
Включение прибора	19:35	
1 час – включение прибора (камера отключена)	с 19:35 до 20:35	Норма
4 часа – камера включена	с 20:35 до 21:15 температура МФПУ увеличилась с 36°C до 70°C	Не норма
Отключение прибора	22:35	

При включении камеры температура МФПУ достигла критического значения 70°C за 40 минут. В 22:25 температура МФПУ достигла 78 °С и стабилизировалась. Тем не менее испытание было решено остановить.

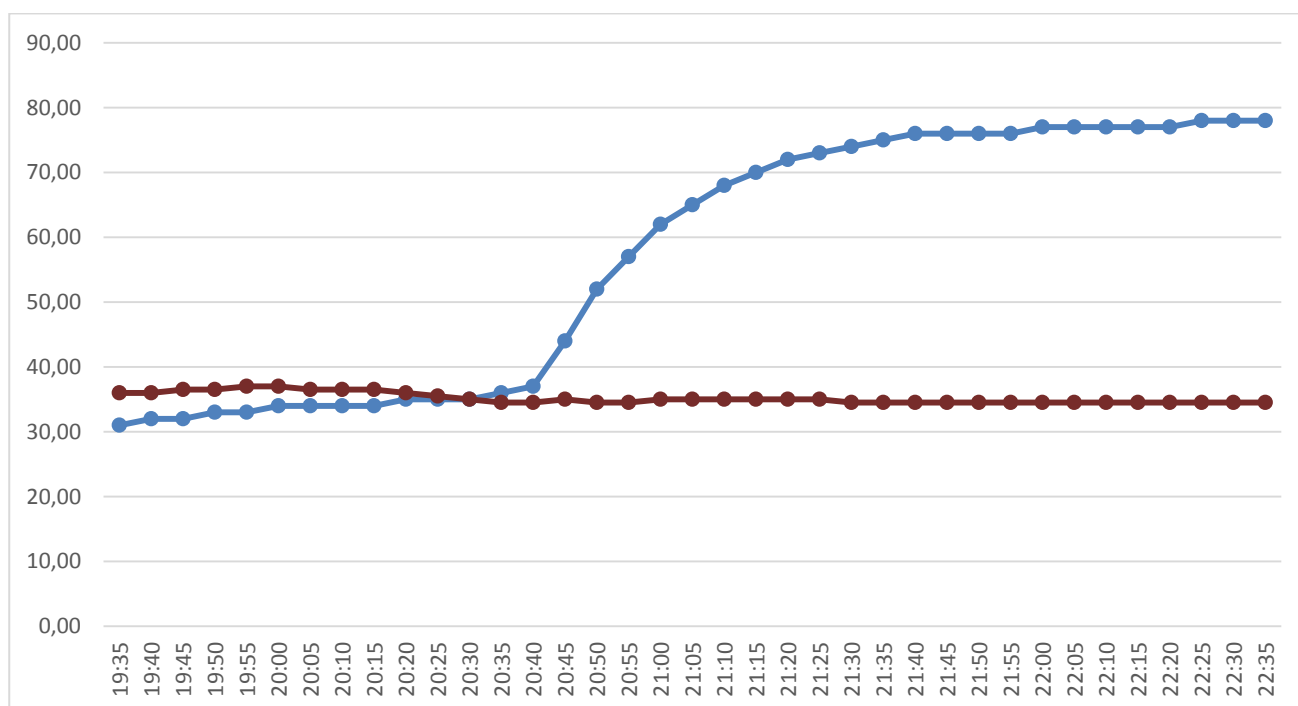


Рис. 3. Температура: МФПУ – ■; посадочной поверхности прибора – ■

Узел МФПУ камеры был доработан путем введения дополнительной тепловой связи болометра с печатной платой. Между МФПУ и платой установлена прокладка из теплопроводящего материала GPVOUS-0,125 толщиной 3 мм, в местах пайки болометра проложена лакоткань ЛШМС-105. Проведены дополнительные испытания горячего случая в условиях воздействия пониженного давления не более 10^{-5} мм рт. ст. (без охлаждения азотом) при температуре посадочной поверхности прибора не менее 35°C.

Циклограмма работы, выполненная после доработки с положительными результатами, приведена в табл. 4. График изменения температуры МФПУ и посадочной поверхности прибора изображен на рис. 4.

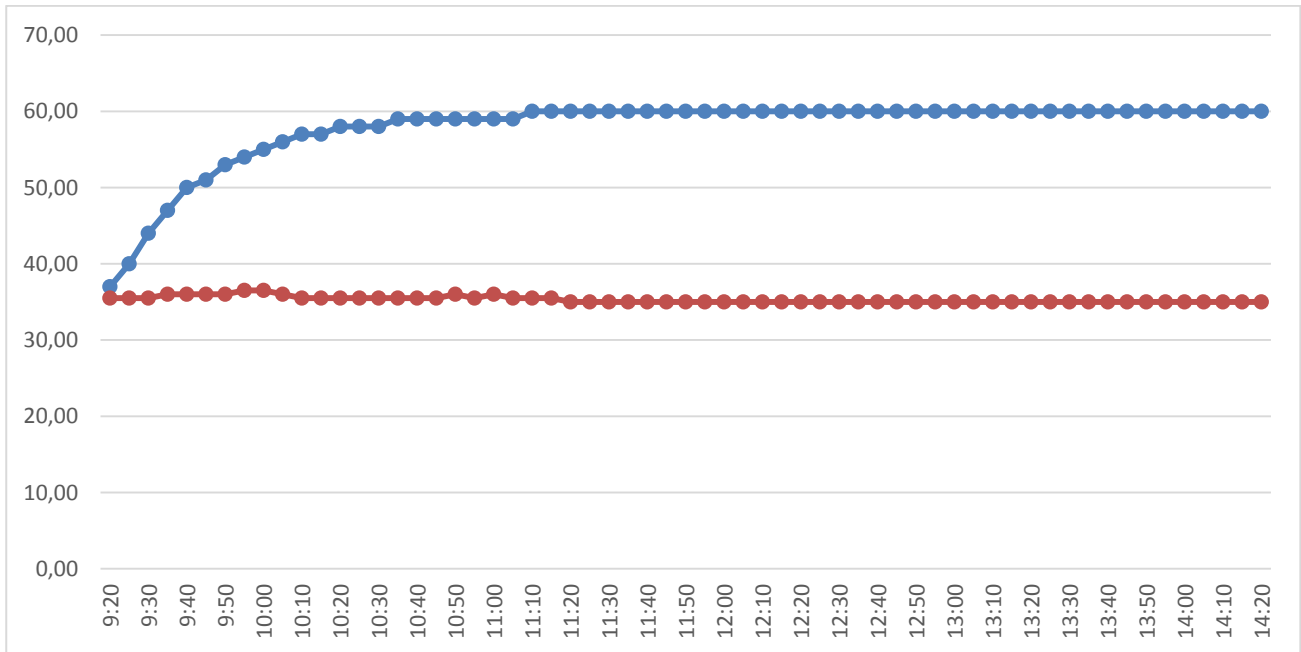


Рис. 4. Температура: МФПУ – ■; посадочной поверхности прибора – ■

Таблица 4

Циклограмма работы прибора в горячем случае

Планируемая работа	Выполненная работа	Оценка
Термостабилизация посадочной поверхности прибора (35°C)	1 час – с 08:20 до 09:20	Норма
Включение прибора	09:20	
5 часов – камера включена	5 часов – с 09:20 до 14:20. За 1 час 50 минут (в 11:10) температура МФПУ стабилизировалась на 60°C	
Отключение прибора	14:20	

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Обеспечение теплового режима узла МФПУ делает возможным использование неохлаждаемого болометра в вакууме с выполнением требований технического задания на прибор по энергопотреблению и массе [2, 3].

С момента включения камеры болометр нагревается быстро, но неравномерно, внося помехи в изображение. Поэтому на этапе начального включения камеры (до выхода температуры на уровень стабилизированной температуры) требуется частая калибровка болометра (в данной работе не рассматривается вариант использования калибровочных коэффициентов, полученных в ходе проведения наземной калибровки МФПУ и сохраненных в памяти прибора).

В момент проведения калибровки прибор теряет объект наблюдения, что недопустимо для смотрящей ОЭС. Способы решения данной проблемы будут следующими:

– улучшить тепловой баланс болометра: перекомпоновать узел МФПУ (дополнительно ввести в конструкцию печатной платы полигоны теплопроводов и совместить их с крепеж-

ными элементами платы), выполнить тепловой расчет и провести термовакуумные испытания для проверки новой конструкции. Эти меры должны уменьшить уровень стабилизированной температуры болометра, а следовательно, обеспечить минимальное время готовности прибора к целевому использованию;

– включать прибор заранее, чтобы на момент начала работы по объекту наблюдения температура болометра вышла на уровень стабилизированной температуры. Увеличение времени работы камеры приводит к увеличению энергопотребления;

– включать камеру циклически, чередуя периоды работы (болометр нагревается) и периоды выключения (болометр остывает). Такой вариант применим, если допускается периодическое наблюдение за объектом;

– использовать модуль Пельтье:

1) для охлаждения болометра до температуры с максимальной ЭШРТ и ее поддержания. Модуль Пельтье будет выполнять функцию «активного» радиатора, отводя тепло от болометра «холодной» стороной и рассеивая его «горячей» стороной. При этом существенно увеличивается энергопотребление прибора и ухудшается тепловой баланс узла МФПУ, так как необходимо отводить тепло, образующееся на «горячей» стороне модуля;

2) для нагрева болометра до уровня стабилизированной температуры и ее поддержания, что также приводит к увеличению энергопотребления.

Список используемых источников

1. *Иванов С. Д., Косцов Э. Г.* Приемники теплового излучения неохлаждаемых мегапиксельных тепловизионных матриц // *Успехи прикладной физики.* – 2017. – Т. 5, № 2. – С. 136–154.

2. *Бабкин П. С., Павлов Ю. Н., Перов А. Н.* Применение двухточечного метода калибровки для тепловизионных матриц фирмы ULIS // *Радиооптика / МГТУ им. Н. Э. Баумана: электрон. журн.* – 2015. – № 6. – С. 13–26.

3. Алгоритмы цифровой обработки тепловизионных изображений в реальном времени на базе сигнальных процессоров «Мультикор» / К. О. Болтарь [и др.] // *Успехи прикладной физики.* – 2013. – Т. 1, № 1. – С. 75–80.

А. Е. Тютюкин,
кандидат технических наук;
И. А. Уртминцев,
кандидат технических наук, доцент

ЭНЕРГОМАССОВАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

На примере моделирования полета космического аппарата (КА) с солнечной энергетической установкой (СЭУ) предложены методика и формулы расчета систем электроснабжения КА, оснащенных электроракетными двигательными установками (ЭРДУ). Изложено обоснование состава систем электроснабжения КА. Представлен анализ режимов работы СЭУ с аккумуляторными батареями (АБ) и ЭРДУ в условиях периодического затенения солнечных батарей (СБ). Обоснован выбор параметров энергосистемы, обеспечивающий оптимальное значение удельного импульса при реализации транспортных операций с ЭРДУ.

Ключевые слова: система электроснабжения, солнечные батареи, аккумуляторные батареи, фотоэлектрические преобразователи, электроракетная двигательная установка.

ВВЕДЕНИЕ

Применение ЭРДУ в составе КА не ограничивается решением задач ориентации, стабилизации и коррекции орбиты. Все большее значение приобретают транспортные операции КА с ЭРДУ. Имеется опыт использования ЭРДУ для установки КА в рабочую точку орбиты функционирования. Так, телекоммуникационный КА «Ямал-100» был установлен в рабочую точку на геостационарной орбите (ГСО) с помощью ЭРДУ коррекции орбиты и разгрузки кинетического момента в составе этого КА [1]. В работе [2] приведены результаты баллистических расчетов установки, полученные в течение примерно двух месяцев, в свои рабочие точки на ГСО выведенных на орбиту, близкую к ГСО, двух телекоммуникационных КА «Ямал-200-1» и «Ямал-200-2» с помощью работы двух из восьми тяговых модулей на основе ЭРДУ коррекции орбиты в составе этих КА. В составе ЭРДУ на КА были установлены стационарные плазменные двигатели (СПД) типа СПД-70 электрической мощностью 670 Вт, с удельным импульсом 1400 с и тягой 4 г. Отметим, что данные ЭРДУ разработки ОКБ «Факел» [3] обеспечили функционирование одного из этих КА на протяжении более чем 15 лет [2].

ЭРДУ обладают повышенным в несколько раз [относительно жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ)] удельным импульсом, что позволяет снизить затраты рабочего тела для решения одной и той же баллистической задачи [4, 5]. Однако при этом увеличивается время транспортировки, и требуется дополнительная электрическая мощность для энергоснабжения ЭРДУ, в результате выдвигаются требования и к выбору параметров СЭУ.

В настоящей работе рассмотрено определение параметров солнечной ЭРДУ в составе КА, предназначенного для транспортирования полезной нагрузки при компланарном перелете с опорной на рабочую орбиту высотой 2000 км.

РАСЧЕТНАЯ МОДЕЛЬ КА С СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКОЙ

Наличие теневого участка траектории полета КА с ЭРДУ и с СЭУ существенно усложняет расчетную модель КА. Наибольшая продолжительность полета в тени будет на участке, когда направление Земля – Солнце лежит в плоскости траектории или близкой к ней. В этом

случае предельные оценки энергопотребления при полете КА на теневом участке можно определить из следующих соображений:

– угол теневой части орбиты (траектории) КА [6]

$$T = 2 \arcsin \frac{R_E}{R_O}, \quad (1)$$

где R_E – радиус Земли;

R_O – радиус оскулирующей орбиты в области тени;

– время полета КА в тени Земли

$$T_T = \frac{T R_O}{V_O}, \quad (2)$$

где V_O – скорость КА на оскулирующей орбите в области тени.

Представляет интерес проанализировать зависимость времени нахождения КА в тени Земли от его высоты полета. В простом случае круговых оскулирующих орбит, которыми могут быть аппроксимированы витки траектории КА с ЭРДУ, имеем:

– период орбиты

$$T_O = 2\pi \frac{R_O^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu_E}}, \quad (3)$$

где $\mu_E = 3.986004418e14 \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли;

– круговая скорость

$$V_O = \frac{2\pi R_O}{T_O}. \quad (4)$$

Комбинируя эти формулы, получим следующую зависимость максимальной продолжительности времени нахождения на теневом участке от высоты полета КА:

$$T_T = 2 \frac{R_O^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu_E}} \arcsin \frac{R_E}{R_O}. \quad (5)$$

Расчет по формуле (5) показывает, что с увеличением высоты полета КА максимальное время нахождения в тени Земли уменьшается до высоты ~ 1400 км, а затем возрастает. Таким образом, если выполняется транспортная операция в диапазоне высот < 1500 км, то длительность теневых участков следует рассчитывать по высоте опорной орбиты, а при более высоких конечных орбитах необходимо ориентироваться на высоту конечной орбиты.

В частности, если предполагается непрерывная работа ЭРДУ на всём протяжении полета и наличие теневых участков орбиты, то время заряда АБ должно равняться минимальному времени нахождения КА на солнечной стороне траектории. В ряде случаев можно подобрать траекторию с минимальным временем нахождения КА в тени Земли, выполнив варианты расчетов полета КА.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ ЭНЕРГОСИСТЕМЫ КА С СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКОЙ

Для поддержания непрерывного энергоснабжения бортовых потребителей на теневой стороне, в том числе и для электропитания ЭРДУ, в состав энергосистемы КА входит аккумуляторная батарея (АБ). Предполагается, что бортовые системы КА потребляют электроэнергию мощностью $P_{ТС}$, а в аварийной ситуации должны в течение времени $T_{АВ}$ поддерживать работоспособность при питании от АБ. Для обеспечения аварийного режима минимальная емкость АБ должна составлять

$$E_{АБ00} = P_{ТС} T_{АВ}. \quad (6)$$

В наиболее простом случае энергосистема КА, оснащенного СЭУ и АБ, функционирует в следующих режимах:

А. КА освещается Солнцем:

А1. Энергия от СБ расходуется на электропитание ЭРДУ мощностью $P_{ЭРДУ}$.

А2. Энергия от СБ расходуется на электропитание технических систем КА.

А3. Энергия от СБ расходуется на зарядку АБ мощностью $P_{ЭРДУ}$ для электропитания ЭРДУ на теневом участке.

А4. Энергия от СБ расходуется на зарядку АБ мощностью $P_{ТС}$ для электропитания технических систем КА на теневом участке.

По достижении заданного уровня энергетической емкости АБ – $E_{АБ0}$ зарядка отключается.

Б. КА в тени Земли:

Б1. Энергия от АБ расходуется на электропитание технических систем КА $P_{ТС}$.

Б2. Энергия от АБ расходуется на электропитание ЭРДУ мощностью $P_{ЭДУ}$.

Если работа ЭРДУ на теневом участке орбиты не предполагается, то пп. А3 и Б2 исключаются. В этом случае КА совершает инерциальный полет по оскулирующей орбите, рассчитанной по фазовым координатам точки останова работы ЭРДУ, до выхода на освещенный участок. На поддержание работоспособности технических систем КА расходуется электроэнергия, запасенная в АБ на предыдущем солнечном участке полета.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КА

Основным потребителем электроэнергии, вырабатываемой СЭУ, является ЭРДУ, включающая N_d ЭРД с заданными тягово-энергетическими характеристиками: тягой, удельным импульсом $I_{ЭРД}$ и КПД $\eta_{ЭРД}$. Подводимая к ЭРДУ электрическая мощность

$$P_{ЭРДУ} = N_d \frac{F_{ЭРД} I_{ЭРД}}{2\eta_{ЭРД}} = N_d \dot{m}_{ЭРД} \frac{I_{ЭРД}^2}{2\eta_{ЭРД}} = \frac{M_{РТ}}{T_{ДУ}} \frac{I_{ЭРД}^2}{2\eta_{ЭРД}}, \quad (7)$$

где $\dot{m}_{ЭРД}$ – массовый расход рабочего тела ЭРД;

$M_{РТ}$ – запас массы рабочего тела для работы ЭРДУ в течение времени работы двигательной установки $T_{ДУ}$ при выполнении транспортной операции.

При наличии АБ ее емкость, включающая энергозатраты на работу ЭРДУ в тени Земли на начальных витках полета и электропитание бортовых систем КА, а также резервный запас (6), определится соотношением

$$E_{АБ0} = (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) T_T + E_{АБ00};$$

часть мощности генерируемой СБ, отводимая на зарядку АБ, составит

$$P_{АБ} = \frac{E_{АБ0} - E_{АБ00}}{T_{Орб} - T_T}, \quad (8)$$

где $T_{Орб}$ – период орбиты КА;

проектная мощность СБ с учетом выражения (3) и потерь в энергосистеме

$$P_{СБ} = k_{РЭУ}(P_{ЭРДУ} + P_{АБ} + P_{ТС}) = k_{РЭУ}(1 + \tau_T)(P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) = k_{РЭУ}(P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (9)$$

где $\tau_T = T_T / (T_{Орб} - T_T)$. В формуле (9) $k_{РЭУ}$ – коэффициент запаса мощности ЭУ на потери в СЭС, $k_{РЭУ}$ – коэффициент мощности ЭУ, $k_{РЭУ} = k_{РЭУ}(1 + \tau_T)$.

С помощью формул (3) и (4) можно дать оценку максимальной потребной мощности СБ. Вследствие неопределенности действительного положения теневых участков траектории полета КА реальные значения энергетических показателей могут отличаться. Длительность этих участков в большой степени зависит от выбранной траектории, времени выполнения транспортной операции, параметров энергетической установки и двигательной системы.

МОДЕЛЬ МАССЫ КА И ЕГО СИСТЕМ

Расчет массы КА выполняется от значения конечной массы КА – $M_{КАР}$, доставляемой на рабочую орбиту, которую можно определить следующим выражением:

$$M_{КАР} = M_{ПН} + M_{СБ} + M_{АБ} + M_{СЭС} + M_{ЭРДУ} + M_{СХРТ} + M_{КАК}, \quad (10)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки;
 $M_{СБ}$ – масса СБ;
 $M_{АБ}$ – масса АБ;
 $M_{СЭС}$ – масса системы электроснабжения;
 $M_{ЭРДУ}$ – масса ЭРДУ;
 $M_{СХРТ}$ – масса системы хранения и подачи рабочего тела (без рабочего тела);
 $M_{КАК}$ – масса конструкции КА.

Площадь $S_{СБ}$ зависит от ее электрической мощности $P_{СБ}$ и КПД $\eta_{СБ}$:

$$S_{СБ} = \frac{P_{СБ}}{\eta_{СБ} E_C} = \frac{k_{РЭУ}}{\eta_{СБ} E_C} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (11)$$

где $E_C = 1380 \text{ Вт/м}^2$ – Солнечная постоянная, а масса СБ

$$M_{СБ} = \rho_{СБ} S_{СБ} = \frac{\rho_{СБ}}{\eta_{СБ} E_C} P_{СБ} = \rho_{СБ} \frac{k_{РЭУ}}{\eta_{СБ} E_C} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (12)$$

где $\rho_{СБ}$ – удельная масса СБ, с учетом с длительного нахождения в радиационных поясах (РП) Земли, вызывающих деградацию ФЭП, выбирается в диапазоне $3,5\text{--}4,5 \text{ кг/м}^2$ [7].

Масса АБ зависит от ее емкости:

$$M_{АБ} = \frac{E_{АБ0}}{w_{АБ}} = (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) \frac{T_T}{w_{АБ}} + \frac{E_{АБ00}}{w_{АБ}}, \quad (13)$$

где $w_{АБ}$ – удельная энергоемкость АБ, Дж/кг.

Массу СЭС целесообразно соотнести с проектной мощностью СБ по формуле

$$M_{СЭС} = \mu_{СЭС} P_{СБ} = \mu_{СЭС} k_{РЭУ} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (14)$$

где $\mu_{СЭС}$ – коэффициент массы СЭС, кг/Вт.

Массу ЭРДУ можно определить по соотношению, связывающему количество ЭРД – N_D с их массой, которая, в свою очередь, функционально связана с мощностью одного двигателя:

$$M_{ЭРДУ} = N_D \cdot \mu_D P_{ЭРД}^\beta,$$

где μ_D – коэффициент массы ЭРД;

β – показатель влияния мощности ЭРД на массу двигателя.

Так, например, по данным работы [3], можно принять следующие оценки коэффициентов в этой формуле: $\mu_D = 1.9 \text{ кг/(кВт)}^\beta$, $\beta = 0,75$.

Для дальнейшего применения указанную формулу целесообразно преобразовать, заменив количество двигателей отношением полного расхода РТ к расходу через один ЭРД $m_{ЭРД}$. Тогда

$$M_{ЭРДУ} = \mu_D \frac{M_{РТ}}{T_{ДУ} \dot{m}_{ЭРД}} P_{ЭРД}^\beta = \mu_D \frac{M_{РТ}}{T_{ДУ}} \frac{1}{(2\eta_{ЭРД})^\beta} \frac{I_{ЭРД}^{1+\beta}}{F_{ЭРД}^{1-\beta}}. \quad (15)$$

Определим массу энергодвигательной системы (ЭДС) КА:

$$M_{ЭДС} = M_{СБ} + M_{АБ} + M_{СЭС} + M_{ЭРДУ} = \mu_{ЭДС} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) + \frac{E_{АБ00}}{w_{АБ}} + \mu_D P_{ЭРД}^\beta N_D, \quad (16)$$

где $\mu_{\text{ЭДС}}$ – коэффициент массы ЭДС, слагаемые которого непосредственно связаны с мощностью элементов ЭС КА, при этом $\mu_{\text{ЭДС}} = k_{\text{РЭУ}} \left(\frac{\rho_{\text{СБ}}}{\eta_{\text{СБ}} E_{\text{С}}} + \mu_{\text{СЭС}} \right) + \frac{T_{\text{T}}}{w_{\text{АБ}}}$, кг/Вт.

В данной работе принята газобаллонная система хранения и подачи рабочего тела (СРТ) на основе унифицированных сферических баллонов высокого давления (БВД) комбинированной конструкции с композитной оболочкой и металлическим лейнером [9] производства ЗАКБ «САФИТ», лицензированных для авиационной и космической отрасли [10]. На основе таких данных в расчеты заложен сферический БВД объемом $V_{\text{БВД}} = 25 \text{ дм}^3$, массой $M_{\text{БВД}} = 6,2 \text{ кг}$ с рабочим давлением $P_{\text{РТ}} \leq 340 \text{ атм}$.

Масса рабочего тела, содержащаяся в одном баллоне, по уравнению состояния идеального газа составит

$$M_{\text{РТ}1} = \frac{\mu P_{\text{РТ}}}{R \cdot T_{\text{РТ}}} V_{\text{БВД}},$$

где μ – молекулярная масса рабочего тела;
 $P_{\text{РТ}}$ и $T_{\text{РТ}}$ – давление и температура рабочего тела;
 R – универсальная газовая постоянная.

В частности, масса ксенона в одном БВД при $P_{\text{РТ}} = 340 \text{ атм}$ и $T_{\text{РТ}} = 300 \text{ К}$ составляет $M_{\text{РТ}1} = 44,6 \text{ кг}$. Фактически расчет запаса рабочего тела на транспортную операцию сводится к определению количества БВД в СРТ – $N_{\text{БВД}}$. Масса всей СРТ с учетом запаса рабочего тела, пускорегулирующей арматуры и элементов пневмоавтоматики составит

$$M_{\text{СРТ}} = (1 + k_{\text{СХРТ}}) N_{\text{БВД}} (M_{\text{РТ}1} + M_{\text{БВД}}) = k_{\text{СРТ}} (M_{\text{РТ}} + N_{\text{БВД}} M_{\text{БВД}}), \quad (17)$$

где $k_{\text{СХРТ}}$ – коэффициент увеличения массы СРТ за счет пускорегулирующей арматуры и элементов пневмоавтоматики, $k_{\text{СРТ}} = 1 + k_{\text{СХРТ}}$.

Начальная масса КА с учетом (14), (15) и массы полезной нагрузки составит

$$M_{\text{КА}0} = (1 + k_{\text{КА}}) (M_{\text{ПН}} + M_{\text{ЭДС}} + M_{\text{СРТ}}) = \\ = (1 + k_{\text{КА}}) \left[M_{\text{ПН}} + \mu_{\text{ЭДС}} (P_{\text{ЭРДУ}} + P_{\text{ТС}}) + \frac{E_{\text{АБ}00}}{w_{\text{АБ}}} + \mu_{\text{д}} N_{\text{д}} P_{\text{ЭРД}}^{\beta} + k_{\text{СРТ}} M_{\text{РТ}} \right], \quad (18)$$

где $k_{\text{КА}}$ – коэффициент массы конструктивных элементов КА (корпуса, ферм крепления ПН, бортового оборудования и т. п.), определяющих массу конструкции КА – $M_{\text{КА}К}$, входящую в формулу (5).

Выразив в явном виде слагаемые формул (6)–(10), содержащие удельный импульс ЭРД, получим следующее уравнение:

$$\frac{M_{\text{КА}0}}{1 + k_{\text{КА}}} - M_{\text{ПН}} - \mu_{\text{ЭДС}} P_{\text{ТС}} - \frac{E_{\text{АБ}00}}{w_{\text{АБ}}} = \left(\mu_{\text{ЭДС}} I_{\text{ЭРД}}^2 + \mu_{\text{д}} P_{\text{ЭРД}}^{\beta-1} I_{\text{ЭРД}}^2 + 2k_{\text{СРТ}} \eta_{\text{ЭРД}} T_{\text{ДУ}} \right) \frac{M_{\text{РТ}}}{2\eta_{\text{ЭРД}} T_{\text{ДУ}}}. \quad (19)$$

В основу расчета запаса массы рабочего тела на транспортную операцию КА положено допущение о соответствии энергетического эквивалента перелета, определяемого величиной массы рабочего тела, истекающего со скоростью $I_{\text{у}}$, величине характеристической скорости операции $V_{\text{Х}}$ (формула Циолковского). Характеристическая скорость межорбитального перелета $V_{\text{Х}}$ (без учета энергозатрат на преодоление сопротивления атмосферы) определяется разностью орбитальных скоростей КА на опорной орбите – V_0 и на конечной (рабочей) орбите – $V_{\text{Р}}$:

$$\Delta V_{\text{Х}} = |V_0 - V_{\text{Р}}|.$$

Следует отметить, что эта формула применима для круговых орбит. Вследствие влияния сопротивления атмосферы, несферичности Земли и возможного отклонения ЭРДУ на теневых участках, форма спиральных витков траектории может значительно отклониться от круговой. Поэтому величина $\Delta V_{\text{Х}}$ дает только оценку энергозатрат на перелет.

На основе формулы Циолковского с использованием величины $\Delta V_{\text{Х}}$ и значения удельного импульса ЭРДУ – $I_{\text{ЭРД}}$ можно оценить массу РТ на перелет в направлении с опорной орбиты на рабочую:

$$M_{РТ} = M_{КА0} \left[1 - \exp \left(-\frac{\Delta V_X}{I_{ЭРД}} \right) \right]. \quad (20)$$

Подставляя $M_{РТ}$ в формулу (14), получим

$$\begin{aligned} & \frac{2\eta_{ЭРД} T_{ДУ}}{M_{КА0}} \left(\frac{M_{КА0}}{1+k_{КА}} - M_{ПН} - \mu_{ЭДС} P_{ТС} - \frac{E_{АБ00}}{w_{АБ}} \right) = \\ & = \left[\mu_{ЭДС} I_{ЭРД}^2 + \mu_D \left(\frac{2\eta_{ЭРД}}{F_{ЭРД}} \right)^{1-\beta} I_{ЭРД}^{\beta-1} + 2k_{СРТ} \eta_{ЭРД} T_{ДУ} \right] \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_X}{I_{ЭРД}}} \right). \end{aligned} \quad (21)$$

Дифференцирование правой части этого уравнения по $I_{ЭРД}$ приводит к трансцендентному уравнению для нахождения оптимального удельного импульса, решение которого выполнялось численным методом половинного деления (бисекции), т. е.

$$\begin{aligned} & \left[2\mu_{ЭДС} I_{ЭРД} + (\beta - 1) \mu_D \left(\frac{2\eta_{ЭРД}}{F_{ЭРД}} \right)^{1-\beta} I_{ЭРД}^{\beta-2} \right] \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_X}{I_{ЭРД}}} \right) - \\ & - \left[\mu_{ЭДС} I_{ЭРД}^2 + \mu_D \left(\frac{2\eta_{ЭРД}}{F_{ЭРД}} \right)^{1-\beta} I_{ЭРД}^{\beta-1} + 2k_{СРТ} \eta_{ЭРД} T_{ДУ} \right] \frac{\Delta V_X}{I_{ЭРД}^2} e^{-\frac{\Delta V_X}{I_{ЭРД}}} = 0. \end{aligned}$$

В расчетах принимались значения параметров при компланарном перелете с опорной орбиты высотой 300 км на рабочую орбиту высотой 2000 км при условии работы ЭРДУ от СБ+АБ на всей траектории (табл. 1).

При этих исходных данных (ИД) получается: $I_{опт} = 20880$ м/с, $T_{полета} = 51,46$ сут.

Здесь следует иметь в виду, что $I_{опт}$ доставляет экстремум не стартовой массе КА, а комплексу левой части уравнения (16). Поэтому для уточнения характеристик элементов конструкции был выполнен расчет для восьми значений удельного импульса (табл. 2). В табл. 1 расчетное оптимальное значение $I_{опт}$ находится в третьем столбце.

Таблица 1

Расчетные значения основных элементов конструкции КА с ЭРДУ

№ п/п	Параметр		Размерность	Значение	Ссылка
	Сим-вол	Наименование			
1	$M_{ПН}$	Масса полезной нагрузки	кг	3000	Задана
2	$T_{Рез}$	Время работы ТС на резерв. запасе АБ	час	10	Задано
3	$P_{ТС}$	Мощность технических систем КА	Вт	1500	Задана
4	$T_{Орб}$	Период опорной орбиты	мин	90,36	Расчет
5	$F_{ЭРД}$	Сила тяги модуля ЭРД	Н	0,2	Задана
6	$N_{ЭРД}$	Количество модулей в составе ЭРДУ	-	4	Задано
7	$\eta_{ЭРД}$	КПД ЭРД	-	0,5	Задано
8	β	Показатель степени в формуле (12)	-	0,75	Расчет
9	μ_D	Удельная масса ЭРД в формуле (12)	кг/кВт	1,9	Расчет
10	$\rho_{СБ}$	Удельная масса СБ	кг/м ²	1,6	[7]
11	$\eta_{СБ}$	КПД СБ	-	0,228	[8]
12	$w_{АБ}$	Удельная энергоемкость АБ	Дж/кг	$5,544 \cdot 10^5$	[8]
13	$M_{БВД}$	Масса баллона высокого давления	кг	6,2	[9]
14	$V_{БВД}$	Объем баллона высокого давления	м ³	$25 \cdot 10^{-3}$	[10]
15	$k_{СХРТ}$	Коэффициент массы СХРТ	кг/кг РТ	0,2	Задан
16	$k_{СЭС}$	Удельная масса СЭС	кг/кВт	0,125	Задана
17	$k_{КА}$	Коэффициент массы конструкции КА	-	0,125	Задан

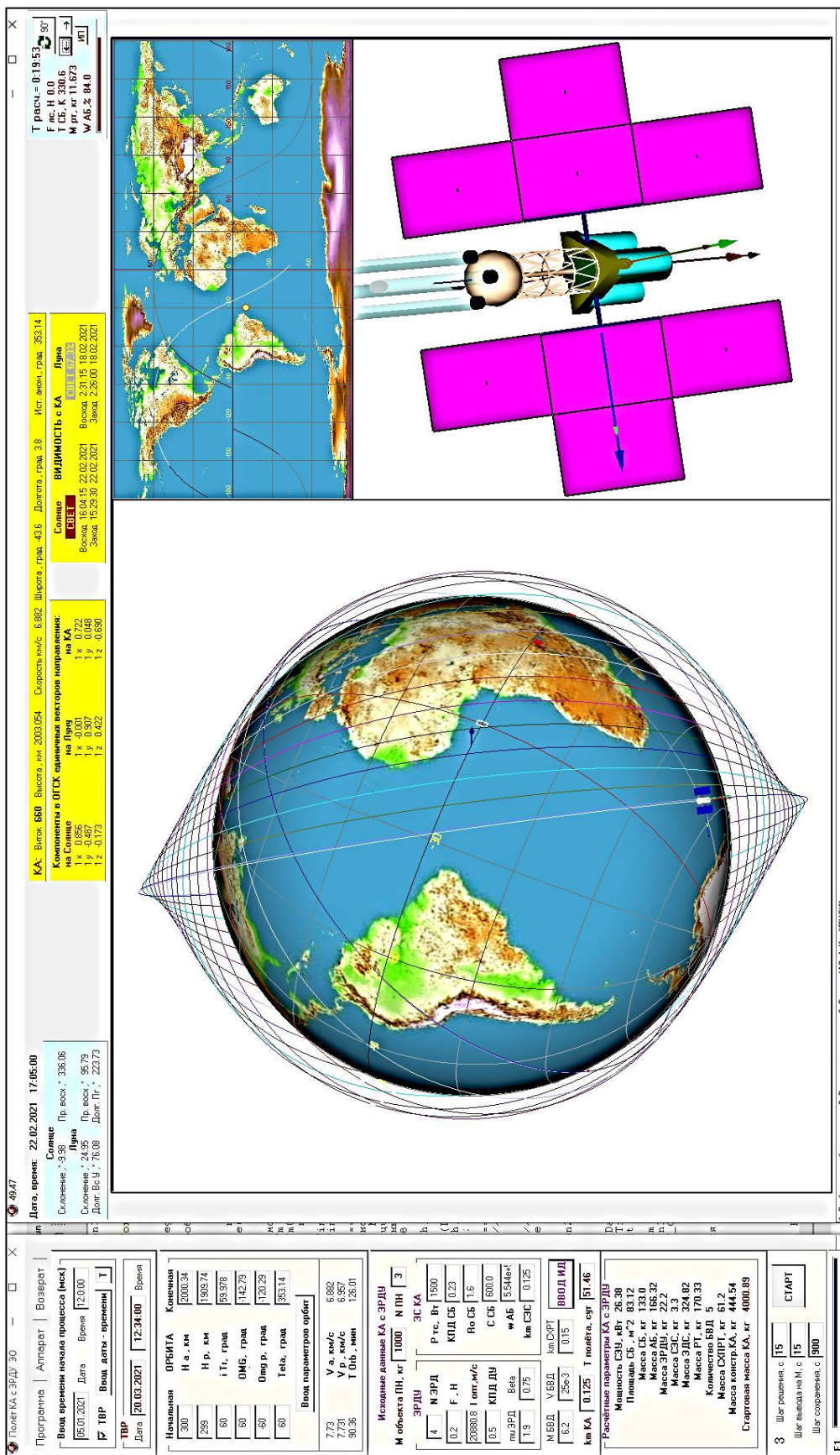


Рис. 1 Главная форма программы моделирования перелета КА с ЭРДУ

Таблица 2

Результаты вариантного расчета параметров ЭРДУ

Параметр	1	2	3	4	5	6	7	8
$I_{уд}$, м/с	18269,2	19574,2	20879,1	22184,0	23488,9	24793,9	26098,9	27403,8
$P_{СЭУ}$, кВт	22,36	24,87	26,38	27,39	29,41	30,92	32,43	33,95
$S_{СБ}$, м ²	73,58	78,35	83,12	87,88	92,65	97,42	102,2	106,9
$M_{СБ}$, кг	117,7	125,4	132,9	140,6	148,2	155,8	163,5	171,1
$M_{АБ}$, кг	158,4	162,4	166,3	170,3	174,2	178,2	182,1	186,1
$M_{ДУ}$, кг	20,1	21,2	22,2	23,2	24,3	25,3	26,3	27,2
$M_{СЭС}$, кг	2,92	3,11	3,30	3,49	3,68	3,87	4,05	4,24
$M_{ЭДС}$, кг	299,2	311,9	324,8	337,6	350,4	363,2	375,9	388,7
$M_{РТ}$, кг	194,5	182,0	170,3	159,9	150,9	143,0	135,9	129,5
$N_{БВД}$, ед.	5	5	5	4	4	4	4	4
$M_{СРТ}$, кг	64,9	62,9	61,2	52,5	51,2	49,9	48,9	47,9
$M_{ККА}$, кг	444,9	444,6	444,5	443,8	444,05	444,5	445,1	445,8
$M_{КА0}$, кг	4004,5	4001,5	4000,9	3999,7	3996,6	4000,7	4005,9	4011,9

Анализ таблицы позволяет установить, что $I_{опт} \approx 22184$ м/с при минимальной начальной массе КА = 3994 кг, а минимальное время полета достигается при $I_{опт} \approx 23489$ м/с. Тем не менее экстремумы достаточно пологие, что позволяет рационально варьировать параметры.

На рис. 1 показана главная форма программы моделирования перелета КА с ЭРДУ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе всего вышеизложенного можно сделать ряд выводов.

1. Выполнен анализ особенностей реализации транспортных операций КА с ЭРДУ, положенных в основу построения модели транспортной операции.

2. Разработана математическая модель компланарных перелетов КА с ЭРДУ, учитывающая:

- нормальное гравитационное поле Земли;
- силу аэродинамического сопротивления верхней атмосферы Земли в диапазоне 120–1000 км;
- состав бортовых систем КА с ЭРДУ;
- управление панелями солнечных батарей для поддержания постоянной ориентации на Солнце.

3. В рамках разработанной математической модели определяется оптимальное значение удельного импульса ЭРДУ для заданной транспортной операции.

4. Разработан программный комплекс, позволяющий моделировать перелеты КА с ЭРДУ в широком диапазоне варьирования параметров конструкции КА.

5. Представлен вариант расчета компланарного перелета КА с ЭРДУ при перелете с опорной орбиты высотой 300 км на рабочую орбиту высотой 2000 км.

Список используемых источников

1. Космические системы связи разработки Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С. П. Королева / В. С. Ковтун [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 2 (9). – С. 4–26.

2. Методология создания и отработки электроракетной двигательной установки телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» (к 15-летию эксплуатации в космо-

- се) / В. Н. Башмаков [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2019. – № 2 (25). – С. 91–105.
3. АО ОКБ «Факел». Продукция. Стационарные плазменные двигатели / Роскосмос. – URL: <http://www.fakel-russia.com> (дата обращения: 20.01.2021).
4. Способ развертывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов / Д. А. Мосин [и др.] // Материалы 54-х Научных чтений памяти К. Э. Циолковского. – Калуга: Эйдос, 2019. – С. 82–86
5. Сравнительный анализ технико-экономической эффективности применения многоорбитальных межорбитальных буксиров с ядерной электроракетной двигательной установкой и одноразовых химических разгонных блоков в транспортных операциях по доставке полезных грузов на окололунную орбиту / Е. Ю. Кувшинова [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2016. – № 3 (14). – С. 62–72.
6. *Власов С. А., Мамон П. А.* Теория полета летательных аппаратов: учеб. пособие. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. – 435 с.
7. *Раушенбах Г.* Справочник по проектированию солнечных батарей: пер. с англ. – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.
8. Разработка солнечных, аккумуляторных батарей и оборудования для космических аппаратов / АО «Сатурн». – URL: <http://www.saturn-kuban.ru> (дата обращения: 18.11.2020).
9. *Тарасов В. А., Бараев А. В., Комков М. А.* Унификация шар-баллонов высокого давления РКТ комбинированной конструкции с композитной оболочкой и металлическим лейнером // Известия вузов. Сер.: Машиностроение. – 2015. – № 1. – С. 31–42.
10. SAFIT: разработка и изготовление металлокомпозитных баллонов высокого давления, ремонт углепластиковых валов. Номенклатура баллонов. – URL: <http://www.safit.info> (дата обращения: 18.11.2020).

Features of analytical and simulation modeling of the functioning of complex control objects in conditions of destructive influences / E. N. Aleshin, V. N. Vorotyagin, A. N. Pavlov, A. B. Umarov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 6–12.

When solving the problem of multi-criteria structural and functional synthesis of configuration options for complex control objects, destructive effects should be taken into account. As a rule, for space objects, this is due to the impact of space factors on radio-electronic equipment. This article discusses a comprehensive (analytical-simulation) approach to modeling effective configuration options for complex object systems at the design stage. Thus, at the stage of creating a dialog interactive procedure with a decision-maker, it is proposed to use an analytical model of a multi-criteria choice of configurations of the designed apparatus. To assess the structural and functional survivability of the selected variants of systems of complex objects, taking into account destructive influences, a simulation model based on the Monte Carlo statistical testing method has been developed. On the example of the onboard motion control system of the small spacecraft «Aist-2D», an example of the practical implementation of the proposed integrated approach is presented.

Key words: analytical and simulation modeling; structural and functional survivability; configuration; multi-criteria synthesis.

A model for planning the execution of a complex of information processing operations in a heterogeneous distributed system taking into account the multimode of its functioning / E. N. Aleshin, A. N. Pavlov, D. A. Pavlov, A. B. Umarov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 13–20.

A variant of modification and coordination of the previously developed model of streaming planning of a complex of information processing operations with a model for evaluating the structural and functional reliability of the corresponding processing equipment is proposed. A scheme of the functional integrity of the information processing system under consideration is constructed, an analysis of the compatibility of its functioning modes is carried out, estimates of the probability of successful execution of a complex of processing operations and corresponding variants of the distribution of the execution time of modes are obtained, a matrix of pairwise incompatibility of the implementation of modes by functional elements is constructed.

Key words: flow planning, structural and functional reliability, separate and joint use of modes, equivalent and unequal intensity of mode use.

Domestic intellectual information analytical platform and its use in proactive control of space facilities / M. Y. Okhtilev, S. A. Potryasaev, B. V. Sokolov, R. M. Yusupov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 21–28.

Currently the key factors in the development of modern enterprises are import substitution, comprehensive automation and intellectualization of their activities at all stages of the life cycle (LC). The article proposes new intelligent technologies and software systems for collecting, integrating, interpreting, visualizing data and knowledge, implemented as a single domestic intelligent information and analytical platform (IIAP) for proactive management of the life cycle complex technical objects (STO), which are considered various classes space vehicles (CSR). The main scientific and technical idea underlying this IIAP is to create a fundamentally new approach to the design and application of proactive management of the life cycle of the service center based on the integrated development and use, firstly, of cyber-physical systems that provide appropriate control processes with feedback constantly updated and processed information and, secondly, intelligent interfaces with elements of visual programming, allowing various categories of users in a professional language to carry out adaptive interaction with the platform in the course of proactive

management of life cycle of service centers. At the same time, intelligent interfaces ensure the replicability of knowledge about state of the art SRT extracted from experts for their subsequent implementation into similar related systems based on the use of new logical-algebraic and logical-linguistic models created to describe the products under consideration and based on the postulates of the theory of artificial intelligence, engineering knowledge control theory. The proactive management of the life cycle of the STO allows, in contrast to the reactive management traditionally implemented in practice, to prevent in advance the prerequisites (and not the consequences) of the occurrence of non-standard (critical) situations due to the purposefully formed structural and functional excess of accuracy. In the article, as the first example of practical implementation, a description of the unified virtual electronic passport of specific samples of rocket and space technology developed within the framework of the EIAP is given. The second example is associated with proactive management of the configuration and reconfiguration of spacecraft onboard systems.

Key words: unified domestic intelligent information and analytical platform, space assets, cyber physical systems, intelligent interfaces, proactive life cycle management, unified virtual electronic passport.

Sokolov B. V., Ushakov V. A. Models and algorithms of operational planning of information processes in a dynamic network formed by mobile objects // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 29–36.

The article presents the results of the development and research of models and algorithms for operational planning of information processes in a dynamic network formed by mobile objects in order to increase the efficiency of obtaining consumer data on the state of complex technical systems. It is advisable to use the obtained models and algorithms to solve the problems of complex automation and intellectualization of the processes of monitoring the state of the state of complex technical systems. It is advisable to use the obtained models and algorithms to solve the problems of complex automation and intellectualization of the processes of monitoring the state of the state of complex technical systems.

The novelty of the developed special model-algorithmic software is that when it was created, two fundamental system-cybernetic concepts, namely, the concept of system modeling and the concept of proactive intelligent control, received constructive implementation.

Key words: special software and mathematical support, models and algorithms for planning information processes, structural dynamics management, complex modeling and proactive management.

Averkiev N. F., Butenko E. V., Salov V. V. Conceptual model of the operational management system ballistic and navigation support for the use of space systems in the interests of the space information consumers actions // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 37–42.

The article describes a conceptual model of the system of operational ballistic and navigation support for the use of space systems in the interests of the space information consumers actions, designed for its systematic and meaningful description. The article also forms a macromodel of the system of operational ballistic and navigation support for the use of space systems, and selects an apparatus for formalizing ideas about the interaction of the system of operational ballistic and navigation support for the use of space systems with the external environment.

Key words: ballistics and navigation support, conceptual model, space systems, mathematical description.

Arkhipova M. A., Danilova T. V., Maslova M. A. Algorithm for the formation of refined parameters estimates of the star sensors orientation relative to the spacecraft body // Proceedings of

the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 43–48.

An algorithm for the formation of refined estimates of the angles of the star sensors position, rigidly fixed to the spacecraft body, in the presence of high-precision data of the orbit parameters, not exceeding twenty-thirty meters in position, is proposed. The instrumental measurement errors of the star coordinates are several tenths of an arc second. These estimates of the angles of position (attachment) of the star sensors are determined by numerical solution of a system of matrix equations. Application of this algorithm leads to a significant (by one or two orders of magnitude) reduction of the parameter errors of the star sensors orientation relative to the spacecraft body. It leads to the formation of high-precision estimates of the parameters of the spacecraft body orientation in the inertial geocentric and moving orbital coordinate systems. Their average values are the units of arc seconds, and sometimes decrease to the level of instrumental measurement errors of the stars coordinates in the sensors. The simulation results and recommendations for the application of the algorithm are given.

Key words: autonomous orientation, autonomous navigation, onboard control system, spacecraft, star sensor, random measurement errors.

Bondareva M. K., Vaskov S. V., Salov V. V. Verification methods integration of navigation solutions for navigation and ballistic support spacecraft control // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 49–56.

Reaching a potentially new level of solving navigation problems of advanced space systems is associated with the introduction of special innovative satellite technologies in the data processing process. At the same time, the organization of flight tests of such promising space systems, both in terms of orbital and ground-based means, should, of course, be based on precision evaluation methods. The article considers the main directions of the complex implementation of promising methods of verification of navigation solutions used in the navigation and ballistic support of the space systems control and the ballistic and ephemeris support of the global navigation satellite system GLONASS at the Main Test Space Center of the Ministry of Defense of the Russian Federation.

Key words: satellite navigation equipment, global navigation satellite system, verification, navigation solutions, on-board control system, quantum optical systems.

Kalabin P. V., Stepanov A. S., Fominov I. V. Method of synthesis of quasi-optimal in terms of speed extensive orientation control of a dynamically asymmetric spacecraft using flywheel engines // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 57–65.

The paper presents a method of control synthesis that provides quasi-optimal in terms of speed extensive control by program rotation of a dynamically asymmetric spacecraft using flywheel engines. The developed method of calculating the control program for 3 flywheel engines orthogonally located along the connected axes of the spacecraft provides a program rotation around the Euler axis, taking into account compensation of disturbing moments from the inequality of the axial moments of inertia of the spacecraft and the cross gyroscopic coupling of the flywheel engines. An iterative procedure for calculating distributed orientation control has been developed, taking into account restrictions on the maximum possible control. Numerical simulation results are presented, confirming the feasibility of using extensive control of the orientation of spacecraft with flywheel engines to increase performance. Comparative estimates of the time energy costs for the implementation of the program rotation with sequential control over each channel and extensive control of the spatial orientation of the spacecraft with flywheel engines are obtained.

Key words: extensive orientation control, spacecraft, engine-flywheel.

Mironov V. I., Sasunkevich A. A., Stepanov A. S. Investigation of the influence of changing the moments of inertia of a small spacecraft with a manipulator on the accuracy of its spatial orientation // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 66–73.

The article is devoted to the results of the research of the influence of time-varying components of the inertia tensor of a small spacecraft with a manipulator on the accuracy of its spatial orientation. The calculation of the control program was carried out by using the method of an approximate correcting operator for the final vector of control moments.

The studies were conducted for the time interval from the start of operation of the attitude control engines in the acceleration section until the moment they were turned off in the deceleration section. The spatial orientation of a small spacecraft when solving a number of problems can be carried out under conditions of orientation of the equipment fixed at the end of the rod at a distance from the center of mass of the spacecraft to a certain fixed angular position. The manipulator can serve as an example of such equipment.

Key words: small spacecraft, manipulator, spatial orientation, tensor of inertia, method of approximate correcting operator.

Shil'nikovskiy V. S. Methodology autonomous determine the orbital parameters of small spacecraft over a series of measurements of the direction to the moon // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 74–83.

The article presents a justification for the possibility of implementing the method of autonomous determination of the orbital parameters of spacecraft based over a series of measurements of the direction to the Moon. A method is proposed that is based on a combination of algorithms of applied celestial mechanics for approximate estimation of the orbit parameters and subsequent refinement. The method is supposed to be implemented on the software and hardware of a small-sized star sensor with limited computing resources.

Key words: methods of Autonomous navigation of a small spacecraft, the orbital parameters of a small spacecraft computational algorithm.

Conception of using technologies of unified space platforms based on open architecture in the processes of creating and operating advanced spacecraft / A. A. Abdurakhimov, A. M. Denisov, V. F. Pinegin, D. V. Skvortzov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 84–90.

The article presents new approaches to the implementation of the processes of creating and operating advanced spacecraft based on unified space platforms with a common standardized open architecture.

Key words: spacecraft, onboard control complex, unified space platform, open architecture, space debris, technogenic pollution.

Abdurakhimov A. A., Lizan V. M., Roshchin G. B. The structure of the methodology for substantiating the requirements for space systems based on small spacecraft // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 91–98.

The set-theoretic representation of the methodology for substantiating the requirements for advanced space systems based on small spacecraft is presented. The formulation of the optimization problem of the formation of the technical appearance of the space system and its main elements is formulated. Examples of the results of solving particular problems of substantiating the parameters for constructing multi-satellite orbital constellations of space systems based on small spacecraft are presented.

Key words: small spacecraft, space system, orbital constellation, ground control complex, launch vehicle system.

Abramenkov G. V., Lebedev E. L. Methodological approach to a posteriori evaluation of the accuracy characteristics of the system satellite navigation of earth remote sensing spacecraft // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 99–104.

The article deals with the main tasks, the structure of the construction of software and mathematical support intended for obtaining initial data and a posteriori determination of the characteristics of the satellite navigation system of the Earth remote sensing spacecraft.

Key words: spacecraft, satellite navigation system, reference orbit, GLONASS, GPS.

Atarshikov A. N., Danelyan A. P., Lagoon A. V. Substantiation of the system of indicators for assessing the survivability of ground-based automated control systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 105–111.

The article defines a system of general and particular indicators for assessing the survivability of means of ground-based automated control systems for orbital facilities, which provides a comprehensive assessment of their survivability. The dependences of changes in the area of characterization of survivability on the example of the of a ground-based automated control system for orbital facilities on the values of particular indicators are established. The proposed system of indicators for assessing the survivability of the means of a ground-based automated control complex of orbital means will allow developing a set of measures aimed at preserving their combat capability and ensuring the solution of tasks for their intended purpose in various conditions of the situation.

Key words: indicators for assessing the survivability of ground-based automated control system, the area of survivability, the area of characterization of survivability, increased survivability.

Belikov I. D., Kuzmichev Y. A. Features of controlling the angular position of a space robot with a sun screen in the vicinity of a geostationary orbit // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 112–117.

A mathematical model of the angular stabilization system of a space robot located in the vicinity of a geostationary orbit and equipped with a sunscreen to prevent the illumination of optoelectronic devices is presented. The features of the formation of control actions for the stabilization of the angular position of the space robot when using a sliding screen are analyzed. The structure of the system of angular stabilization of the space robot is proposed using the control principle based on the known component of the disturbing effect.

Key words: space robot, rendezvous system, sun screen, perturbation control, geostationary orbit.

Bogdan A. N., Polyakov A. P., Stepenko A. N. The comprehensive methodology of facilities and collateral equipment operational system estimation // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 118–124.

This article is devoted to the description of the methodology for determining the availability of obsolete purchased components that are part of a set of spare parts for technological equipment of rocket and space complexes. The methodology is based on the theory of fuzzy sets and the method of expert evaluation, in which the method of hierarchy analysis is used to determine the weights of factors and their characteristics. The method allows you to assess the availability of spare parts related to obsolete purchased components and to conduct their timely accumulation for the

remaining service life of the equipment. In addition, the method allows you to optimize the cost of the life cycle of the equipment during its long-term operation. To form the resulting methodology, we analyzed well-known methods that allow us to estimate the availability period of standard replacement elements by using the expert opinion on the conditions and nature of their production. The developed method, in contrast to the known ones, takes into account the weights of production factors and their characteristics, by applying the method of hierarchy analysis developed by Thomas Saati. The article provides an example of the application of the methodology for determining the availability of obsolete purchased components related to the set of spare parts of the automated control system of the launch complex.

Key words: reliability, inventory management system, spare part, purchased components, obsolescence.

Boldirev K. B., Karchin A. Y. Estimation method of rocket block inter-tank compartments construction carrying capacity on the passive part of flight // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 125–130.

The article justifies an approach to the determination of load parameters top limit for elements of rocket block hull structure when it's under mass forces on the passive atmospheric part of trajectory. We propose an estimation method of the carrying capacity of the rocket unit compartments hull with the "tank above tank with separate bottoms" layout scheme under complex disturbing force factors.

Key words: rocket block, passive part of trajectory, loading parameters limit.

Bragarchuk A. I., Morozov A. V. Methodology of determining the characteristics of elasticity of components of a carbon-carbon composite material based on a needle punched frame // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 131–138.

In this article the structure of carbon-carbon composite material on a needle-punched frame and the distribution of various phases in it are described, the geometric model of the periodicity cell is presented, as well as a method for determining the elastic characteristics of material components at the meso-level, which includes the numerical calculation of the Finite Element Method and the analytical calculation using the Voigt and Reis averaging hypotheses. The results were analyzed and conclusions were drawn about the use of analytical methods.

Key words: carbon carbon composite material, elastic characteristics, needle-punched frame, periodicity cell.

Vivchar R. M., Pachin A. V., Svirsky V. Y. The problem of improving the quality of solutions for managing the system for ensuring the readiness of a space rocket for launch based on a risk-based approach // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 139–143.

The analysis of technical reports on the results of the launch of the launch vehicle Soyuz-2.1 a,b from 2008 to 2020, with the identification of the reasons for exceeding the duration of preparation of a space rocket (RKN) for launch. One of the reasons for exceeding the duration of the RKN preparation for launch is the poor quality of decisions made when managing the RKN readiness system for launch. It is proposed to use a risk-based approach to improve the quality of decisions taken in the management of the RKN readiness system for launch.

Key words: risk, readiness system, control, space rocket.

Vinogradov D. Y., Suevalov V. V. The technology for autonomous holding of some orbital parameters of large-scale spacecraft systems // Proceedings of the Military Space academy named

after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 144–149.

The article deals with the technology for autonomous holding of some orbital parameters of a different purpose spacecraft while controlling their numerous groupings. The basic principle of autonomous flight control of the spacecraft is outlined. The program motion model of the spacecraft is given which allowing analytical forecasting. The expression for defining the draconic period of a sighting orbit is presented in the article. Also the main operations are listed which perform in during the implementation of the technology for autonomous motion controlling of the spacecraft as part of a space system.

Key words: space system, orbital grouping, autonomous navigation, program motion, autonomous control, dynamically stable orbit.

Experimental study of the elasticity module and poisson coefficient of printed boards of on-board radio electronic equipment of space vehicles / N. A. Voronin, B. V. Lysyuk, D. M. Rudkovsky, N. D. Selivanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 150–156.

The article presents the results of experiments to determine the elasticity modulus and Poisson's ratio of printed circuit boards based on FR-4 fiberglass. Printed circuit boards are described, as well as types and forms of test specimens. Experimental techniques and statistical processing of the results are presented.

Key words: spacecraft; onboard electronic equipment; printed circuit board; elastic modulus; stress-strain state; Poisson's ratio; tensometry.

Method for determining optimal energomass parameters of a rocket-rocket with a rocketodynamic rescue system of the first stage rocket unit / S. Y. Gerasimenko, S. Y. Pirogov, V. I. Pospishenko, S. I. Pyzhov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 157–166.

The article presents the results of a study of the influence of the rocket-dynamic rescue system of the first-stage rocket unit on the energy capabilities of the launch vehicle. The parameters of the flight trajectory of the rocket unit of the first stage at the descent stage, the density of the convective heat flux to the body of the rescued stage and the longitudinal overload when the braking pulse is applied before entering the dense layers of the atmosphere are calculated. A method for choosing the optimal parameters of a launch vehicle with a rocket-dynamic rescue system for a first-stage rocket unit has been developed.

Key words: launch vehicle, rocket-dynamic rescue system, rocket unit, payload, energy-mass parameters.

Gecha V. Y., Kaverin V. V., Pugach I. Y. Possibility of creating low-orbit spacecraft with continuously operating electric propulsion system using atmospheric gases as working fluid // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 167–172.

Actualization during last years of Low Earth Observers (LEO) with hi resolution optical payloads causes necessity to find new construction principles, which make possible to satisfy today's very high requirements to satellites geopositioning. One of the solutions might be special designed electrical propulsion unit, which can produce thrust continuously and adjust this thrust in wide range simultaneously with variations of drag forces, and special sensors and algorithms to control the satellite motion.

Key words: low-orbit spacecraft, remote sensing of the Earth, electric rocket engine, propulsion system.

Methodology for determining the orientation parameters of the «Soyuz-2» launch vehicle based on the integration of measurements of the command instrument complex and the angular velocity sensor unit / V. V. Goncharov, L. V. Krotova, I. Y. Kubasov, M. Y. Mihayilov, A. Y. Nikolaev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 173–184.

The paper presents a methodological approach to determining the orientation parameters of the «Soyuz-2» launch vehicle control system based on the use of a set of command instruments and a block of angular velocity sensors.

The implementation of the developed methodology in the control system of the «Soyuz-2» launch vehicle will make it possible to increase the reliability of determining the parameters of the space rocket orientation in flight, reduce the mass characteristics of the control system, its cost, errors in determining navigation parameters, simplify the process of operation and preparation for the launch of the command instrument complex, as well as reduce the time for preparation and launch space rocket.

Key words: determination of orientation parameters, launch vehicle, command instrument complex, angular velocity sensor unit, reliability, navigation system.

Dema I. A., Pirogov S. Y., Pospishenko V. I. Mathematical model for studying the energy-mass characteristics of rocket units with an electric pump fuel supply system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 185–189.

The article analyzes the features of the influence of the parameters of a liquid-propellant rocket engine with an electric pump fuel supply system on the energy and mass characteristics of a stage of an ultralight launch vehicle. A model has been developed that makes it possible to study the influence of the main design parameters of a liquid-propellant rocket engine with an electric pump fuel supply system on the characteristic speed of the lower stage of an ultralight launch vehicle. The directions of research and the required levels of perfection of elements of a liquid-propellant rocket engine with an electric pumping system for supplying an MCT are presented.

Key words: launch vehicle, rocket unit, liquid-propellant rocket engine, electric pump fuel supply system, payload, characteristic velocity.

Zagornyi S. V., Naumchik E. E., Naumchik I. V. Methodology for assessing the technical condition of the pump unit based on the results of monitoring and determining its residual life // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 190–197.

These works allow us to form a comprehensive methodology for assessing the technical condition of the pump unit based on the results of monitoring and determining its residual life based on the measurement of direct and calculation of indirect parameters. According to the results of comprehensive monitoring of the technical condition of the pump unit, it is planned to maintain the pump unit, develop a list of planned repair or repair and restoration works.

Key words: pump unit, technical condition, dynamic tests, head, flow rate, non-destructive testing, residual life.

Zotov V. G., Nikitin A. O. The analysis of technical feasibility of verticalization system for the super heavy-lift launch vehicle «Yenisey» // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 198–205.

The article presents the dynamic calculation results of installation of super heavy-lift launch vehicle «Yenisey» on the launch pad. Based on the results of calculation, the design solutions of launch pad supports structure and the requirements for the programming of supports control system are proposed.

Key words: ground-based space infrastructure, super heavy-lift launch vehicle, verticalization, dynamic loads, finite element model.

Kalyuzhniy V. A., Krylov P. V. Analysis of processes for cleaning the internal cavities of pipeline systems and methods for intensifying the removal of impurity in launch complex refueling and temperature control systems // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 206–213.

The purpose of the research is to perform a comparative analysis of processes for cleaning the internal cavities of pipeline systems and methods for intensifying the removal of impurity. The article discusses traditional and perspective schemes of cleaning the internal cavities and pipelines using different hydrodynamic and electrochemical methods. The scientific innovation of the article consists in the analysis of the applicability of modern technologies of flushing and cleaning to tasks on the launch complex.

Key words: cosmodrome, ground-based space infrastructure, flushing, cleaning, pipeline, refueling system, temperature control system.

Kiriliuk E. V., Stepanov M. N. Indirect optimization of the transfer of a multistage orbital unit between a low Earth orbit and the geostationary orbit // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 214–224.

The article describes an algorithm of indirect numerical optimization of the multi-burn transfer of a multistage orbital unit between a low Earth orbit and the geostationary orbit. An orbital unit includes a space tug and a space craft which has its own propulsion system. The analysis of the dependence of the orbital unit mass in the target orbit and the optimal parameters of the conjugation orbit (the orbit which connects the operation areas of the stages) on the flight time is provided.

Key words: optimal control, orbital transfer, geostationary orbit, multistage launch vehicle, indirect optimization, maximum principle.

Kisin Y. K., Panchenko D. I., Shamshin M. V. The algorithm of using a single straight angular serif to determine the place of the rocket fall // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 225–231.

Algorithms and programs for preliminary position determination of missile impact site at combat ranch according to azimuths measured from combined observation points are considered. Results of mathematical modeling are given.

Key words: single direct angle localization; combined observation point; impact site position; position grid angle.

Koblov S. V., Makarov U. N., Stupak G. G. The conceptual issues of the development of an automated warning system for hazardous situations in near-Earth space // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 232–237.

The conceptual issues of the development of an automated warning system for hazardous situations in near-Earth space (ASPOS OKP) are presented. On the basis of the analysis of the results of the ASPOS OKP operation and the predicted situation in the near-Earth space the directions, principles, stages of the development ASPOS OKP are considered and the creation on its basis of the prospective system of information-analytical support of the space activity safety.

Key words: space security system, near-Earth space, threat, risk, monitoring, space objects, space debris objects.

Kovalenko A.Yu., Kulvic A.V., Khasanov A.Yu. Optimization of ballistic construction of spacecraft systems with small gaps in the observation of the earth's surface // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 238–244.

The analysis of the methods of building spacecraft systems depending on the frequency of the review is carried out. The spatio-temporal characteristics of the observation for a number of orbital structures with understated characteristics of the survey are obtained. The concept is introduced and the relevance of the development of spacecraft systems with small gaps in the observation of the Earth's surface is substantiated. Solutions are outlined.

Key words: spacecraft system, synthesis of orbital structures, spatio-temporal characteristics of the survey, overview of the earth's surface with small gaps in observation.

Kononov N. S., Levandovich A. V. Substantiation of the parameters of the electric rocket propulsion system for the launch of spacecraft into the target orbit // Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 245–251.

At the present stage of space exploration, a promising direction is to increase the maneuverability capabilities of spacecraft. The possibility of re-launching low-orbit heavy spacecraft (SPACECRAFT) from the reference orbit to the target orbit using electric propulsion systems, the use of which can significantly reduce the costs of the working fluid, is considered. A methodology has been developed to substantiate the parameters of an electric rocket propulsion system (ERDU) for the spacecraft to be launched from the reference orbit to the target orbit. With the help of the developed methodology, the energy-mass parameters of the ERDU are justified by the example of the problem before the removal of a heavy spacecraft for remote sensing of the Earth. A comparative analysis of the costs of the working fluid during the spacecraft's completion using a standard liquid rocket propulsion system (LRE) and an ERDU was performed.

Key words: low-thrust propulsion system, spacecraft, solar battery, electric rocket engine, interorbital flight.

Kramarenko R. M., Onufriev V. V., Chernikova P. D. Calculation of electric field strength in supersonic ammonia plasma flow // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 252–257.

One of the most important tasks in modern spacecraft launches is the development of efficient and at the same time economical engines. But there are a number of problems associated with the electrification of the engine design walls due to the presence of charged particles in the working fluid flow. The main reason for this phenomenon is the formation of a positive volumetric charge in the core of the flow, and, consequently, the potential difference between the walls of the engine and the positive column itself. These processes lead to the accumulation of potential on the body of the isolated engine and its effect on the other units of the spacecraft. The study of these problems and the determination of mechanisms for their elimination is part of the research presented by the authors of this work, which is devoted to the calculation and evaluation of the electric field strength in the positive plasma column of supersonic ammonia flow.

Key words: electric field, supersonic flow, ammonia, nozzle, tension calculation model.

Likhacheva S. S. Macromodels for calculation of thermal protection of the nozzles of solid fuel rocket engines for different purposes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 258–263.

The analysis of structures and parameters of solid fuel rocket engines for various purposes is carried out and their classification is drawn up. A general approach to the thermal design of motors of the selected groups is described. An algorithm for the development of a mathematical model for calculating the thickness of the heat-protective coating in the throat of the nozzle is presented on the

example of a medium-power engine. Recommendations on the choice of the liner material and the use of the model for the thermal calculation of the nozzle throat section have been made.

Key words: heat-shielding coating (TZP), thermal design, finite element method, an-approximation, characteristic parameters.

Serebro I. N. Results of thermal vacuum tests of the infrared camera with an uncooled microbolometric matrix // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 264–269.

The Author submits a research study of providing a thermal mode of the matrix photodetector (bolometer) applied in an optical electronic system of the infrared range of the spacecraft. The author shows the efficiency of the introduction of the thermal coupling of the bolometer and the printed circuit board. The writer also formulates the methods to reduce effects of heating on the frequency of bolometer calibration.

Key words: Bolometer, microbolometer, matrix photodetector, optical electronic system, calibration, uncooled infrared detector.

Tyutyukin A. E., Urtmintsev I. A. Fly Flight of a spacecraft with a solar electric rocket propulsion system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb.: MSA named after A. F. Mozhaisky, 2022. – Release 683. – P. 270–278.

On the example of modeling the flight of a spacecraft with a solar power plant (SEU), a method and formulas for calculating the power supply systems of spacecraft equipped with electric rocket propulsion systems (ERDU) are proposed. The article describes the rationale for the composition of the power supply systems of the spacecraft, presents an analysis of the operating modes of the SEU with accumulator batteries (AB) and ERDU in the conditions of periodic shading of solar panels (SB), justifies the choice of power system parameters that provide the optimal value of the specific impulse in the implementation of transport operations with ERDU.

Key words: power supply system, solar panels, battery batteries, photovoltaic converters, electric propulsion system.

Абдурахимов Алексей Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-19, e-mail: vka@mil.ru

Абраменков Геннадий Владимирович, Департамент сертификации, стандартизации и лицензирования Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» (107996, Россия, Москва, ул. Щепкина, 42); тел.: 8 (915) 192-82-78, e-mail: abramenkov.gv@roscosmos.ru

Аверкиев Николай Федорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: averkiev@mail.ru

Алёшин Евгений Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Архипова Марина Александровна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (952) 380-53-47, e-mail: vka@mil.ru

Атаршиков Александр Николаевич, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 896-81-71, e-mail: vka@mil.ru

Беликов Илья Дмитриевич, Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения (190000, Россия, Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, 67); тел.: 8 (812) 494-70-12.

Богдан Александр Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: vka@mil.ru

Болдырев Константин Борисович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 997-75-95, e-mail: vka@mil.ru

Бондарева Марина Константиновна, доктор технических наук, доцент; НТС Главного испытательного космического центра МО РФ имени Г. С. Титова (141090, Россия, Московская область, Краснознаменск, в/ч 32103); тел.: 8 (495) 590-18-18.

Брагарчук Алексей Игоревич, ВИТ «ЭРА» (353456, Россия, Краснодарский край, г. Анапа, Пионерский пр., 41); тел.: 8 (915) 304-30-66, e-mail: era_1@mil.ru

Бутенко Евгений Викторович, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Васьков Сергей Владимирович, кандидат технических наук; АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (111024, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 53); тел.: 8 (495) 707-13-48, e-mail: spp@nprk-spp.ru

Вивчарь Роман Михайлович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: vka@mil.ru

Виноградов Дмитрий Юрьевич, Научно-исследовательский центр Центрального научно-исследовательского института ВКС МО РФ (141091, Россия, Московская область, Королёв, ул. М. К. Тихонравова, 29); тел.: 8 (977) 712-25-77; e-mail: gradient93@mail.ru

Воронин Николай Аркадьевич, ФГУП «ЦНИИХМ» (115487, Россия, Москва, ул. Нагатинская, 16А); тел.: 8 (499) 611-87-25, e-mail: loa_kbrm@cniihm.ru

Воротягин Валентин Николаевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Герасименко Сергей Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (953) 153-50-63, e-mail: vka@mil.ru

Геча Владимир Яковлевич, доктор технических наук, профессор; АО «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна» (107078, Россия, Москва, Хоромный тупик, 4, стр. 1); тел.: 8 (495) 365-26-69, e-mail: vniiem@vniiem.ru

Гончаров Владимир Владимирович, доктор технических наук; НИИ КС имени А. А. Максимова – филиал АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» (141091, Россия, Московской область, Королёв, ул. Тихонравова, 27).

Данелян Александр Петрович, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 964-81-91, e-mail: vka@mil.ru

Данилова Тамара Валентиновна, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (931) 209-23-03, e-mail: vka@mil.ru

Дёма Игорь Анатольевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (964) 334-01-52, e-mail: vka@mil.ru

Денисов Андрей Михайлович, 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

Загорный Сергей Владимирович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 255-22-31, e-mail: vka@mil.ru

Зотов Василий Глебович, заслуженный конструктор Российской Федерации; филиал АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК (119526, Россия, Москва, пр. Вернадского, 101, к. 2); тел.: 8 (916) 404-18-87, e-mail: lexma1954@mail.ru

Каверин Владимир Викторович, кандидат технических наук; АО «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна» (107078, Россия, Москва, Хоромный тупик, 4, стр. 1); тел.: 8 (926) 225-33-21, e-mail: kaverin_v@mail.ru

Калабин Павел Васильевич, 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

Калюжный Виктор Алексеевич, кандидат технических наук; филиал АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК (119526, Россия, Москва, пр. Вернадского, 101, к. 2); тел.: 8 (495) 433-34-44, e-mail: 041@niisk.ru

Карчин Александр Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 753-96-86, e-mail: vka@mil.ru

Кирилюк Елена Владимировна, НИЦ ЦНИИ ВКС Минобороны РФ (141092, Россия, Московская обл., Королёв, ул. М. К. Тихонравова, 29); МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, стр. 1); тел.: 8 (903) 122-85-99, e-mail: kiriliuk_e@bmstu.ru

Кисин Юрий Константинович, кандидат технических наук; войсковая часть 09703 (164500, Россия, Архангельской обл., Северодвинск, ул. Подводников, 3); тел.: 8 (921) 721-78-26.

Коблов Сергей Владимирович, кандидат технических наук; АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (141070, Россия, Московская область, Королёв, ул. Пионерская, 4); тел.: 8 (495) 513-59-51, e-mail: corp@tsniimash.ru

Коваленко Алексей Юрьевич, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Кононов Никита Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 259-71-28, e-mail: vka@mil.ru

Крамаренко Роман Максимович, ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (985) 138-66-73, e-mail: krm17ea247@ student.bmstu.ru

Кротова Людмила Владимировна, 1 ГИК МО РФ (164170, Россия, Архангельская область, Мирный, ул. Неделина, 17); тел.: 8 (81834) 2-31-81.

Крылов Пётр Владимирович, филиал АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК (119526, Россия, Москва, пр. Вернадского, 101, к. 2); тел.: 8 (495) 433-34-44, e-mail: 041@niisk.ru

Кубасов Игорь Юрьевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Кузьмичев Юрий Алексеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

Кульвиц Алексей Владимирович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Лагун Андрей Валерьевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (909) 587-05-52, e-mail: vka@mil.ru

Лебедев Евгений Леонидович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 657-10-70, e-mail: vka@mil.ru

Левандович Александр Викторович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 579-73-01, e-mail: vka@mil.ru

Лизан Вячеслав Миронович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-88, e-mail: vka@mil.ru

Лихачева Светлана Сергеевна, ФГБОУ ВО «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова» (190005, Россия, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., 1); тел.: 8 (911) 147-78-04, e-mail: nick.atheisto@gmail.com

Лысюк Богдан Валерьевич, ФГУП «ЦНИИХМ» (115487, Россия, Москва, ул. Нагатинская, 16А); тел.: 8 (499) 611-87-25, e-mail: loa_kbpm@cniihm.ru

Макаров Юрий Николаевич, доктор технических наук; Департамент стратегического планирования Госкорпорации «Роскосмос» (129110, Россия, Москва, ул. Щепкина, 42); тел.: 8 (495) 631-97-07, e-mail: info@roscosmos.ru

Маслова Марина Александровна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 354-46-44, e-mail: vka@mil.ru

Миронов Вячеслав Иванович, 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

Михайлов Михаил Юрьевич, 1 ГИК МО РФ (164170, Россия, Архангельская область, Мирный, ул. Неделина, 17); тел.: 8 (81834) 2-31-83.

Морозов Андрей Владимирович, доктор технических наук, профессор; ВИТ «ЭРА» (353456, Россия, Краснодарский край, Анапа, Пионерский пр., 41); тел.: 8 (910) 789-11-66, e-mail: era_1@mil.ru

Наумчик Екатерина Евгеньевна, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 950-34-53, e-mail: vka@mil.ru

Наумчик Игорь Васильевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 950-31-50, e-mail: vka@mil.ru

Никитин Александр Олегович, филиал АО «ЦЭНКИ» – НИИ СК (119526, Россия, Москва, пр-т Вернадского, 101, к. 2); тел.: 8 (916) 967-34-78, e-mail: alexandr_nikitin1997@mail.ru

Николаев Алексей Юрьевич, 1 ГИК МО РФ (164170, Россия, Архангельская область, Мирный, ул. Неделина, 17); тел.: 8 (818) 342-31-69.

Онурфриев Валерий Валентинович, доктор технических наук; ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); e-mail: onurfryev@bmstu.ru

Охтилев Михаил Юрьевич, доктор технических наук, профессор; ФГБУН «Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук» (199178, Россия, Санкт-Петербург, 14-я линия, 39); тел.: 8 (812) 328-01-03, e-mail: oxt@mail.ru

Павлов Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Павлов Дмитрий Александрович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Панченко Денис Иванович, кандидат технических наук; войсковая часть 09703 (164500, Россия, Архангельская область, Северодвинск, ул. Подводников, 3); тел.: 8 (911) 680-22-23.

Пачин Андрей Владимирович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: vka@mil.ru

Пинегин Василий Федорович, 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

Пирогов Сергей Юрьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (964) 334-01-52, e-mail: vka@mil.ru

Поляков Алексей Прокофьевич, кандидат технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: vka@mil.ru

Поспишенко Василий Иванович, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 229-22-00, e-mail: vka@mil.ru

Потрясаев Семен Алексеевич, доктор технических наук; ФГБУН «Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук» (199178, Россия, Санкт-Петербург, 14-я линия, 39); тел.: 8 (812) 328-33-11, e-mail: semp@mail.ru

Пугач Игорь Юрьевич, кандидат технических наук; АО «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна» (107078, Россия, Москва, Хоромный тупик, 4, стр. 1); тел.: 8 (926) 600-89-47, e-mail: igor.fiji@gmail.ru

Пыжов Степан Иванович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (953) 151-10-12, e-mail: vka@mil.ru

Роцин Георгий Борисович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 744-88-66, e-mail: vka@mil.ru

Рудковский Дмитрий Михайлович, кандидат технических наук; ФГУП «ЦНИИХМ» (115487, Россия, Москва, ул. Нагатинская, 16А); тел.: 8 (499) 611-87-25, e-mail: loa_kbpm@cniihm.ru

Салов Вячеслав Викторович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Сасункевич Александр Анатольевич, кандидат технических наук; 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

Свирский Вадим Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: vka@mil.ru

Селиванов Никита Дмитриевич, ФГУП «ЦНИИХМ» (115487, Россия, Москва, ул. Нагатинская, 16А); тел.: 8 (499) 611-87-25, e-mail: loa_kbpm@cniihm.ru

Серебро Иван Николаевич, аспирант, ФГУП «ЦНИИХМ» (115487, Россия, Москва, ул. Нагатинская, 16А); тел.: 8 (499) 616-65-48, e-mail: ivanserebro@rambler.ru

Скворцов Дмитрий Валерьевич, 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

Соколов Борис Владимирович, доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ; ФГБУН «Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук» (199178, Россия, Санкт-Петербург, 14-я линия, 39); тел.: 8 (812) 328-01-03, e-mail: sokol@ias.spb.su

Степанов Александр Сергеевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21.

Степанов Михаил Николаевич, кандидат технических наук, доцент; 4 ЦНИИ Минобороны РФ (141092, Россия, Московская область, Королёв, ул. М. К. Тихонравова, 29); НИЦ ЦНИИ ВКС Минобороны РФ (141092, Россия, Королёв, Московская область, ул. М. К. Тихонравова, 29); тел.: 8 (903) 793-53-78, e-mail: vka@mil.ru

Степенко Андрей Николаевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-35, e-mail: vka@mil.ru

Ступак Григорий Григорьевич, доктор технических наук, профессор; АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (141070, Россия, Московская область, Королёв, ул. Пионерская, 4); тел.: 8 (495) 513-59-51, e-mail: StupakGG@tsniimash.ru

Суевалов Валерий Витальевич, кандидат технических наук; Научно-исследовательский центр Центрального научно-исследовательского института ВКС МО РФ (141091, Россия, Московская область, Королёв, ул. М. К. Тихонравова, 29); тел.: 8 (916) 695-89-20, e-mail: suevalov@list.ru

Тютюкин Александр Евгеньевич, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-72, e-mail: vka@mil.ru

Умаров Александр Бахтиёрович, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

Уртминцев Игорь Александрович, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (904) 600-27-06 e-mail: urt_eg@mail.ru

Ушаков Виталий Анатольевич, ФГБУН «Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук» (199178, Россия, Санкт-Петербург, 14-я линия, 39); тел.: 8 (812) 328-44-50, e-mail: spiiran@iias.spb.su

Фоминов Иван Вячеславович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

Хасанов Антон Юрьевич, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

Черникова Полина Денисовна, ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (919) 002-34-20, e-mail: chernikovapd@student.bmstu.ru

Шамшин Михаил Владимирович, кандидат технических наук; войсковая часть 09703 (164500, Россия, Архангельской область, Северодвинск, ул. Подводников, 3); тел.: 8 (911) 578-40-62.

Шильниковский Валерий Сергеевич, ФГУП «ЦНИИХМ» (115487, Россия, Москва, ул. Нагатинская, 16А); тел.: 8 (499) 611-72-52, e-mail: svalera2003@mail.ru

Юсупов Рафаэль Мидхатович, доктор технических наук, профессор, Заслуженный деятель науки и техники РСФСР, член-корреспондент РАН; СПИИРАН ФГБУН «Санкт-Петербургский федеральный исследовательский центр Российской академии наук» (199178, Россия, Санкт-Петербург, 14-я линия, 39); тел.: 8 (812) 323-03-66, e-mail: yusupov@iias.spb.su

Абдурахимов Алексей Александрович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

Аверкиев Николай Фёдорович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-16, e-mail: vka@mil.ru

Басыров Александр Геннадьевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 248-57-80, e-mail: alexanderbas@mail.ru

Богачев Сергей Алексеевич, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-16, e-mail: vka@mil.ru

Голяков Алексей Дмитриевич, 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

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, e-mail: vka@mil.ru

Горшков Лев Капитонович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-89, e-mail: vka@mil.ru

Какаев Виталий Викторович, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 196-89-83, 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 (911) 215-00-23, e-mail: vka@mil.ru

Лебедев Евгений Леонидович, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-11, e-mail: vka@mil.ru

Мионов Андрей Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-13, e-mail: vka@mil.ru

Мысливцев Тимофей Олегович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-36, e-mail: vka@mil.ru

Назаров Андрей Вячеславович, 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

Новиков Евгений Александрович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 218-51-19, e-mail: vka@mil.ru

Павлов Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, 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 (812) 347-95-13, 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@mil.ru

Фоминов Иван Вячеславович, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru