

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

**Выпуск 686  
2023 г.**

Научное рецензируемое издание

Выходит с 1942 года

---

Издатель:

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

Редакционный совет

Председатель:

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

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, проф.; **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 воен. наук, проф.; **В. В. Клейменов**, доктор техн. наук, проф.;  
**В. В. Козлов**, доктор техн. наук, проф.; **Н. С. Кужекин**, кандидат филос. наук, проф.;  
**В. Н. Кузьмин**, доктор воен. наук, проф.; **Н. Б. Кунтурова**, доктор пед. наук, доц.;  
**Е. Л. Лебедев**, доктор техн. наук, проф.; **А. Г. Ломако**, доктор техн. наук, проф.;  
**А. И. Лоскутов**, доктор техн. наук, проф.; **Г. Н. Мальцев**, доктор техн. наук, проф.;  
**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.;  
**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)

Выпускающий редактор: **А. В. Головина**  
Технический редактор  
и компьютерная верстка: **Е. Е. Лавриенко**  
Техническая поддержка:  
**К. И. Чувирова**

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

Подписано к печ. 16.02.2023.  
Формат печатного листа 445×300/4.  
Уч.-печ. л. 65,00. Уч.-изд. л. 32,50  
Тираж 26 экз. Заказ 4064/74.  
Отпечатано в типографии  
Военно-космической академии  
имени А. Ф. Можайского

## СОДЕРЖАНИЕ

### СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

- Атамас А. С., Козлов Ю. В., Кукушкин М. А.* Методический подход к использованию специального программного обеспечения для повышения оперативности принятия решения на маневр подвижных организационно-технических систем военного назначения ..... 6
- Крыжановский В. И., Слатов С. В., Трофимов И. А.* Метод параметрической и структурной идентификации объектов и систем автоматического управления ..... 17
- Петухов А. М., Холодок А. Ю.* Усовершенствованный алгоритм повышения готовности организационно-технической системы военного назначения к решению задач по предназначению в изменяющихся условиях обстановки ..... 28

### СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

- Васьков С. В., Гуляев И. Ю., Кисленко К. В., Паришков А. А., Филатов А. С.* Актуальные возможности оперативного анализа состояния калибровочных данных аппаратных погрешностей навигационных приёмников в системе прецизионной навигации перспективных многоспутниковых космических систем ..... 36
- Воротягин В. Н., Кулаков А. Ю., Чувиров А. А.* Технология аппаратно-программного комплексного моделирования системы управления движением космического аппарата ..... 45
- Гаврилов Д. А., Козлов А. В., Мороз А. В., Сахно И. В.* Результаты полунатурного моделирования высотомера с синтезированной апертурой антенны ..... 51
- Грибков В. С., Ковалев С. В., Нестеров С. М., Скородумов И. А.* Метод измерения эффективной площади рассеяния радиолокационных объектов со сверхмалыми уровнями отражений..... 61
- Липатников В. А., Парфиров В. А.* Метод маскировки районов расположения объектов критически важной инфраструктуры от радиолокационных средств наблюдения ..... 68
- Сасункевич А. А., Степанов А. С., Фоминов И. В.* Метод распределенного двухимпульсного терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата в условиях нештатного раскрытия панелей солнечных батарей..... 78
- Степанов А. С.* Методика обоснования требований к параметрам управляющих реактивных двигателей системы ориентации космического робота для реализации принципа терминального управления ..... 92

## СБОР И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

- Астапович А. В., Зуев А. С., Куничкин Д. А., Прокофьев А. В.* Методика проверки точности преобразования плоских прямоугольных координат точек местности из системы координат 1942 года в систему координат параметров Земли 90.11 ..... 101

## ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

- Овчаров В. А., Подшибякин А. С., Харжевская А. В., Шинкаренко А. Ф.* Технология идентификации вредоносных пакетов в задачах аудита уязвимостей прикладных программных решений ..... 106

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

- Абдурахимов А. А., Баландин В. Н., Гуляев М. Д.* Обоснование схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов ..... 123

- Абрамов И. С., Александров М. А., Минаков Е. П.* Определение характеристик пролетов астероидов через рубеж обнаружения при равномерном размещении телескопов с вертикальной ориентацией осей визирования на поверхности Луны ..... 130

- Антонов Д. А., Оркин В. В., Платонов С. А.* Концептуальная модель автоматизированной системы поддержки принятия решений должностными лицами органа управления ..... 136

- Белянин Д. Г., Герасименко С. Ю., Пирогов С. Ю., Султанов А. Э.* Анализ схемно-технических решений повышения уровня многозадачности ракет космического назначения ..... 144

- Васильев А. С., Захаров И. В., Зыкова С. С.* Модель функционирования деградирующей информационно-вычислительной среды бортовой аппаратуры сверхмалых космических аппаратов с учетом парирования ее отказов ..... 150

- Власов С. А., Жаткин А. Т., Кубасов И. Ю.* Решение задачи расчета наибольшего времени разрыва в наблюдении всей поверхности Земли при расположении космических аппаратов орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли в одной плоскости ..... 157

- Головчинский В. О., Головчинская Н. В., Мироненков О. В.* Планирование диагностических мероприятий и технического обслуживания на объектах наземной космической инфраструктуры методом построения линейных сплайнов ..... 165

- Грибков В. С., Ковалев С. В., Нестеров С. М., Слухаева Д. А.* Комбинированные способы снижения радиолокационной заметности на примере беспилотных летательных аппаратов ..... 173

<i>Гуков Д. В., Иванов С. М., Ильин А. В.</i> Совершенствование управления техническим состоянием силового трансформатора на основе мониторинга тока намагничивания под нагрузкой .....	178
<i>Данилюк С. Г., Сиволяс М. А.</i> Алгоритм статистической оценки безопасности проведения технического обслуживания потенциально опасной техники .....	187
<i>Михеев Е. А., Петухов А. И., Полуян М. М.</i> Моделирование силы излучения типового низкоорбитального космического аппарата в предельных режимах функционирования.....	194
<i>Перфильев А. С., Петухов А. И., Султанов А. Э.</i> Оценивание демпфирующих свойств корпуса ракет-носителей при отсечке тяги с учетом частот и форм продольных колебаний .....	203
<i>Силантьев С. Б.</i> Формирование конечных условий выведения космического аппарата на орбиту при возникновении нештатной ситуации на борту ракеты-носителя.....	210
<i>Хисматов И. Ф.</i> Метод воспроизведения полей яркости фоноцелевой обстановки при имитационном моделировании оптико-электронных систем конечного наведения .....	218

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

<i>Гаврилов А. Д., Куцов И. М., Новиков В. А.</i> Методика оценивания слушателей на семинаре по оперативно-тактическим дисциплинам .....	224
<i>Мержвинская Л. В., Наумчик Е. Е., Яккола А. Н.</i> Методика оценивания качества подготовки выпускников Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского .....	231

#### ВОПРОСЫ ГУМАНИТАРНЫХ И ОБЩЕСТВЕННЫХ НАУК

<i>Репях Н. А., Хрустова А. Н.</i> Идеи освоения космоса в творчестве Николая Алексеевича Рынина .....	238
Рефераты статей .....	244
Сведения об авторах .....	252
Сведения о рецензентах .....	258

А. С. Атамас;  
Ю. В. Козлов,  
*кандидат военных наук;*  
М. А. Кукушкин,  
*кандидат военных наук*

## **МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ НА МАНЕВР ПОДВИЖНЫХ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

Предлагается методический подход к использованию специального программного обеспечения (СПО) для повышения оперативности принятия решения командиром на маневр подвижных организационно-технических систем военного назначения [ОТС (ВН)] в условиях динамически изменяющейся обстановки. С помощью разработанной методики на основе использования СПО и геоинформационных систем (ГИС) можно в кратчайшие сроки вывести на электронную карту предложения в решение командира, а также осуществить графическое и текстовое оформление решения на совершение маневра подвижных ОТС (ВН).

Ключевые слова: специальное программное обеспечение, подготовка решения командира на маневр, подвижные организационно-технические системы военного назначения.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время увеличившиеся возможности средств ведения вооруженной борьбы вплотную приблизили нормы по оперативности принятия решения командиром при управлении различными воинскими формированиями к пределу человеческих возможностей.

Очень часто решение командиру приходится готовить в условиях острого дефицита времени, при этом должностным лицам органа управления необходимо одновременно рассмотреть множество пространственно-временных и других факторов обстановки, существенно влияющих на выполнение поставленных задач. Кроме того, необходимость оперативного оформления сформированного решения командира требует использования современных средств автоматизации.

Вопросам повышения оперативности принятия решения командиром в ходе оперативного управления подвижными ОТС (ВН) (колесной и бронетанковой техники, ракетных комплексов и т. д.) в научных изданиях уделено много внимания [1–3]. Например, в работе [2] подробно раскрыт комплексный подход к организации процесса принятия решения командиром в условиях динамически изменяющейся обстановки, где в качестве таковых рассматривались модули полевых подвижных пунктов управления и узлов связи, а также подвижные наземные командно-измерительные пункты, осуществляющие управление орбитальными группировками космических аппаратов. Однако в этих работах не раскрыты возможности повышения оперативности принятия решения командиром на совершение маневра за счет использования СПО, осуществления выведения на электронную карту предложения в решение командира, а также графического и текстового оформления решения на совершение маневра подвижных ОТС (ВН).

В других научных трудах широко освещены возможности применения средств автоматизации при принятии решения командиром [4–6]. В работе [5] предложена методика выбора рационального варианта деятельности должностных лиц органов управления с целью повышения оперативности с применением средств автоматизации. Однако в данных работах не

раскрыт порядок одновременного использования как СПО, так и геоинформационных систем (ГИС). Поэтому решение вопроса оперативного определения необходимых данных на проведение маневра подвижных ОТС (ВН), особенно в условия применения противником современных средств поражения, является актуальной военно-научной задачей.

В данной статье предложена усовершенствованная методика использования разработанного авторами специального программного обеспечения принятия решения командиром на маневр подвижных ОТС (ВН), которая позволяет:

– осуществить программную реализацию алгоритмов моделирования нештатных ситуаций [2] на основе анализа оценки обстановки командиром в районе применения подвижных ОТС (ВН) с целью сокращения времени на подготовку и принятие решения;

– использовать средства автоматизации для графического оформления решения на маневр и пояснительной записки к нему с применением соответствующего шаблона [5].

Таким образом, СПО, совмещенное с ГИС, по сути является элементом системы поддержки принятия решения командиром на маневр подвижных ОТС (ВН). Такой элемент позволяет с большей эффективностью автоматизировать процесс планирования и принятия решения командиром на маневр этих ОТС (ВН), что особенно актуально на этапах выбора рационального маршрута в новый район применения, оформления графической части решения командира и пояснительной записки к нему.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задача разработки методического подхода к использованию специального программного обеспечения для повышения оперативности принятия решения на маневр подвижных ОТС (ВН) в качестве имеет следующие исходные данные.

*Дано:*

1) требования к функционированию подвижных ОТС (ВН) в районе применения:

– по оперативности принятия решения на маневр подвижных ОТС (ВН):  $T^{BP} \leq T^{зад}$ , которая определяется решением старшего начальника, исходя из условий сложившейся обстановки;

– по оперативности выхода подвижных ОТС (ВН) на рабочую позицию (РП):  $T^{ПП} \leq T^{ТР}$ , которая определяется требованиями соответствующих нормативных документов;

– по ресурсоемкости (множеству подвижных ОТС (ВН)):  $N^{ОТС(ВН)} \leq N^{ТР}$ , которая определяется решением старшего начальника, исходя из условий сложившейся обстановки.

2) множество ОТС (ВН):  $N^{ОТС(ВН)} = \{n_2^{ОТС(ВН)}, z = \overline{1, Z}\}$ , где  $Z$  – количество задействованных ОТС (ВН) в каждом районе выполнения задач (РВЗ) и вариантов маскировки –  $\acute{o}_1, \acute{o}_2, \acute{o}_3$  [2].

3) данные по дорожной сети в районе применения ОТС (ВН): множество  $H = \{H_1, H_2, \dots, H_n\}$ , которое представляет собой систему грунтовых и автомобильных дорог, а также искусственные дорожные сооружения (путепроводы, тоннели, эстакады, зимники, мосты), где  $H_1, H_2, \dots, H_n$  – идентификаторы автомобильных или грунтовых дорог [2];

4) времена выхода ОТС (ВН) для выполнения задач по предназначению в заданных интервалах времени на рабочие позиции:  $t_{i1}, t_{i2}, \dots, t_{i(z-1)}$ , где  $i$  – количество ОТС (ВН), совершающих маневр,  $z$  – количество РП [2, 7].

В рамках методического подхода требуется разработать методику повышения оперативности принятия решения командиром на маневр подвижных ОТС (ВН) с применением СПО, для чего необходимо выполнить следующие действия:

– построить множество допустимых вариантов совершения маневра ОТС (ВН) для выполнения задач по предназначению, исходя из сложившейся обстановки;

– осуществить выбор рационального варианта совершения маневра ОТС (ВН);

- отобразить на электронной карте рациональный вариант совершения маневра ОТС (ВН);
- оформить графическую часть решения командира на маневр подвижных ОТС (ВН) и пояснительную записку.

## МЕТОДИКА ПОВЫШЕНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ КОМАНДИРОМ НА МАНЕВР ПОДВИЖНЫХ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ПРИМЕНЕНИЕМ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Для получения требуемого результата необходимо решить ряд частных задач [2, 4, 5, 7]:

- формирования и анализа входных данных о состоянии окружающей обстановки;
- формирования динамического пространства уровней опасности в РВЗ;
- формирования маршрутов передвижения ОТС (ВН) в другие районы выполнения задач;
- отображения на рабочей карте с использованием ГИС-оператора маршрутов (таблиц маршрутов) передвижения ОТС (ВН) в другие районы выполнения задач;
- оформления графической части решения командира на маневр подвижных ОТС (ВН) и пояснительной записки к нему.

Методика повышения оперативности принятия решения командиром на маневр подвижных ОТС (ВН) с применением СПО представлена на рис. 1 и включает три этапа.

### 1-й этап.

*Шаг 1.* Задаются требования по оперативности принятия решения на маневр подвижных ОТС (ВН):  $T^{BP} \leq T^{вал}$ , по оперативности выхода подвижных ОТС (ВН) на РП:  $T^{марш} \leq T^{TP}$ ; по ресурсоемкости [количеству подвижных ОТС (ВН), выполняющих задачи по предназначению:  $N^{ОТС(ВН)} \leq N^{TP}$ ].

В соответствии с представленными требованиями для принятия решения командиром, необходимо решить многокритериальную задачу линейного программирования [5].

При этом время, отводимое для принятия решения командиром (см. выше) на маневр ОТС (ВН) –  $T^{BP}$ , можно представить в следующем виде:

$$T^{BP} = t^{аналит} + t^{техн}, \quad (1)$$

где  $t^{аналит}$  – время, отводимое на аналитическую работу;

$t^{техн}$  – время, отводимое на техническую работу.

*Шаг 2.* Задаются исходные данные по объекту «дорожная сеть», которая представляет собой систему автомобильных и грунтовых дорог, а также искусственных дорожных сооружений и типов покрытия (актуализируется база данных транспортной сети) в районе применения ОТС (ВН). Приоритет дорог  $H_{\omega}$  устанавливается с помощью идентификаторов каждого участка (автомобильная дорога зимняя –  $\omega_1$ , мосты –  $\omega_2$ , переправы по льду –  $\omega_3$ , путепроводы –  $\omega_4$ , тоннели –  $\omega_5$ , эстакады –  $\omega_6$ ). Данная классификация позволит в дальнейшем сформировать матрицу значений уровней опасности и с ее помощью выбрать более благоприятные маршруты передвижения ОТС (ВН).

*Шаг 3.* Происходит формирование базы данных, которая включает в себя массивы шаблонов разрабатываемых документов [решение командира на маневр ( $\hat{E}$ ) и пояснительная записка к нему ( $\hat{U}$ )], а также сведения по составу и укомплектованности личным составом; обеспеченности вооружением, военной техникой; размещению личного состава, ВВТ; системе управления; взаимодействующим воинским частям и организациям.

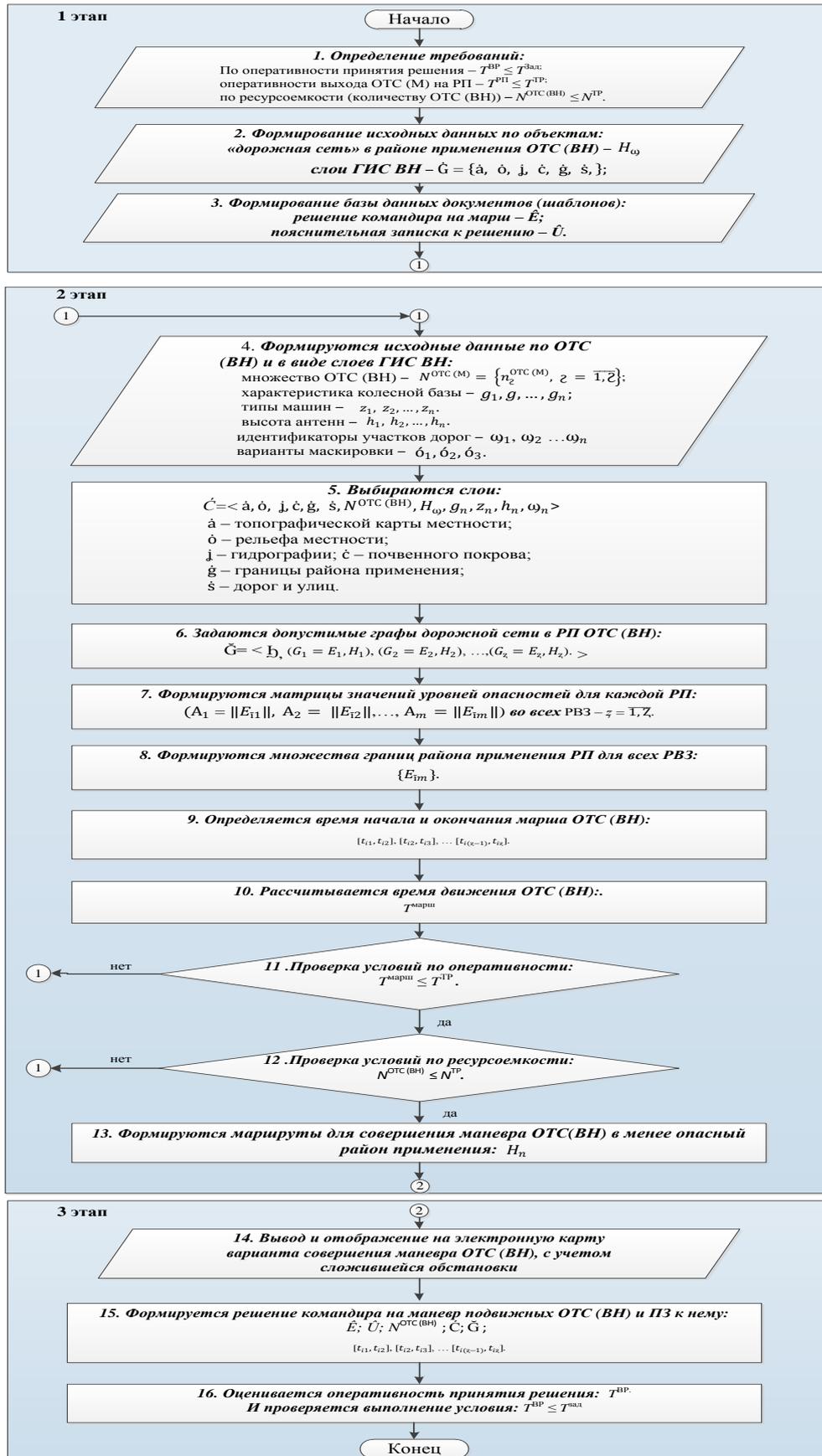


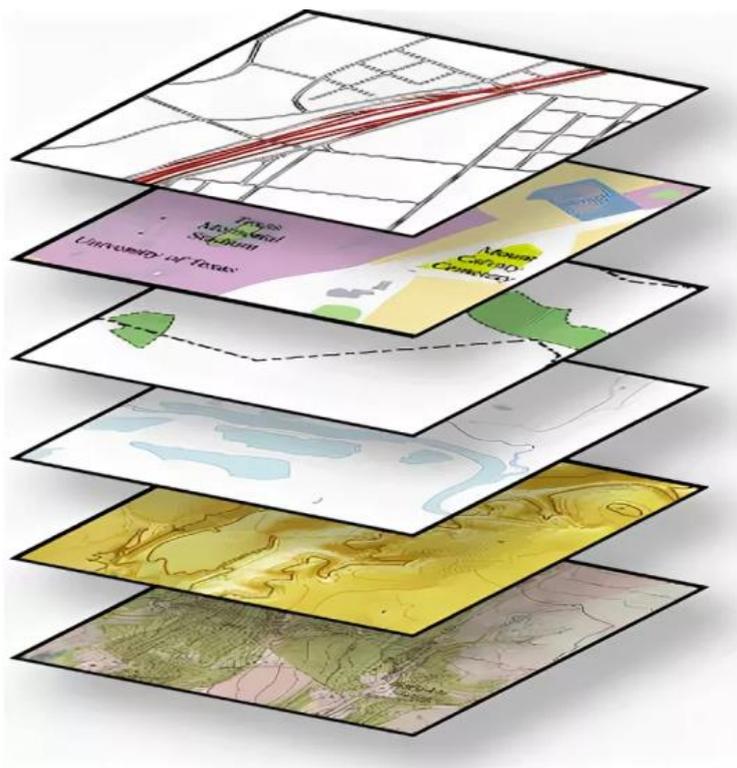
Рис. 1. Методика повышения оперативности принятия решения командиром на маневр подвижных ОТС (ВН) с применением СПО

**2-й этап.**

*Шаг 4.* Формируются исходные данные по основным характеристикам ОТС (ВН):

- 1) множеству ОТС (ВН)  $N^{\text{ОТС (ВН)}} = \{n_2^{\text{ОТС (ВН)}}, z = \overline{1, 2}\}$ ;
- 2) типам машин –  $z_1, z_2, \dots, z_n$  и характеристика колесной базы –  $g_1, g_2, \dots, g_n$ ;
- 3) высоте антенн –  $h_1, h_2, \dots, h_n$  и варианты маскировки [7] –  $\acute{o}_1, \acute{o}_2, \acute{o}_3$ ;
- 4) идентификаторам участков дорог –  $\omega_1, \omega_2 \dots \omega_n$ .

*Шаг 5.* В автоматическом режиме формируются слои: топографическая карта местности, рельеф местности, гидрография, почвенный покров, границы района применения, дороги, улицы. Используемая структура ГИС представлена на рис. 2.



$\acute{s}$  – дороги, улицы;

$\acute{g}$  – границы района применения;

$\acute{c}$  – почвенный покров;

$\acute{j}$  – гидрография;

$\acute{o}$  – рельеф местности;

$\acute{a}$  – топографическая карта местности.

Рис. 2. Используемая структура ГИС

Из сформированной базы данных на шаге 5 в указанной последовательности выбираются слои: топографической карты местности –  $\acute{a}$ , рельефа местности –  $\acute{o}$ , гидрографии –  $\acute{j}$ , почвенного покрова –  $\acute{c}$ , границ района применения –  $\acute{g}$ , дорог и улиц –  $\acute{s}$ . Кроме того, выбирают:

- множество ОТС (ВН) для выполнения задачи на рабочей позиции –  $N^{\text{ОТС (ВН)}}$ ;
- приоритет дорог –  $H_\omega$ ;
- колесную базу ОТС (ВН) –  $g_1, g, \dots, g_n$ ;
- типы машин –  $z_1, z_2, \dots, z_n$ ;
- высоту антенн –  $h_1, h_2, \dots, h_n$ ;
- типы дорожного покрытия –  $\omega_1, \omega_2 \dots \omega_n$ .

В результате ввода данных в СПО и наложения слоев в ГИС в границах выбранного РП применения ОТС (ВН) отображаются на рабочей карте экрана командира район местности (район применения) и его размеры; соотношение вертикальных и горизонтальных масштабов; азимут направления (траектории) просмотра плоской (объемной) модели; координаты точек положения ОТС (ВН):  $\acute{C} = \langle \acute{a}, \acute{o}, \acute{j}, \acute{c}, \acute{g}, \acute{s}, N^{\text{ОТС (ВН)}}, H_\omega, g_n, z_n, h_n, \omega_n \rangle$ .

На рис. 3 представлены выбранные слои с введенными дополнительными данными в ГИС.

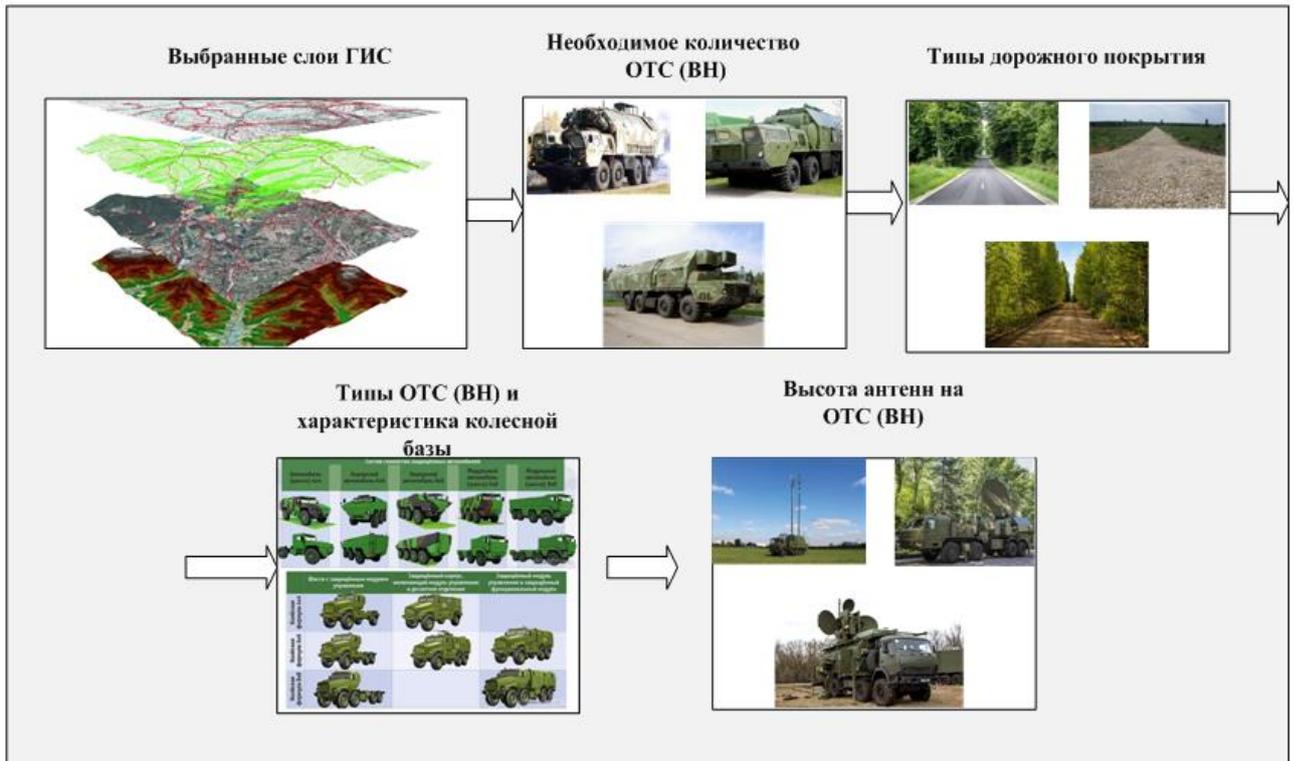


Рис. 3. Выбранные слои с дополнительными данными

**Шаг 6.** Задаются допустимые графы дорожной сети в РП ОТС (ВН):  $(G_1 = E_1, H_1), (G_2 = E_2, H_2), \dots, (G_z = E_z, H_z)$ , где  $(H_1, H_2, \dots, H_z)$  – дуги графа, представляющие собой участки дорожной сети, а  $(E_1, E_2, \dots, E_z)$  – вершины графа, соответствующие пересечениям дорог. В автоматическом режиме СПО производит поиск пересечений дорог и строит граф дорожной сети. Каждый фрагмент дороги без пересечений – ребро графа:  $\bar{G} = \langle \bar{C}, (G_1 = E_1, H_1), (G_2 = E_2, H_2), \dots, (G_z = E_z, H_z) \rangle$  [2].

Визуализация результата на карте представлена на рис. 4.

На скрипте визуализации отображены дороги, выбранные с помощью СПО для передвижения ОТС (ВН).

**Шаг 7.** Производится преобразование исходных данных о состоянии факторов окружающей обстановки в вероятностные значения уровня опасности воздействия со стороны окружающей среды –  $F_1: N^{\text{ОТС (ВН)}}, H_\omega, g_n, z_n, h_n, \omega_n \rightarrow A_1$  [2].

Во всех районах выполнения задач с учетом заданных координат возможного размещения ОТС (ВН), координат рассматриваемого РВЗ и интервалов работы иностранных разведывательных КА РВЗ формируются одномерные матрицы возможных значений уровней опасности:  $(A_1 = \|E_{i1}\|, A_2 = \|E_{i2}\|, \dots, A_m = \|E_{im}\|)$  [1], где  $i$  – количество ОТС (ВН), совершающих маневр  $i \in \{n_2^{\text{ОТС (ВН)}}\}$ , а  $m$  – количество РВЗ, в которых планируется осуществление маневра ОТС (ВН),  $m \in \{z\}$  – которые определяют трехмерную поверхность с дополнительным графиком равного уровня, представленным на рис. 5.

Применяя различные цветовые обозначения при формировании трехмерной поверхности, соответствующие различным уровням опасности, повышается информативность представления результатов анализа складывающейся обстановки. Матрица значений уровней опасности отображается на плоскость  $(X$  и  $Y)$ . Вершинами таких разбиений являются значения уровней опасности, которые определяют высоту или уровень поверхности –  $A$  [9].

*Шаг 8.* На основе полученных результатов на шаге 7 и оценки обстановки, с помощью СПО графически происходит формирование границ РВЗ для ОТС (ВН) –  $\|E_{im}\|$ , [2]. На рис. 6 показан пример отображения границ РП.

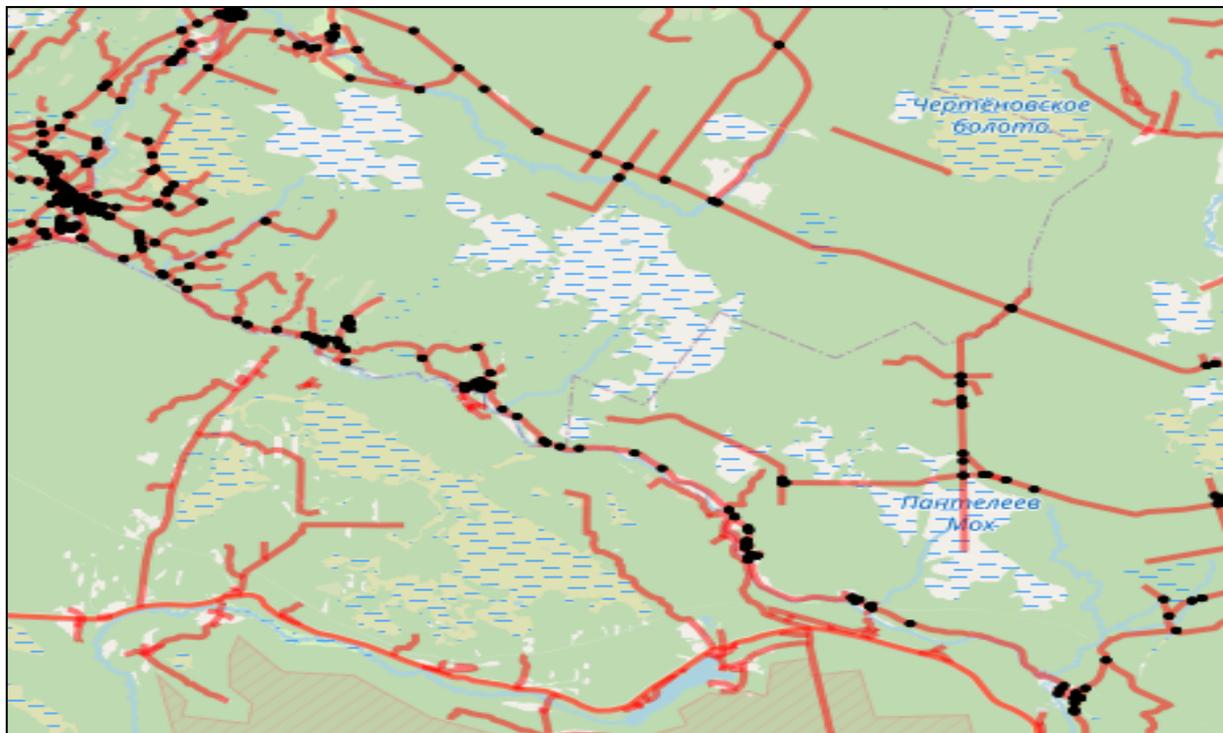


Рис. 4. Граф дорожной сети в районе применения ОТС (ВН)

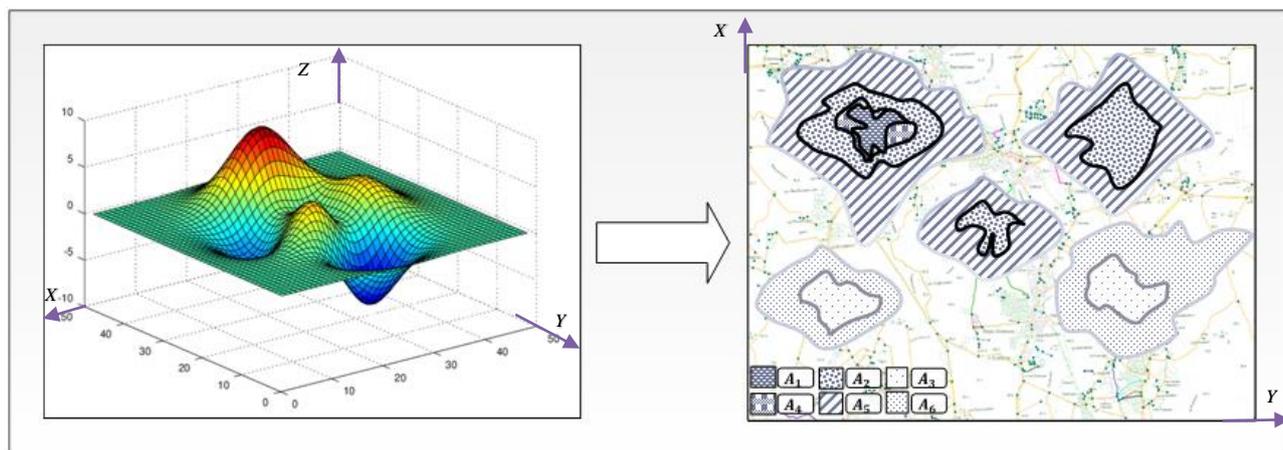


Рис. 5. График формирования матриц значений уровней опасности

*Шаг 9.* Определяются время начала и время окончания маневра для всех ОТС (ВН) –  $[t_{i1}, t_{i2}]$ ,  $[t_{i2}, t_{i3}]$ , ...  $[t_{i(z-1)}, t_{iz}]$ , где  $t_{i1}$  – время начала и  $t_{i2}$  – время окончания маневра, с учетом выбранных вариантов выхода ОТС (ВН) на рабочую позицию (здесь  $i$  – количество ОТС (ВН), совершающих маневр) [9].

*Шаг 10.* Решается задача по расчету времени движения ОТС (ВН) –  $T^{\text{марш}}$  с помощью разработанной методики оценивания времени движения ОТС (ВН) [2].

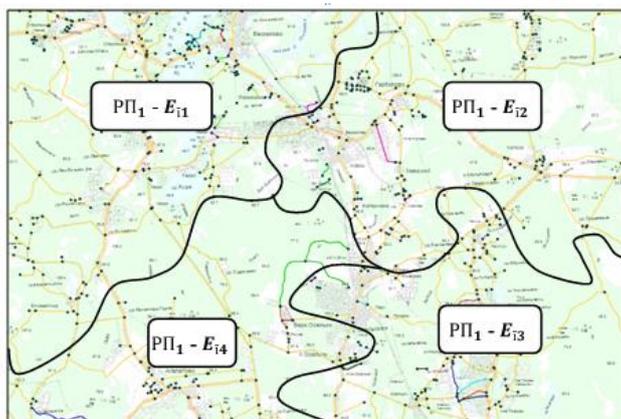


Рис. 6. Отображение границ РП

**Шаг 11.** Происходит проверка условий оперативности совершения маневра ОТС (ВН) –  $T^{\text{марш}} \leq T^{\text{ТР}}$ , в случае выполнения условия переходим на шаг 12, в противном случае – необходимо пересмотреть исходные данные.

**Шаг 12.** Проверка условий ресурсоемкости (количеству подвижных ОТС (ВН), выполняющих задачи по предназначению, –  $N^{\text{ОТС (ВН)}} \leq N^{\text{ТР}}$ ), в случае выполнения условия переходим на шаг 13, в противном случае – необходимо пересмотреть исходные данные.

**Шаг 13.** Далее с помощью СПО в автоматическом режиме происходит формирование рационального маршрута для совершения маневра подвижного ОТС (ВН) в менее опасный район применения.

Производится расчет маневра подвижных ОТС (ВН) в новый район применения:

- 1) определяется протяженность множества маршрутов (их общая глубина) –  $H_1, H_2, \dots, H_n$ ;
- 2) определяется средняя скорость движения подвижных ОТС (ВН) на разных маршрутах (участках)  $H = \{H_1, H_2, \dots, H_n\}$ ;
- 3) определяется время начала и время окончания маневра  $[t_{i1}, t_{i2}], [t_{i2}, t_{i3}], \dots [t_{i(z-1)}, t_{iz}]$ , с учетом выбранных вариантов выхода ОТС (ВН) из района применения;
- 4) определяется исходный пункт районов местности (района применения)  $\dot{C} = \langle N^{\text{ОТС (ВН)}}, H_{\omega}, g_n, z_n, h_n, \omega_n \rangle$ ;
- 5) строится граф  $\check{G} = \langle \dot{C}, (G_1 = E_1, H_1), (G_2 = E_2, H_2), \dots, (G_z = E_z, H_z) \rangle$ , состоящий из начального, конечного пунктов и перекрестков дорог;
- 6) определяется дистанция между подвижными ОТС (ВН).

В автоматическом режиме с помощью СПО производится расчет данных, и происходит отображение на экран рабочего места командира рационального маршрута для совершения маневра подвижных ОТС (ВН) в новый район применения.

### 3-й этап.

**Шаг 14.** После формирования рационального маршрута подвижного ОТС (ВН) он отображается на электронной карте (рис. 7). Также на экран командира выводится текущая обстановка (состояние дорожной сети, рельефа местности, возможности противника по воздействию на ОТС (ВН), значения уровней опасности для рабочих позиций каждого района выполнения задач на различных интервалах времени), что позволяет командиру в короткие сроки выбрать рациональное решение на маневр ОТС (ВН) в условиях оперативно изменяющейся обстановки.

**Шаг 15.** Командир своим решением утверждает выбранный рациональный вариант на маневр подвижных ОТС (ВН), и при помощи СПО происходит оформление решения командира на маневр подвижных ОТС (ВН) и пояснительной записки к нему следующим образом:

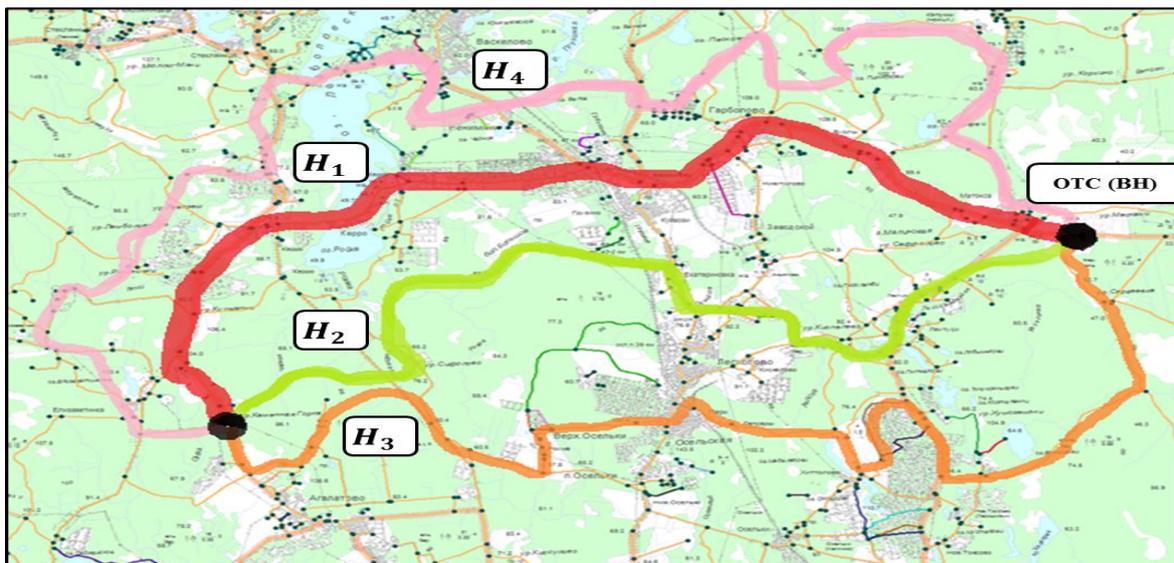


Рис. 7. Рациональный маршрут совершения маневра подвижного ОТС (ВН)

- происходит процесс выбора шаблонов решений, как электронной карты, так и пояснительной записки [5];
- на шаблон электронной карты накладывается вариант совершения маневра подвижных ОТС (ВН), включающий как сам маршрут движения, так и обоснование этого варианта;
- в шаблон пояснительной записки вносятся значения переменных словарных и числовых величин.

*Шаг 16.* Оценивается оперативность принятия решения –  $T^{BP}$  с использованием СПО как при совпадении заранее подготовленных шаблонов решений командира с полученными результатами, так и для вновь создаваемых шаблонов. Проверяется выполнение условия  $T^{BP} \leq T^{вал}$  и проводится анализ вариантов формирования шаблонов решения командира.

Таким образом, применение представленного математического аппарата позволит значительно сократить время, которое отводится для принятия командиром решения на маневр подвижных ОТС (ВН), а именно, его техническую составляющую:  $t^{техн} \rightarrow \min$ , что подтверждают соответствующие расчеты.

Методом сетевого планирования с помощью предлагаемого СПО были рассчитаны временные зависимости принятия решения командиром от различных вариантов деятельности должностных лиц органов управления. На рис. 8 представлены результаты расчета времени принятия решения командиром на маневр ОТС (ВН) с применением средств автоматизации: когда существуют шаблоны [с применением СА (шаблоны совпадают)] и когда нет шаблонов [с применением СА (шаблоны не совпадают)], а также без применения средств автоматизации (без применения СА).

В качестве временных показателей на данном графике обозначено суммарное время (1), затраченное на подготовку решения ( $T_{крит}$ ), которое включает в себя время на аналитическую работу и время на техническую работу:  $(t^{аналит} + t^{техн})$ .

При принятии решения командиром, в случае нахождения заранее подготовленных шаблонов, время [с применением СА (шаблоны совпадают)] будет рассчитываться как суммарное – на поиск шаблона  $t_{пш}$  и на выполнение необходимых вставок в шаблоны  $t_{в}$ :  $(t_{пш} + t_{в})$ , что является минимальным затраченным временем на формирование предложений в решение.

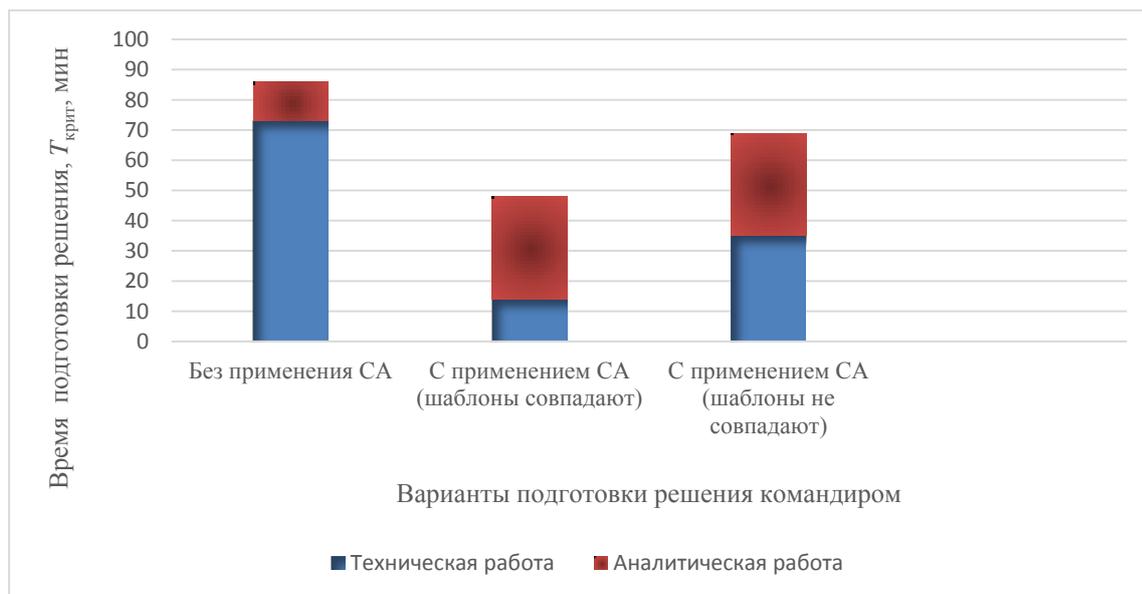


Рис. 8. Временные характеристики принятия решения командиром

В случае отсутствия необходимых шаблонов к времени ( $t_{пш} + t_{в}$ ) будет добавляться время, затраченное на формирование нового шаблона  $t_{фш}$ , и суммарное время на принятие решения командиром [с применением СА (шаблоны не совпадают)] будет составлять ( $t_{пш} + t_{в} + t_{фш}$ ). Кроме того, необходимо отметить, что в дальнейшем при формировании похожих решений существует возможность вновь применить эти шаблоны, и в результате время будет составлять ( $t_{пш} + t_{в}$ ). В случае, когда не используются средства автоматизации, время на принятие решения (без применения СА) будет максимальным.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Заблаговременное прогнозирование и актуализация базы данных СПО по различным вариантам применения сил и средств противника и маневра ОТС (ВН), а также отработка различных ситуационных и учебно-боевых задач и, соответственно, разработка различных шаблонов для принятия решения командиром на маневр ОТС (ВН) позволят повысить оперативность (уменьшение времени  $T$ ) принятия решения командиром с значительным снижением ресурсоемкости  $R$  (уменьшение количества должностных лиц органов управления и АРМ) при формировании предложений в решение на маневр ОТС (ВН).

Кроме того, применение средств автоматизации обеспечивает наглядность предлагаемого решения, а также оперативность его оформления. Разработанная методика и СПО являются универсальными, т. е. их можно использовать при принятии решения командиром во всех видах и родах войск, где применяются средства автоматизации.

Другими словами, при выработке решения меньше времени будет затрачено на техническую составляющую, а больше – на аналитическую работу должностных лиц органа управления, что, в свою очередь, приведет к повышению качества принимаемых командиром решений.

Полученные результаты позволяют утверждать, что цель работы достигнута.

Наконец, следует отметить, что СПО не определяет самостоятельно окончательную стратегию, оно только подготавливает альтернативы и предлагает командиру в удобной форме возможные варианты маневра ОТС (ВН). Окончательное же решение всегда остается за командиром.

### Список используемых источников

1. *Шелест Р. М.* Решение командира подразделения // Молодой ученый. – 2017. – № 43 (177). – С. 178–183.
2. Методический подход к выработке решения командиром в ходе оперативного управления подвижными организационно-техническими системами военного назначения в условиях динамически изменяющейся обстановки / М. А. Кукушкин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 679. – С. 16–26.
3. *Шпак В. Ф., Директоров Н. Ф.* Информационные технологии в системе управления силами ВМФ (теория и практика, состояние и перспективы развития). – СПб.: Элмор, 2015. – 832 с.
4. *Куприянов А. А.* Принципы и решения информационно-технологического взаимодействия автоматизированных систем // Автоматизация процессов управления. – 2018. – № 1. – С. 18–23.
5. *Кукушкин М. А., Минх Д. Н.* Методический подход к выбору рационального варианта деятельности должностных лиц органов управления при принятии решения командиром с применением средств автоматизации // Вестник АВН. – 2019. – № 1 (66). – С. 50–56.
6. *Иванов В. В.* Проблемы создания АСУ Вооруженных Сил Российской Федерации // Воздушно-космическая оборона. – 2019. – № 4 (77). – С. 15–24.
7. *Минаков Е. П., Суровикин С. В.* Методика организации скрытного перемещения наземных объектов // Известия института инженерной физики. – 2016. – № 2 (40). – С. 13–19. – URL: [https://elibrary.ru/download/elibrary\\_25897142\\_16220681.pdf](https://elibrary.ru/download/elibrary_25897142_16220681.pdf) (дата обращения: 12.03.2022).
8. *Мельников Д. А.* Применение геоинформационных технологий в автоматизированных системах управления войсками и связью // Сборник научных трудов УВВИУС : материалы межвузовской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации радиотехнических систем». – Ульяновск, 2014. – С. 20–23.
9. *Мельников Д. А.* Интеллектуальная система поддержки принятия решений реального времени как система распределенного интеллекта семиотического типа // Тезисы докладов и сообщений XI военно-научной технической конференции, посвященной годовщине изобретения радио А. С. Поповым. – Ульяновск, 2005. – С. 8–89.

В. И. Крыжановский,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
С. В. Слатов;  
И. А. Трофимов,  
*кандидат технических наук*

## **МЕТОД ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ И СТРУКТУРНОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

Разработан метод, позволяющий производить параметрическую, а при необходимости и структурную идентификацию линейных объектов и систем при непрерывном и дискретном управлении. Найдены признаки, позволяющие однозначно определить передаточную функцию исследуемого объекта для динамических звеньев первого и второго порядка. В результате решения задачи определяется передаточная функция, производится оценка ее параметров, при необходимости находятся частотные характеристики.

Ключевые слова: идентификация, параметрическая, структурная, частотные характеристики, передаточная функция, разностные уравнения.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В фундаментальной работе [1] сформулировано: «Несмотря на то, что на развитие теории идентификации затрачено много труда, на эти вопросы до сих пор практически нет общих ответов». С момента опубликования этой работы вышеприведенное утверждение по-прежнему справедливо, поэтому получение ответов даже на частные вопросы имеет важное прикладное значение. В работах [2, 3] предложены алгоритмы идентификации частотных характеристик, их развитие изложено в работе [4]. В соответствии с предложенным методом на вход исследуемой системы или отдельного устройства подается тестирующее ступенчатое входное воздействие, не обязательно гармоническое, изменяющееся с постоянным периодом дискретности. Такое воздействие может быть сформировано искусственно или оно возникает естественно, если система дискретная, а в качестве формирующего устройства используется экстраполятор нулевого порядка [5].

Регистрируется переходный процесс, возникающий на выходе системы, проводится математический расчет, результатом которого является оценка реальных частотных характеристик исследуемого объекта или системы.

Настоящая работа направлена на дальнейшее развитие этого алгоритма с целью его применения не только для получения частотных характеристик, но и для оценки фактических параметров, а в ряде случаев и структуры исследуемых объектов или систем. Такими объектами в ракетно-космической технике могут быть рулевые приводы, двигатели-маховики, электрические двигатели и др.

### **ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ**

Структурная схема для идентификации исследуемого линейного объекта представлена на рис. 1.

На рис. 1 введены следующие обозначения:

$u(t)$  – тестовый непрерывный сигнал;

$u_d(i) = u(t)$  при  $t = iT$ ,  $i = 0, 1, \dots$  – дискретная выборка, которая формируется идеальным ключом, замыкающимся с периодом дискретности  $T$ ;

$y_d(i) = y(t)$  при  $t = iT$ ,  $i = 0, 1, \dots$  – дискретная выборка для выходного сигнала;

ЭНП – экстраполятор нулевого порядка, формирующий в общем случае ступенчатый тестовый сигнал, постоянный в течение текущего периода дискретности;

$W(p)$  – неизвестная непрерывная передаточная функция исследуемого объекта.

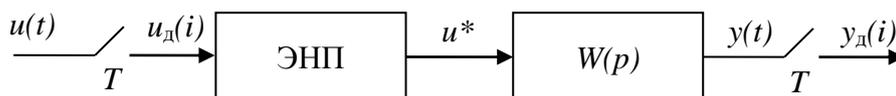


Рис. 1. Структурная схема

Необходимо разработать алгоритм для оценки параметров и структуры исследуемого объекта при дискретном и непрерывном управлении по информации, содержащейся в дискретных выборках  $u_d(i)$  и  $y_d(i)$ .

## ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОБЪЕКТОВ ПЕРВОГО ПОРЯДКА

Дискретная передаточная функция для исследуемого объекта первого порядка имеет вид

$$W_d(z) = \frac{b_1}{z + a_1}, \quad (1)$$

а соответствующее разностное уравнение определяется выражением [5]

$$y_d(i+1) + a_1 y_d(i) = b_1 u_d(i). \quad (2)$$

Приводим разностное уравнение (2) к виду, удобному для составления системы линейных уравнений с целью определения неизвестных коэффициентов  $a_1$  и  $b_1$  дискретной передаточной функции (1)

$$y_d(i) \cdot a_1 - u_d(i) \cdot b_1 = -y_d(i+1). \quad (3)$$

Составляем систему уравнений

$$\begin{cases} y_d(i) \cdot a_1 - u_d(i) \cdot b_1 = -y_d(i+1), \\ y_d(i+1) \cdot a_1 - u_d(i+1) \cdot b_1 = -y_d(i+2). \end{cases} \quad (4)$$

Систему уравнений второго порядка несложно решить методом подстановки, для этого из второго уравнения системы (4) находим

$$b_1 = \frac{y_d(i+2) + a_1 y_d(i+1)}{u_d(i+1)}. \quad (5)$$

Подставляем выражение (5) в первое уравнение системы (4) и определяем

$$a_1 = \frac{y_d(i+2)u_d(i) - y_d(i+1)u_d(i+1)}{y_d(i)u_d(i+1) - y_d(i+1)u_d(i)}. \quad (6)$$

Таким образом, путем последовательного использования выражений (6,5) можно определить коэффициенты  $a_1$  и  $b_1$  дискретной передаточной функции (1). Коэффициенты  $a_1$  и  $b_1$  могут быть определены еще проще, если в качестве тестового входного сигнала используется ступенчатая функция

$$u(t) = U_0 1(t), \quad (7)$$

а начальные условия нулевые. В этом случае первое уравнение системы (4) для  $i=0$  имеет вид

$$-U_0 b_1 = -y_d(1),$$

отсюда получаем

$$b_1 = \frac{y_d(1)}{U_0}. \quad (8)$$

Второе уравнение системы (4) с учетом формулы (8) принимает вид

$$y_d(1) \cdot a_1 = y_d(1) - y_d(2),$$

отсюда находим

$$a_1 = 1 - \frac{y_d(2)}{y_d(1)}. \quad (9)$$

Для определения частотных характеристик при дискретном управлении применяем известную [5] формулу

$$W(j\lambda) = W_d(z) \Big|_{z = \frac{1+j\lambda\frac{T}{2}}{1-j\lambda\frac{T}{2}}}. \quad (10)$$

Применяем соотношение (10) для дискретной передаточной функции (1) и находим

$$W(j\lambda) = \frac{b_1(1 - j0.5\lambda T)}{(1 + a_1) + j(1 - a_1)0.5\lambda T}. \quad (11)$$

По частотной передаточной функции (11) определяем амплитудную и фазовую характеристики при дискретном управлении

$$A(\lambda) = \frac{b_1 \sqrt{1 + 0.25\lambda^2 T^2}}{\sqrt{(1 + a_1)^2 + 0.25(1 - a_1)^2 \lambda^2 T^2}}, \quad (12)$$

$$\psi(\lambda) = \operatorname{arctg} \frac{(1 - a_1)0.5\lambda T}{1 + a_1} - \operatorname{arctg} 0.5\lambda T. \quad (13)$$

Для определения структуры и параметров передаточной функции  $W(p)$  можно воспользоваться точным и приближенным способами.

Точный способ предусматривает применение известной [5] формулы для определения дискретной передаточной функции

$$W_d(z) = \frac{z-1}{z} Z \left\{ \frac{W(p)}{p} \right\}, \quad (14)$$

где символ  $Z$  обозначает операцию прямого  $z$ -преобразования. Из соотношения (14) находим

$$Z \left\{ \frac{W(p)}{p} \right\} = \frac{z}{z-1} W_d(z). \quad (15)$$

Отсюда определяем передаточную  $W(p)$

$$W(p) = p Z^{-1} \left\{ \frac{z}{z-1} W_d(z) \right\}. \quad (16)$$

Здесь символ  $Z^{-1}$  обозначает операцию обратного  $z$ -преобразования, которая обычно производится с помощью таблиц преобразований Лапласа и  $z$ -преобразований. Если известна структура  $W(p)$ , то оценка ее параметров может быть выполнена путем сравнения  $W_d(z)$  в формулах (1) и (14).

Для определения  $W(p)$  и оценки ее параметров приближенным способом используем упрощенную формулу определения частотной передаточной функции при дискретном управлении

$$W_{\text{ПР}}(j\lambda) = \left(1 - j\lambda \frac{T}{2}\right) W(p) \Big|_{p=j\lambda}, \quad (17)$$

где  $W_{\text{ПР}}(j\lambda)$  – частотная передаточная функция, полученная приближенным методом.

Соотношение (17) можно использовать, если выполняется условие

$$\frac{2}{T} > \max \left\{ \frac{1}{T_i}, \frac{1}{\tau_i} \right\}, \quad (18)$$

где  $T_i, \tau_i$  – постоянные времени знаменателя и числителя передаточной функции  $W(p)$ .

Выполнение условий (18) можно обеспечить путем выбора достаточно малого периода дискретности  $T$ .

Из формулы (17) получаем

$$W(p) = \frac{W_{\text{ПР}}(j\lambda)}{1 - j\lambda \frac{T}{2}} \Big|_{j\lambda=p}. \quad (19)$$

Применяем формулу (19) для выражения (11) и находим

$$W(p) = \frac{b_1}{0.5(1-a_1)Tp + (1+a_1)}. \quad (20)$$

**Пример 1.** Идентификацию параметров для объекта первого порядка рассмотрим на примере апериодического звена первого порядка с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{k_1}{T_1 p + 1}, \quad (21)$$

где  $k_1 = 5$ ;  $T_1 = 0,8$  с;  $T = 0,1$  с;  $u(t) = U_0 \cdot 1(t)$ ;  $U_0 = 2$ .

Переходный процесс приведен в табл. 1.

Таблица 1

Переходный процесс

$i$	$t, \text{с}$	$y$	$u$
0	0	0	2
1	0,1	1,175	2
2	0,2	2,212	2
3	0,3	3,127	2

По формулам (8) и (9) определяем расчетные коэффициенты дискретной передаточной функции (1) по первым трем значениям табл. 1:

$$a_1 = -0,882; b_1 = 0,588.$$

Для получения точных формул по соотношению (14) определяем дискретную передаточную функцию для объекта (21)

$$W_d(z) = \frac{k_1(1-d)}{z-d}, d = e^{-\frac{T}{T_1}}. \quad (22)$$

Сопоставляем выражения (1) и (22) и находим

$$k_{1p} = \frac{b_1}{1+a_1}, T_{1p} = -\frac{T}{\ln(-a_1)}, \quad (23)$$

где  $k_{1p}, T_{1p}$  – расчетные значения коэффициента передачи и постоянной времени.

После подстановки численных значений находим:  $k_{1p} = 5,0022$ ,  $T_{1p} = 0,8004$  с, оценка параметров выполнена практически без погрешности.

Для получения приближенных формул используем выражение (20) и находим

$$k_{1p} = \frac{b_1}{1+a_1}, T_{1p} = -\frac{0.5T(1-a_1)}{1+a_1}, \quad (24)$$

После подстановки численных значений находим:  $k_{1p} = 5,0022$ ,  $T_{1p} = 0,8006$  с, оценка параметров практически совпадает с точным расчетом. Следует отметить, что формулы для оценки коэффициента передачи при точном и приближенном расчете совпадают. В примере 1 условия (18) носят ярко выраженный характер, поскольку период дискретности достаточно мал. Увеличение периода дискретности приводит к ухудшению точности оценки параметров, так при  $T = 1$  с были получены для точного расчета значения, практически не отличающиеся от предыдущих, а постоянная времени, полученная по приближенной формуле равнялась 0,9015 с, погрешность составила 12,69 %.

В соответствии с вышеизложенной методикой было проведено моделирование и получены расчетные формулы для других объектов первого порядка, обобщенные данные приведены в табл. 2.

Таблица 2

### Объекты первого порядка

Признаки	Передающая функция	$k_{1p}$	Формула определения $T_{1p}$	
			точная	приближенная
$b_1 > 0$ $a_1 < -1$	$\frac{k_1}{T_1 p - 1}$	$-\frac{b_1}{1+a_1}$	$\frac{T}{\ln(-a_1)}$	$\frac{0.5T(a_1 - 1)}{1+a_1}$
$b_1 > 0$ $a_1 = -1$	$\frac{k_1}{p}$	$\frac{b_1}{T}$		
$b_1 > 0$ $-1 < a_1 < 0$	$\frac{k_1}{T_1 p + 1}$	$\frac{b_1}{1+a_1}$	$-\frac{T}{\ln(-a_1)}$	$\frac{0.5T(1-a_1)}{1+a_1}$
$b_1 < 0$ $-1 < a_1 < 0$	$\frac{k_1}{-T_1 p - 1}$	$-\frac{b_1}{1+a_1}$	$-\frac{T}{\ln(-a_1)}$	$\frac{0.5T(1-a_1)}{1+a_1}$
$b_1 < 0$ $a_1 < -1$	$\frac{k_1}{-T_1 p + 1}$	$\frac{b_1}{1+a_1}$	$\frac{T}{\ln(-a_1)}$	$\frac{0.5T(a_1 - 1)}{1+a_1}$

Данные, приведенные в столбце «Признаки», позволяют после определения коэффициентов  $a_1$  и  $b_1$  однозначно определить структуру исследуемого объекта, после чего по формулам можно оценить параметры.

## ИДЕНТИФИКАЦИЯ ОБЪЕКТОВ ВТОРОГО ПОРЯДКА

Дискретная передаточная функция для исследуемого объекта второго порядка имеет вид

$$W_d(z) = \frac{b_1 z + b_2}{z^2 + a_1 z + a_2}, \quad (25)$$

а соответствующее разностное уравнение

$$y(i+2) + a_1 y(i+1) + a_2 y(i) = b_1 u(i+1) + b_2 u(i). \quad (26)$$

Так же, как и для объектов первого порядка, может быть получена система линейных алгебраических уравнений для определения неизвестных коэффициентов  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $b_1$  и  $b_2$ .

$$\begin{cases} y(i+1)a_1 + y(i)a_2 - u(i+1)b_1 - u(i)b_2 = -y(i+2), \\ y(i+2)a_1 + y(i+1)a_2 - u(i+2)b_1 - u(i+1)b_2 = -y(i+3), \\ y(i+3)a_1 + y(i+2)a_2 - u(i+3)b_1 - u(i+2)b_2 = -y(i+4), \\ y(i+4)a_1 + y(i+3)a_2 - u(i+4)b_1 - u(i+3)b_2 = -y(i+5). \end{cases} \quad (27)$$

Следует отметить, что для идентификации объектов второго порядка нельзя использовать тестовый сигнал в виде ступенчатой функции, поскольку в этом случае во всех уравнениях коэффициенты при  $b_1$  и  $b_2$  одинаковы, система (27) становится вырожденной. В качестве тестового входного воздействия следует использовать переменный сигнал, в том числе и сформированный случайным образом. Решение системы уравнений (27) может быть найдено любым известным способом.

Для получения частотных характеристик при дискретном управлении находим частотную передаточную функцию для объекта второго порядка в соответствии с выражением (10)

$$W(j\lambda) = \frac{b_1 \frac{1 + j0.5\lambda T}{1 - j0.5\lambda T} + b_2}{\left(\frac{1 + j0.5\lambda T}{1 - j0.5\lambda T}\right)^2 + a_1 \frac{1 + j0.5\lambda T}{1 - j0.5\lambda T} + a_2}. \quad (28)$$

Для определения  $W(p)$  и оценки ее параметров приближенным способом преобразуем выражение (28) к виду

$$W(j\lambda) = \frac{[0.5T(b_1 - b_2)j\lambda + b_1 + b_2](1 - 0.5Tj\lambda)}{0.25T^2(1 - a_1 + a_2)(j\lambda)^2 + T(1 - a_2)j\lambda + 1 + a_1 + a_2}. \quad (29)$$

Применяем формулу (19) для выражения (29) и находим

$$W(p) = \frac{c_1 p + c_2}{d_1 p^2 + d_2 p + d_3}, \quad (30)$$

где

$$\begin{aligned} c_1 &= 0.5T(b_1 - b_2), \\ c_2 &= b_1 + b_2, \\ d_1 &= 0.25T^2(1 - a_1 + a_2), \\ d_2 &= T(1 - a_2), \\ d_3 &= 1 + a_1 + a_2. \end{aligned} \quad (31)$$

**Пример 2.** Идентификацию параметров для объекта второго порядка рассмотрим на примере инерционного интегрирующего звена с передаточной функцией

$$W(p) = \frac{k_1}{p(T_1 p + 1)}, \quad (32)$$

где  $k_1 = 5$ ;  $T_1 = 0,8$  с;  $T = 0,1$  с;  $u(t)$  формируется случайным образом в диапазоне от -2 до 2, начальные условия нулевые.

Начальные значения переходного процесса приведены в табл. 3, полный переходный процесс изображен на рис. 2.

Таблица 3

## Переходный процесс

$i$	$t, \text{с}$	$y$	$u$
0	0	0	1,079
1	0,1	0,032	0,994
2	0,2	0,122	1,494
3	0,3	0,274	0,162
4	0,4	0,456	-0,621
5	0,5	0,603	-0,713

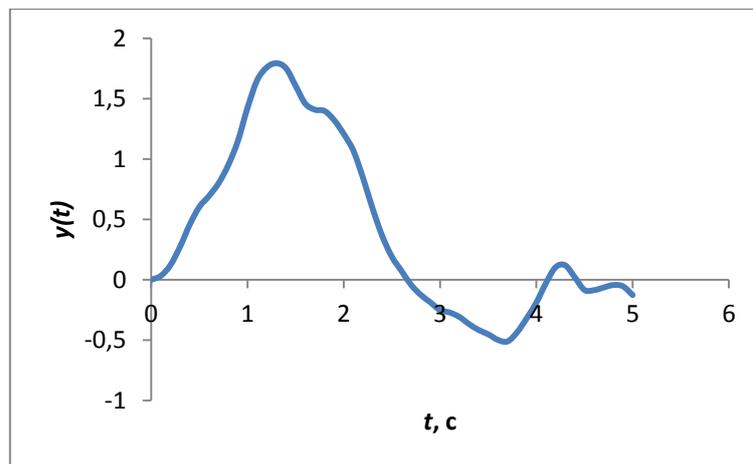


Рис. 2. Переходный процесс

Для  $i = 0$  путем решения системы уравнений (27) были получены следующие результаты:  $a_1 = -1,88$ ;  $a_2 = 0,88$ ;  $b_1 = 0,03$ ;  $b_2 = 0,029$ . Для определения точных формул с помощью выражения (14) получим дискретную передаточную функцию

$$W_n(z) = \frac{k_1 [T - T_1(1-d)]z + k_1 [T_1(1-d) - Td]}{z^2 + (-1-d)z + d}, d = e^{-\frac{T}{T_1}}. \quad (33)$$

Сравниваем формулы (33) и (25) и находим

$$a_2 = d, b_1 = k_1 [T - T_1(1-d)],$$

отсюда получаем:

$$k_{1p} = \frac{b_1 \ln(a_2)}{T[1 - a_2 + \ln(a_2)]}; T_{1p} = -\frac{T}{\ln(a_2)}.$$

После подстановки численных значений определяем:  $k_{1p} = 4,999$ ;  $T_{1p} = 0,803$  с.

Для получения приближенных соотношений сопоставляем передаточные функции (30) и (32), используем выражения (31) и находим:

$$k_{1p} = \frac{b_1 + b_2}{T[1 - a_2]}; T_{1p} = -\frac{0.25T(1 - a_1 + a_2)}{1 - a_2}.$$

После подстановки численных значений определяем:  $k_{1p} = 5,017$ ;  $T_{1p} = 0,804$  с.

Оценка параметров для данной реализации переходного процесса и использования его начальных точек дала хороший результат при расчете как точным, так и приближенным методами. Однако моделирование показало, что при других реализациях случайного тестового входного сигнала оценка параметров только по начальным точкам может производиться с большими погрешностями. Для повышения точности оценки параметров целесообразно повторить расчет для других участков переходной характеристики с последующей математической обработкой результатов. На рис. 3 представлена погрешность оценки постоянной времени при изменении  $i$  в пределах от 0 до 30.

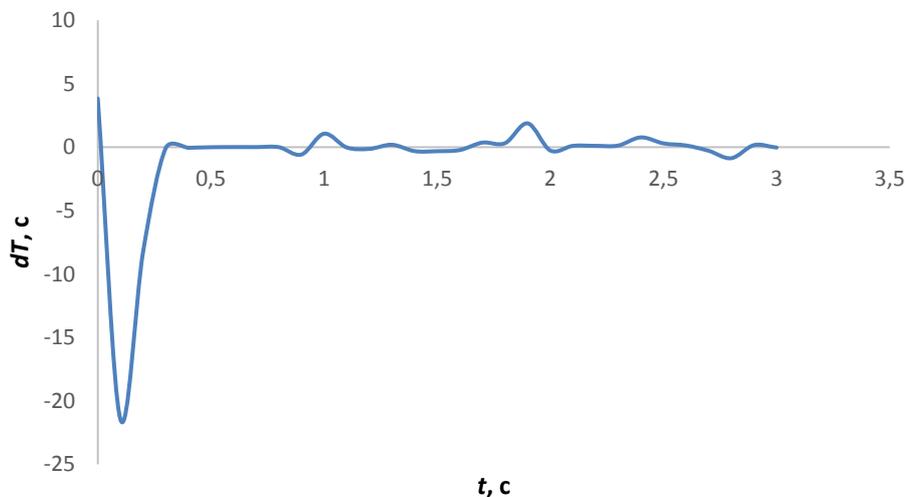


Рис. 3. Погрешность оценки постоянной времени

Как видно, погрешность для этой реализации переходного процесса при расчете по начальному участку составляет 3,84 % ( $T_{1p} = 0,831$  с), а при  $i=1$  погрешность оценки равна - 21,45 % ( $T_{1p} = 0.628$  с), что можно считать аномальным значением. Расчет среднего арифметического значения для всех полученных оценок дает результат  $T_{1p} = 0.794$  с, а при исключении аномального значения  $T_{1p} = 0.799$  с, что практически совпадает с фактической величиной постоянной времени. Хорошие результаты дает также оценка с применением скользящего среднего.

В соответствии с вышеизложенной методикой были получены расчетные формулы для других объектов второго порядка, обобщенные данные и признаки для структурной идентификации приведены в табл. 4.

Один из возможных вариантов алгоритма решения задачи идентификации приведен ниже.

1. Формируем тестовый входной сигнал  $u(i)$  и регистрируем дискретную выборку  $y(i), i = 0, 1, \dots, m$ , для выходного сигнала.
2. Предполагаем, что динамика движения исследуемого объекта описывается уравнением первого порядка.
3. По формулам (5) и (6) вычисляем значения  $a_1$  и  $b_1$  дискретной передаточной функции (1), при необходимости находим совокупность значений  $a_1$  и  $b_1$  по различным участкам переходного процесса с последующей математической обработкой для повышения точности оценки.

Таблица 4

## Объекты второго порядка

Признак	Передающая функция	Точная формула	Приближенная формула
$d_1 > 0, d_2 = 0,$ $d_3 = 0$	$\frac{k_1}{p^2}$	$k_{1p} = \frac{2b_2}{T_2}$	$k_{1p} = \frac{c_2}{d_1}$
$d_1 > 0, d_2 > 0,$ $d_3 = 0$	$\frac{k_1}{p(T_1p+1)}$	$k_{1p} = \frac{b_1 \ln(a_2)}{T[1-a_2 + \ln(a_2)]}$ $T_{1p} = -\frac{T}{\ln(a_2)}$	$k_{1p} = \frac{c_2}{d_2}$ $T_{1p} = \frac{d_1}{d_2}$
$d_1 > 0, d_2 > 0,$ $d_3 > 0,$ $\frac{d_2^2}{4d_1^2} - \frac{d_3}{d_1} > 0$	$\frac{k_1}{(T_1p+1)(T_2p+1)}$	$z_{1,2} = -\frac{a_1}{2} \pm \sqrt{\frac{a_1^2}{4} - a_2}$ $T_{1p} = -\frac{T}{\ln(z_1)}$ $T_{2p} = -\frac{T}{\ln(z_2)}$ $k_{1p} = \frac{b_1(T_{1p} - T_{2p})}{T_{1p}(1-z_1) - T_{2p}(1-z_2)}$	$k_{1p} = \frac{c_2}{d_3}$ $T_{1p,2p} = \frac{d_2}{2d_3} \pm \sqrt{\frac{d_2^2}{4d_3^2} - \frac{d_1}{d_3}}$
$d_1 > 0, d_2 > 0,$ $d_3 > 0,$ $\frac{d_2^2}{4d_1^2} - \frac{d_3}{d_1} < 0$	$\frac{k_1}{T_1^2 p^2 + 2\xi T_1 + 1}$	$A = -\frac{0.5A_1}{\sqrt{a_2}}$ $T_{1p} = \frac{T}{\sqrt{\arccos^2(A) + 0.25 \ln^2(a_2)}}$ $\xi_p = -\frac{T_1 \ln(a_2)}{2T}$ $d = e^{-\frac{\xi_p T}{T_{1p}}}, \quad a = \frac{\xi_p}{T_{1p}}$ $b = \frac{\sqrt{1 - \xi_p^2}}{T_{1p}}$ $k_{1p} = \frac{b_1}{1 - d \cos bT - \frac{a}{b} d \sin bT}$	$k_{1p} = \frac{c_2}{d_3}$ $T_{1p} = \sqrt{\frac{d_1}{d_3}}$ $\xi_p = \frac{d_2}{2\sqrt{d_1 d_2}}$
$d_1 > 0, d_2 = 0,$ $d_3 > 0$	$\frac{k_1}{T_1^2 p^2 + 1}$	$k_{1p} = \frac{b_1}{1 + 0.5a_1}$ $T_{1p} = \frac{T}{\arccos(-0.5a_1)}$	$k_{1p} = \frac{c_2}{d_3}$ $T_{1p} = \sqrt{\frac{d_1}{d_3}}$

Окончание табл. 4

Признак	Передаточная функция	Точная формула	Приближенная формула
$d_1 > 0, d_2 = 0,$ $d_3 < 0$	$\frac{k_1}{T_1^2 p^2 - 1}$	$k_{1p} = \frac{b_2}{\operatorname{ch}\left(\frac{T}{T_{1p}}\right)}$ $T_{1p} = \frac{b_2}{\ln\left(-0.5a_1 + \sqrt{0.25a_1^2 - 1}\right)}$	$k_{1p} = -\frac{c_2}{d_3}$ $T_{1p} = \sqrt{-\frac{d_1}{d_3}}$

4. По разностному уравнению (2) определяем расчетные значения  $y^*(i), i = 0, 1, \dots, m$ .

5. Вычисляем функционал

$$J_1 = \sum_{i=0}^m [y(i) - y^*(i)]^2 \quad (34)$$

и производим сравнение

$$J_1 \leq J_{\text{доп}}, \quad (35)$$

где  $J_{\text{доп}}$  – допустимое значение.

6. Если условие (35) выполняется, расчет считается законченным. При дискретном управлении по формулам (12,13) могут быть получены амплитудная и частотная характеристики. При непрерывном управлении по признакам колонки 1 таблицы 2 определяется передаточная функция исследуемого объекта, а по формулам в колонках 3,4 и 5 – параметры. При необходимости несложно получить частотные характеристики.

7. Если условие (35) не выполняется, предполагаем, что динамика движения исследуемого объекта описывается уравнением второго порядка.

8. Путем решения системы уравнений (27) вычисляем значения коэффициентов  $a_1, a_2, b_1$  и  $b_2$  дискретной передаточной функции (25).

9. По разностному уравнению (26) определяем расчетные значения  $y^*(i), i = 0, 1, \dots, m$ .

10. Вычисляем функционал

$$J_2 = \sum_{i=0}^m [y(i) - y^*(i)]^2 \quad (36)$$

и производим сравнение

$$J_2 \leq J_{\text{доп}}, \quad (37)$$

11. Если условие (37) выполняется, расчет считается законченным, при дискретном управлении в случае необходимости по формулам (28) или (29) может быть найдена частотная передаточная функция и получены частотные характеристики. При непрерывном управлении по формулам (31) необходимо вычислить коэффициенты  $c_1, c_2, d_1, d_2, d_3$  непрерывной передаточной функции (30), далее по признакам колонки 2 таблицы 4 определить ее структуру, по формулам колонок 2 или 3 таблицы 3 определить параметры.

12. Если условие (37) не выполняется, расчет признается неудовлетворительным и следует произвести анализ причин, из которых можно выделить главные: условия (37) слишком жесткое и необходимо увеличить  $J_{\text{доп}}$ , порядок объекта больше двух, в ряде случаев полезным будет сравнение  $J_1$  и  $J_2$ .

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанный метод позволяет решить задачу структурной и параметрической идентификации исследуемых объектов при непрерывном и дискретном управлении. Для определения параметров исследуемых объектов были получены точные и приближенные соотношения. Моделирование показало, что приближенные соотношения при достаточно малом периоде дискретности дают вполне приемлемые результаты и при этом требуют меньшего объема математических вычислений по сравнению с точными формулами.

В работе основное внимание было сосредоточено на применении метода к объектам первого и второго порядка, однако он может применяться и для идентификации объектов более высокого порядка. На закон изменения тестового входного сигнала накладываются достаточно слабые ограничения, поэтому предложенный алгоритм может использоваться для идентификации объектов не только на этапе исследований, но и непосредственно в процессе функционирования системы автоматического управления. Однако это – предмет отдельного исследования и выходит за рамки настоящей статьи.

### Список используемых источников

1. *Эйкофф П.* Основы идентификации систем управления. – М. : Мир, 1975.
2. *Гришин В. Н., Милов А. В., Дятлов Д. Т.* Алгоритмы и устройства идентификации характеристик сложных динамических систем. – М. : Наука, 1986.
3. *Крыжановский В. И., Кондратенко И. Е.* Метод идентификации частотных характеристик дискретных систем стабилизации ЛА // Труды V Всероссийского семинара по управлению движением и навигацией специальных ЛА. – Самара, 1991.
4. *Крыжановский В. И., Кондратенко И. Е., Гришин В. Н.* Алгоритм идентификации частотных характеристик систем стабилизации космических аппаратов // Известия вузов. Приборостроение. – 1999. – Т. 42, № 2. – С. 44–49.
5. *Лучко С. В.* Теория автоматического управления: учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. – 478 с.

А. М. Петухов,  
кандидат технических наук;  
А. Ю. Холодок

## **УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ПОВЫШЕНИЯ ГОТОВНОСТИ ОРГАНИЗАЦИОННО- ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ВОЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ ПО ПРЕДНАЗНАЧЕНИЮ В ИЗМЕНЯЮЩИХСЯ УСЛОВИЯХ ОБСТАНОВКИ**

В статье рассматривается усовершенствованный алгоритм повышения готовности организационно-технической системы военного назначения к решению задач по предназначению в изменяющихся условиях обстановки, особенностью которого является многовариантный сценарий выполнения предписанных мероприятий.

Ключевые слова: состояния системы, организационно-технические системы военного назначения.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Организационно-техническим системам военного назначения (далее – ОТС) определены состояния готовности, соответствующие степени внешней угрозы. С нарастанием внешней угрозы выполняются мероприятия по повышению готовности ОТС в директивно установленные минимальные сроки, в связи с чем планирование этого процесса осуществляется заблаговременно. Существующие в настоящее время подходы к планированию, в большинстве случаев, содержат единственный вариант перевода ОТС в установленные состояния готовности. Этого, с учетом современных тенденций комплексирования традиционных и нетрадиционных [1, 2] способов воздействия на ОТС, явно недостаточно.

### **ОСНОВЫ ПЛАНИРОВАНИЯ МЕРОПРИЯТИЙ ПОВЫШЕНИЯ ГОТОВНОСТИ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ**

Минимальному уровню внешней угрозы (в периоды ее отсутствия) соответствует состояние готовности, необходимое для выполнения мероприятий повседневной деятельности ОТС, которое в рамках статьи условно назовем исходным, а состояние готовности, соответствующее наличию внешней угрозы, – требуемым. Основные показатели этих состояний, как правило, определены и известны, поэтому переход ОТС между состояниями заключается в выполнении комплекса мероприятий по достижению заданных значений установленных показателей. Существенные различия между этими состояниями готовности требуют проведения значительного количества разных мероприятий при переводе ОТС из исходного в требуемое состояние, а для управления переводом ОТС в требуемое состояние необходима тщательная заблаговременная подготовка.

При планировании мероприятий перевода в требуемое состояние органу управления ОТС следует решить задачи, основными из которых, как правило, являются задачи распределения ресурсов, управления запасами, календарного и сетевого планирования, выбора маршрутов и т. д. Методы решения задач подобного рода известны, они описаны во многих источниках. Но для применения таких методов при планировании перевода ОТС в требуемое состояние необходима фиксация значений, описывающих факторы и условия обстановки параметров,

многие из которых в реальности имеют значительную неопределенность в тандеме с высокой степенью последствий влияния на процессы выполнения мероприятий перевода.

Таким образом, при классическом варианте планирования с созданием в качестве результата комплекта документов на бумажных носителях, содержащих перечни мероприятий перевода в требуемое состояние и их обеспечения, происходит фиксация значений параметров, описывающих факторы и условия обстановки с опорой, как правило, на среднестатистические значения и экспертные оценки.

В условиях использования противоборствующей стороной нешаблонных отличающихся по значению параметров от среднестатистических, способов воздействия на ОТС в период ее перевода в требуемое состояние с высокой степенью вероятности могут возникнуть обстоятельства, в которых выполнение мероприятий перевода ОТС в требуемое состояние потребует оперативного перепланирования действий объектов управления и перераспределения ресурсов между ними. Это крайне затруднительно при использовании комплекта документов планирования, разработанных по классической схеме.

Анализ организаторского аспекта практической деятельности органов управления ОТС и посвященных соответствующей тематике работ теоретической направленности показал, что, к сожалению, в процессе планирования мероприятий перевода ОТС в требуемое состояние учету альтернативных вариантов их выполнения уделяется крайне мало внимания.

В подобной ситуации хорошим «подспорьем» должностным лицам органов управления ОТС могут стать детально проработанные алгоритмы [3] выполнения мероприятий перевода ОТС в требуемое состояние (далее – алгоритмы). Поскольку возможности ОТС по обеспечению выполнения мероприятий и пополнению возобновляемых извне ресурсов являются, в определенном смысле, ограниченными, то все алгоритмы необходимо разрабатывать в комплексе, с учетом общей ресурсной базы, ограничений по возобновлению ресурсов, восстановлению технических средств.

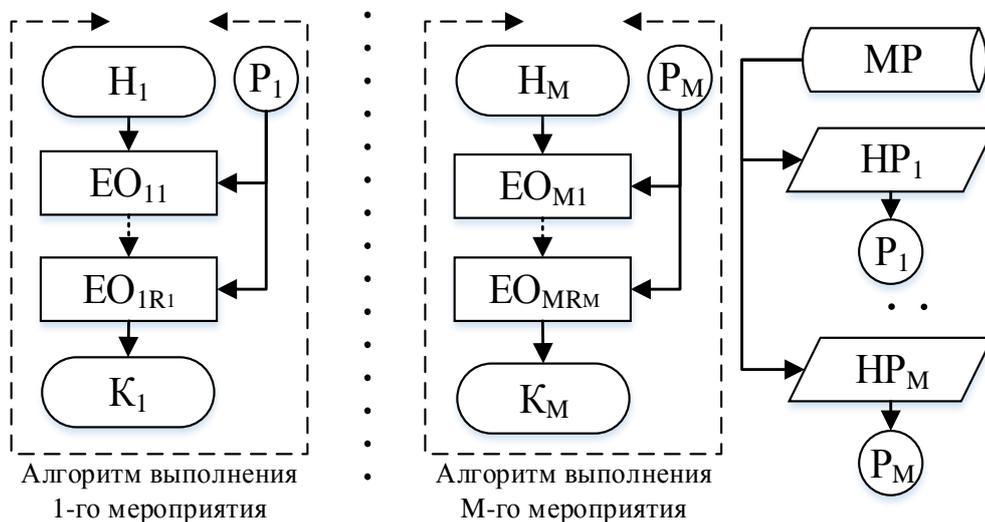


Рис. 1. Структура модели перевода ОТС в требуемое состояние, соответствующая классической схеме планирования,

где  $MP$  – множество ресурсов;  $HP_1, \dots, HP_M$  – наборы ресурсов для выполнения мероприятий  $1, \dots, M$  соответственно;  $H_1, \dots, H_M$  и  $K_1, \dots, K_M$  – начало и окончание алгоритмов выполнения мероприятий  $1, \dots, M$  соответственно;  $EO_{11}, \dots, EO_{1R1}$  и  $EO_{M1}, \dots, EO_{MRM}$  – единичные операции в составе 1-го и  $M$ -го мероприятий соответственно

Комплекс алгоритмов, разработанный с учетом обозначенных требований, будет описывать процесс перевода ОТС в требуемое состояние (рис. 1) и будет являться его отображением в информационном пространстве, в связи с чем на основе анализа положений теории мо-

делирования авторами вводится понятие «модель перевода ОТС в требуемое состояние», под которым понимается комплекс алгоритмов выполнения мероприятий перевода ОТС в требуемое состояние.

## **ФОРМИРОВАНИЕ ВАРИАНТНОГО АЛГОРИТМА ПОВЫШЕНИЯ ГОТОВНОСТИ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ**

Создание алгоритмов выполнения мероприятий требует определения для каждого из них перечня задач и состава исполнителей (объектов управления), потребных ресурсов, запасов, временных ограничений. При составлении алгоритма мероприятий целесообразно провести декомпозицию задач, выполняемых объектами управления (подразделениями) на «единичные операции» (далее – ЕО), под которыми будет пониматься совокупность действий, выполняемых объектом методом самоуправления на заданном временном промежутке при установленных для этой операции исходном положении, укомплектованности, обеспеченности объекта и назначенных ресурсах.

Известно, что большинство мероприятий (задач) может быть выполнено различными способами, алгоритмы которых могут отличаться как перечнем единичных операций, так и используемыми ресурсами. Вариантность алгоритма в контексте рассматриваемого подхода будет обозначать учет в рамках алгоритма нескольких вариантов выполнения мероприятия (задачи) с определением условий выбора одного из них. В графической интерпретации вариантного алгоритма различные способы выполнения мероприятия (задачи) будут представлены отдельными ветвями – последовательностями выполнения элементарных операций (рис. 2).

Особенности предлагаемого подхода рассмотрим на примере вариантного алгоритма выполнения мероприятия «дообеспечение материальными средствами объектов ОТС» для ОТС с распределенными по местности объектами (рис. 3).

Остановимся на рассмотрении двух способов выполнения этого мероприятия:

– с использованием транспорта (вариант 1) для подвоза материальных средств (далее – МС);  
– без использования транспорта (вариант 2).

В ходе разработки алгоритма приняты допущения:

- 1) об отсутствии задержек и опозданий при выполнении единичных операций;
- 2) об использовании для подвоза материальных средств (вариант 1) одного транспортного средства;
- 3) об осуществлении доставки (вариант 2) силами персонала объектов.

В качестве исходных данных принимаются:

- расстояния от элементов до склада (столбец 3 табл. 1);
- расстояния между объектами ОТС (столбец 9 табл. 1);
- количество единиц тары МС (столбец 5 табл. 1) для каждого объекта (из расчета единица на человека);
- время на их получение (столбец 6 табл. 1);
- длительность отдыха в пути от склада до объекта при доставке по варианту 2 – после каждых 20 минут движения с МС длительность остановки для отдыха составит 5 минут;
- средняя скорость транспорта при движении между объектами ОТС –  $V_A = 20$  км/ч;
- средняя скорость движения человека без МС –  $V_Ч = 5$  км/ч;
- средняя скорость движения человека при доставке МС –  $V_Ч.мс = 4$  км/ч.

Один из возможных вариантов алгоритма выполнения рассматриваемого мероприятия представлен на рис. 4.

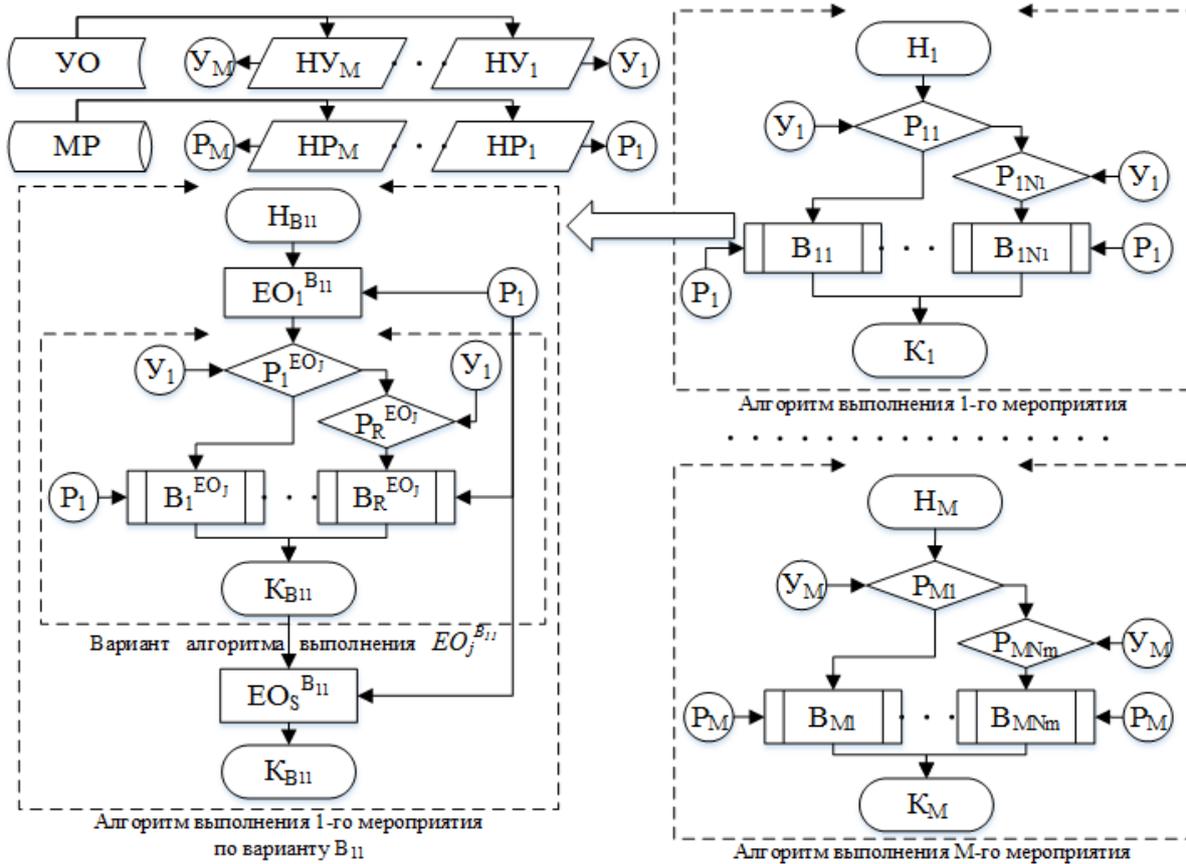


Рис. 2. Структура модели перевода ОТС в требуемое состояние на основе вариантных алгоритмов, где  $P_{11}, \dots, P_{1N_1}, P_{M1}, \dots, P_{MN_m}$  и  $B_{11}, \dots, B_{1N_1}, B_{M1}, \dots, B_{MN_m}$  – этапы принятия решения (P) по выбору вариантов выполнения 1-го и M-го мероприятий ( $N_1$  и  $N_m$  – количество вариантов выполнения мероприятия) и соответствующие им последовательности единичных операций (B);  $P_1^{EO_j}, \dots, P_R^{EO_j}$  и  $B_1^{EO_j}, \dots, B_R^{EO_j}$  – этапы принятия решения (P) по выбору вариантов выполнения j-й единичной операции из состава 1-го мероприятия ( $R$  – количество вариантов выполнения единичной операции) и соответствующие им варианты выполнения единичных операций (B); МР – множество ресурсов; НР<sub>1</sub>, ... НР<sub>М</sub> – наборы ресурсов для выполнения мероприятий 1, ... М; Н<sub>1</sub>, ... Н<sub>М</sub> и К<sub>1</sub>, ... К<sub>М</sub> – начало и окончание алгоритмов выполнения мероприятий 1, ... М; EO<sub>1<sup>B11</sup></sub>, EO<sub>1<sup>B11</sup></sub>, ... EO<sub>S<sup>B11</sup></sub> – 1-я, j-я, ... S-я единичные операции в составе 1-го мероприятия

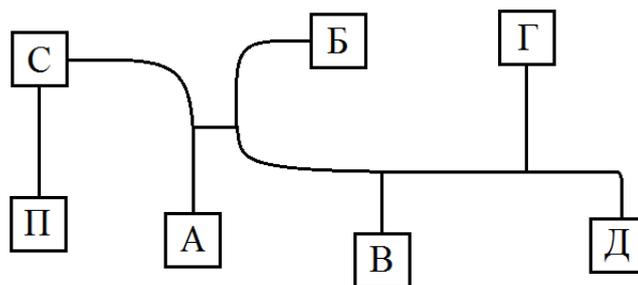


Рис. 3. Схема расположения элементов ОТС, где А, Б, В, Г, Д – объекты ОТС; П – парк автомобильной техники; С – склад МС

Таблица 1

**Исходные данные и результаты расчетов сроков выполнения мероприятия  
«дообеспечение материальными средствами объектов ОТС»**

Способ (вариант) выполнения мероприятия	Объект	Расстояние от элемента до склада, км	Длительность передвижения к складу, мин	Кол-во единиц тары, шт.	Время получения МС, мин	Длительность передвижения с МС от склада, мин	Длительность отдыха в пути, мин	Расстояние между объектами, км	Время доставки МС на транспорте по маршруту АБВГД, мин	Длительность мероприятия, мин
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
На транспорте (вариант 1)	П	1	3	60	22	6	-	8	24	58
Без транспорта (вариант 2)	А	2	24	10	4	30	5	2	6	63
	Б	3	36	15	5	45	10			2,5
	В	3,5	42	10	4	53	10	109		
	Г	4,5	54	15	5	68	15	1,5	4,5	
	Д	5	60	10	4	75	15			154

В соответствии с алгоритмом (рис. 4) и исходными данными, проведены расчеты длительности выполнения единичных операций и определена трудоемкость их выполнения. На рис. 5 представлены масштабированные по трудоемкости графики выполнения единичных операций для каждого привлекаемого к выполнению мероприятия объекта управления. На рис. 5,а–ж показаны графики выполнения единичных мероприятий при реализации варианта 1 выполнения мероприятия (доставка МС на транспорте), а на рис. 5,з–м – варианта 2 (доставка МС без транспорта).

Также на рис. 5,н представлены суммарные графики трудозатрат при выполнении мероприятия  $R_{\Sigma}^1$  – для варианта 1, а  $R_{\Sigma}^2$  – для варианта 2.

Очевидно, что в нормальных для использования транспорта условиях выбор между вариантами выполнения мероприятия будет осуществлен в пользу первого, поскольку он на порядок менее трудоемкий и в 2 раза быстрее.

Но необходимые для использования транспорта условия могут быть выполнены не все. А резерв времени для проведения необходимых расчетов и перераспределения задач, как правило, минимален. Заблаговременное планирование альтернативных вариантов (алгоритмов) выполнения мероприятий и выполнение расчетов по ним позволят органу управления еще в подготовительный период, когда ОТС находится в исходном состоянии, выполнить наиболее емкие по времени этапы постановки и решения информационно-расчетных задач. В дальнейшем при выполнении мероприятий повышения готовности ОТС в сложившихся условиях это приведет к сокращению интервала времени уточнения решения на перевод ОТС в установленное состояние готовности. Более того, заблаговременное утверждение вариантов (алгоритмов) выполнения мероприятия позволяет в периоды подготовки объектов ОТС проводить с ними тренировки по выполнению мероприятия альтернативными способами, что, в свою очередь, позволит избежать ошибок и взаимных помех между объектами управления в период перевода ОТС в требуемое состояние.

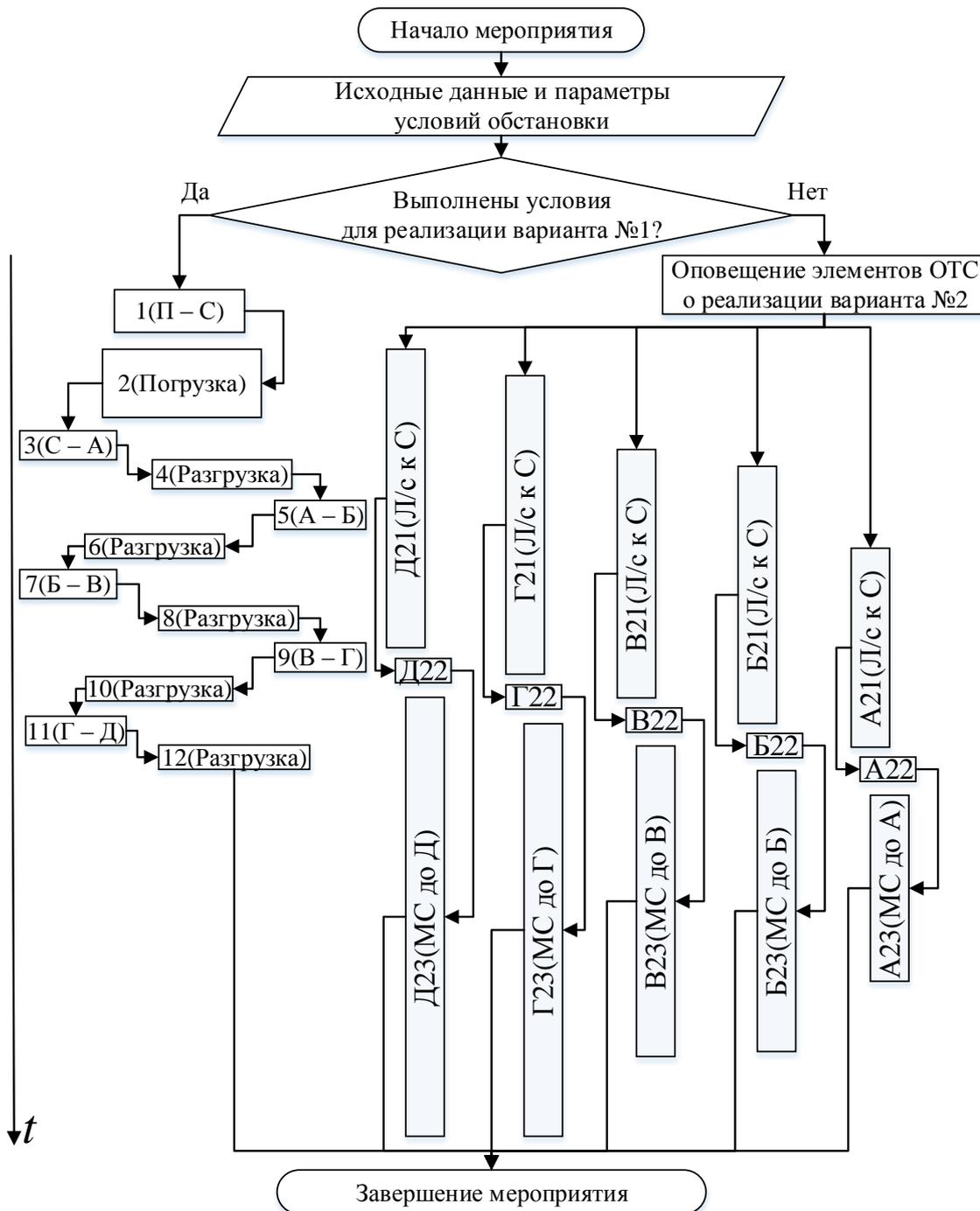


Рис. 4. Вариант алгоритма выполнения мероприятия

«дообеспечение материальными средствами объектов ОТС»,

где I) элементы алгоритма выполнения мероприятия по варианту 1:

- 1(П – С) – перемещение от парка к складу, 2(погрузка) – погрузка МС в транспортное средство на складе; 3(С – А) – перемещение от склада к объекту А;
- 4, 6, 8, 10, 12(разгрузка) – разгрузка МС на объектах А, Б, В, Г, Д соответственно;
- 5(А-Б), 7(Б-В), 9(В-Г), 11(Г-Д) – перемещение между объектами А и Б, Б и В, В и Г, Г и Д соответственно;

II) элементы алгоритма выполнения мероприятия по варианту 2:

- А21, Б21, В21, Г21, Д21 – перемещение от объектов А, Б, В, Г, Д к складу;
- А22, Б22, В22, Г22, Д22 – получение МС на складе персоналом объектов А, Б, В, Г, Д соответственно;
- А23, Б23, В23, Г23, Д23 – доставка МС от склада к объектам А, Б, В, Г, Д соответственно

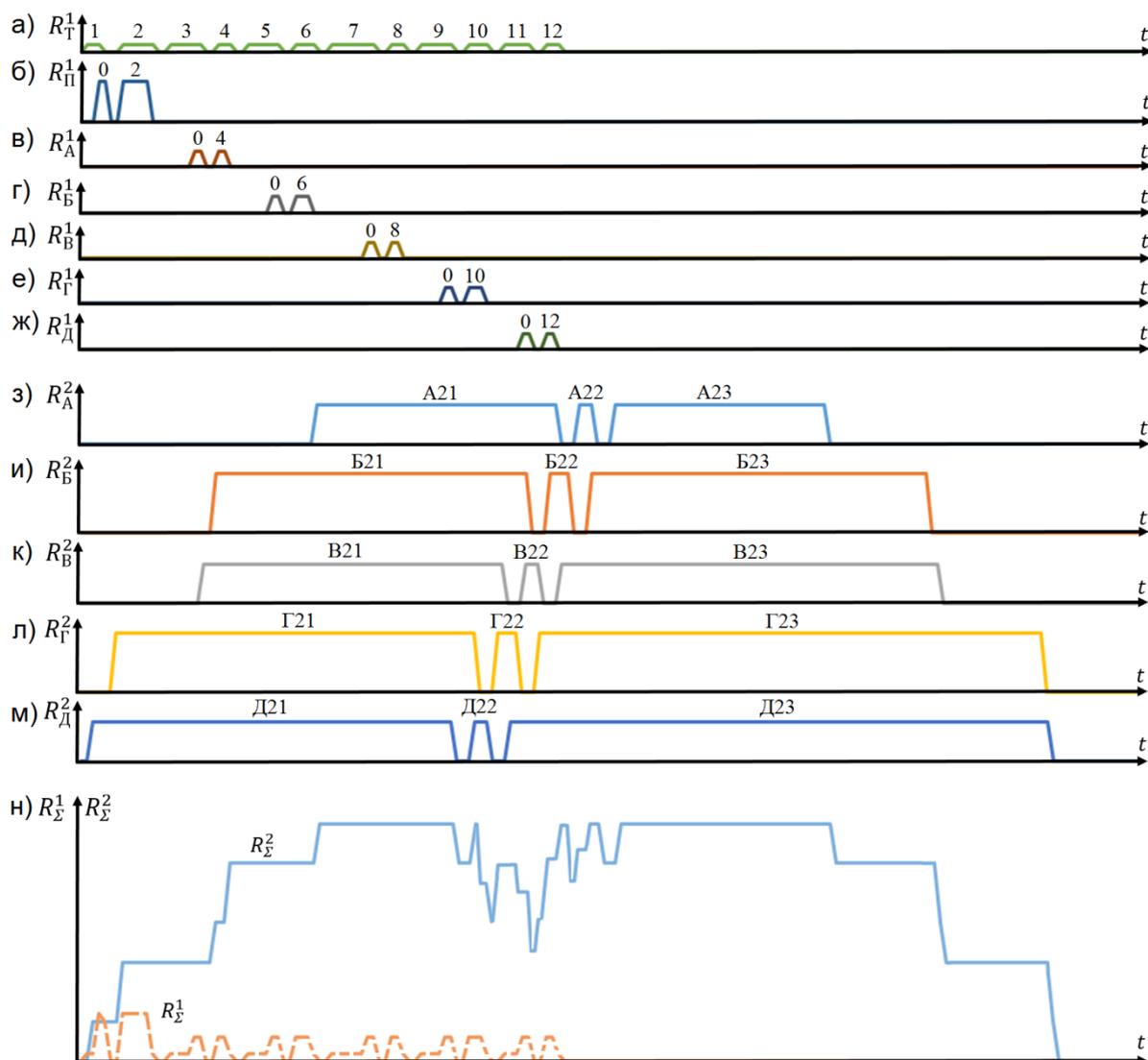


Рис. 5. Графики выполнения единичных операций при выполнении мероприятия «дообеспечение материальными средствами объектов ОТС»:

**а** – график выполнения командой подвоза МС единичных операций при выполнении мероприятия по варианту 1:

1 (перемещение от парка к складу), 2 (погрузка МС),

3 (перемещение от склада к объекту А), 4 (разгрузка МС на объекте А),

5 (перемещение между объектами А и Б), 6 (разгрузка МС на объекте Б),

7 (перемещение между объектами Б и В), 8 (разгрузка МС на объекте В),

9 (перемещение между объектами В и Г), 10 (разгрузка МС на объекте Г),

11 (перемещение между объектами Г и Д), 12 (разгрузка МС на объекте Д);

**б–ж** – графики выполнения ЕО погрузочной командой склада и разгрузочными командами объектов при выполнении мероприятия по варианту 1:

0 (подготовка к погрузке), 2 (погрузка МС на складе),

4, 6, 8, 10, 12 (разгрузка МС на объектах А, Б, В, Г, Д); **з–м** – графики выполнения ЕО личным составом объектов А–Д, соответственно: 21 (перемещение от объекта к складу), 22 (получение МС на складе), 23 (доставка МС от склада к объекту);

**н** – графики суммарных трудозатрат в человеко-часах при выполнении мероприятия по первому ( $R_{\Sigma}^1$ ) и второму ( $R_{\Sigma}^2$ ) вариантам

Особенностью вариативного алгоритма, которую необходимо учитывать при заблаговременном планировании, является существенное отличие альтернатив по срокам выполнения и составу исполнителей. Разрешение этой проблемной ситуации, как показывает опыт, возможно несколькими способами или путем их комбинации, а именно:

– осуществление планирования мероприятий (составление модели) по наиболее ресурсоемкому варианту с определением резервов как разницы между значениями соответствующих ресурсов (время, материальные средства, персонал и т. д.) и с последующим перепланированием второстепенных мероприятий за счет использования этих резервов;

– первоочередное планирование мероприятий, которые выполняются с использованием уникальных ресурсов (материальных средств, специалистов и т. д.), определением резервов этих мероприятий, определение второстепенных мероприятий, которые могут быть выполнены с использованием уникальных ресурсов, с последующим планированием более общих мероприятий.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Повышение готовности организационно-технической системы военного назначения к решению задач по предназначению – это сложнейший процесс, проводимый в установленные сроки ограниченными ресурсами. В изменяющихся условиях обстановки, характеризующихся высокой динамикой и значительной степенью деструктивных воздействий на интенсивно используемые в этом процессе объекты, для уточнения органами управления порядка выполнения мероприятий перевода ОТС в требуемое состояние необходимо будет сформулировать и решить взаимосвязанные информационно-расчетные задачи. Количество информационно-расчетных задач будет пропорционально выведенным из строя объектам, а время на их решение – ограничено максимальным интервалом времени на уточнение решения по мероприятию, равным разности между директивным сроком выполнения мероприятия и фактической (нормативной) длительностью его выполнения подразделениями (формированиями) ОТС.

При планировании единственного варианта процесса перевода ОТС в требуемое состояние и возникновении описанных выше изменяющихся условий обстановки, максимального допустимого интервала времени на уточнение решения по мероприятию будет недостаточно для выполнения необходимых управленческих задач.

Использование рассмотренного в статье усовершенствованного алгоритма в качестве основы планирования перевода ОТС в требуемое состояние готовности, интегрирующего в себе несколько рассчитанных заблаговременно вариантов выполнения каждого мероприятия, позволит органам управления в рассматриваемый период уточнить, при необходимости, решение по мероприятию в пределах максимального допустимого интервала времени, представив таким образом подчиненным подразделениям (формированиям) необходимое для выполнения поставленных задач время.

## Список используемых источников

1. Герасимов В. В. Векторы развития военной стратегии // Красная звезда. – 2019. – № 24 (27355) . – С. 4–5.
2. Joint Operating Environment 2035: The Joint Force in a Contested and Disordered World. – URL: <https://info.publicintelligence.net/JCS-JOE-2035.pdf> (дата обращения: 22.09.2022).
3. Казахов Б. Д., Марченко М. В., Петухов А. М. Особенности управления организационно-технической системой военного назначения при воздействии дестабилизирующих факторов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 678 . – С. 17–22.

С. В. Васьков\*,  
кандидат технических наук;  
И. Ю. Гуляев\*,  
кандидат технических наук;  
К. В. Кисленко\*\*;  
А. А. Паршиков\*\*\*;  
А. С. Филатов\*\*\*

\* АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», г. Москва.

\*\* Филиал прецизионного навигационно-баллистического обеспечения

АО НПК «Системы прецизионного приборостроения», Московская обл., г. Королев.

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

## **АКТУАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ОПЕРАТИВНОГО АНАЛИЗА СОСТОЯНИЯ КАЛИБРОВОЧНЫХ ДАННЫХ АППАРАТУРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАВИГАЦИОННЫХ ПРИЕМНИКОВ В СИСТЕМЕ ПРЕЦИЗИОННОЙ НАВИГАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Аппаратурные задержки сигналов ГЛОНАСС в навигационных приемниках потребителей могут существенно снижать точность местоопределения. В целях выявления этих задержек предусмотрены технологические процессы расчета этих задержек (калибровочных поправок) навигационной аппаратуры потребителей (НАП). В статье рассмотрены основные существующие методы, применяемые для расчета калибровочных данных НАП. Описываются характеристики и возможности новой подсистемы непосредственной калибровки бортовых и наземных радиотехнических средств, создаваемой для предоставления потребителям расчетных данных калибровки навигационной аппаратуры.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС), навигационная аппаратура потребителя (НАП), калибровочные поправки, имитатор навигационных сигналов.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Отрасль навигационных технологий является одной из самых динамично развивающихся отраслей экономики как в России, так и во всем мире и представляет собой одно из передовых направлений инновационного развития страны. В настоящее время проводятся работы по развитию и широкому применению Глобальной навигационной спутниковой системы российского производства – ГЛОНАСС с целью массового внедрения отечественных спутниковых навигационных технологий и услуг в интересах неограниченного числа пользователей наземного, морского, воздушного и космического базирования, специальных и гражданских потребителей. Особая востребованность использования ГЛОНАСС актуальна для решения задач обороноспособности страны, прежде всего в части космических средств наблюдения. Созданные орбитальные системы космического наблюдения находятся в постоянном развитии, в том числе регулярно повышаются требования к точности навигации космических аппаратов (КА).

Важным направлением работ является создание конкурентоспособной НАП, работающей с сигналами российской спутниковой навигационной системы и обеспечивающей заявки потребителей. Наряду с космическим сегментом развиваются и наземный и пользовательский сегменты. В пользовательский сегмент входит НАП, предназначенная для приема сигналов от навигационных спутников (НС), для измерения навигационных параметров и их обработки.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В ГЛОНАСС используется частотное разделение сигналов, поэтому аппаратные задержки (смещения) сигналов от разных навигационных космических аппаратов (НКА) в НАП имеют существенное различие. Это заметно ухудшает точность местоопределения. Для достижения требуемых характеристик системы ГЛОНАСС при определении местоположения потребителей необходимо проведение калибровки беззапросных измерительных средств (БИС) и НАП на предмет определения и дальнейшего учета измерений калибровочных поправок, обусловленных литерной зависимостью приемных каналов при работе по сигналам системы ГЛОНАСС с частотным разделением.

Инструментальная погрешность измерения псевдодальности с помощью НАП обусловлена существованием зависимости группового времени запаздывания (ГВЗ) навигационных сигналов ГЛОНАСС в приемном тракте аппаратуры от несущей частоты и типа данного сигнала. Сигнал может быть как с открытым, так и с закрытым доступом. Следовательно, навигационные сигналы ГЛОНАСС на разных несущих частотах имеют неодинаковые значения ГВЗ в приемном тракте НАП, и эти значения вносят вклад в погрешность измерения псевдодальности. Данная погрешность может достигать единиц метров для сигналов ГЛОНАСС в пределах одного частотного диапазона и может превышать десятки метров для сигналов из различных частотных диапазонов. Такая погрешность носит преимущественно систематический характер и ее можно определить по результатам калибровки. При этом калибровать необходимо все частотно-зависимые элементы НАП [5]. Приемно-измерительные устройства НАП калибруют с применением специализированного оборудования – имитаторов сигналов глобальной навигационной спутниковой системы [3]. Такой вид калибровки является основным для данных устройств. Имитаторы сигналов используют в качестве источников эталонных навигационных сигналов с известными параметрами.

На сегодняшний день имитаторы сигналов глобальных навигационных спутников (ГНСС) калибруют двумя способами: 1) с использованием опорного приемника сигналов ГНСС, 2) с помощью цифрового запоминающего осциллографа. Первый метод характеризуется малыми материальными затратами, обеспечивает неопределенность калибровки порядка 0,3 м. Надо заметить, что разные производители применяют для калибровки различные опорные приемники сигналов ГНСС, что порождает расхождение систематических погрешностей формирования псевдодальностей между имитаторами сигналов неодинаковых типов.

При использовании второго метода выполняется так называемая «абсолютная калибровка». Однако для этого необходимо дорогостоящее оборудование, точность которого ниже требуемой, поскольку неопределенность калибровки составляет не менее 0,15 м. К тому же метод применяют только при навигационных сигналах с одной квадратурной составляющей, что ограничивает возможность его применения, так как сигналы действующих ГНСС имеют как минимум две квадратурные составляющие [7].

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

В рамках мероприятий федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы», а также планов развития системы до 2030 года для предоставления специальным потребителям данных для калибровки НАП создается Подсистема калибровки бортовых и наземных радиотехнических средств (ПНКИ), входящая в состав Системы прецизионной навигации Министерства обороны (СПН МО) Российской Федерации.

ПНКИ состоит из двух основных частей: аппаратно-программных средств калибровки с использованием имитатора навигационного сигнала (АПС КИНС) и аппаратно-программных средств дистанционной калибровки измерителей (АПС ДКИ).

АПС КИНС предназначены для непосредственной калибровки наземных радиотехнических БИС и НАП на основе применения имитатора навигационного сигнала и выдачи измерительной информации от эталонных БИС в Центр обработки прецизионной информации по данным международных средств (ЦПИ-М) системы СПН МО для дистанционной калибровки наземных и бортовых радиотехнических измерительных средств.

АПС КИНС имеет две основные области применения. Во-первых, это оценка калибровочных поправок БИС и НАП, обусловленных литерной зависимостью приемных каналов при работе по сигналам системы ГЛОНАСС с частотным разделением, а также междиапазонными временными задержками, возникающими при приеме сигналов в разных частотных диапазонах (L1 и L2), с использованием имитатора навигационного сигнала. Во-вторых, это область обеспечения дистанционной калибровки наземных и бортовых радиотехнических измерительных средств, привязки шкал времени комплексов геодезического мониторинга (КГМ) к шкале времени UTC(SU) с заданными требованиями путем представления эталонной измерительной информации.

В качестве приемников сигналов ГНСС эталонных многочастотных в составе АПС КИНС используются прецизионные приемники сигналов ГНСС, для которых погрешности калибровочных поправок к измерениям псевдодалности по навигационным сигналам системы ГЛОНАСС с частотным разделением составляют не более 0,06 м (по уровню вероятности 0,95). Приемники обеспечивают возможность проведения абсолютной калибровки беззапросных измерительных средств, применяемых в интересах частотно-временного обеспечения системы ГЛОНАСС, работающей с привязкой к внешней шкале времени, например к шкале времени центрального синхронизатора или к шкале времени, формируемой внешним стандартом частоты. Кроме того, приемники дополнительно обеспечивают проведение измерений текущих навигационных параметров по сигналам GPS в частотном диапазоне L5 и по сигналам системы *Galileo* в частотных диапазонах E1, E5.

Специальное программное обеспечение из состава АПС КИНС выполняет следующие операции:

– осуществляет расчет:

калибровочных поправок БИС при работе по сигналам, формируемым имитатором навигационного сигнала (абсолютных калибровочных поправок),

калибровочных поправок между двумя находящимися в непосредственной близости БИС, работающими по сигналам, излучаемым НКА (относительных калибровочных поправок);

– формирует текстовые файлы с результатами расчета;

– выводит отображение значений калибровочных поправок по выбираемым пользователем НКА в виде графиков зависимости значений калибровочных поправок от времени.

Технология функционирования АПС КИНС при проведении непосредственной калибровки БИС и НАП с использованием имитатора навигационного сигнала заключается в реализации соответствующей схемы измерений (рис. 1) и методики калибровки. Непосредственной калибровке подвергается приемно-измерительное устройство из состава БИС или НАП. Особенностью функционирования АПС КИНС при реализации непосредственной калибровки БИС и НАП является проведение периодической калибровки самого имитатора навигационного сигнала на предмет контроля характеристики погрешности передачи времени между импульсным сигналом времени 1 Гц и соответствующим ему событию в навигационном сигнале. При этом погрешность калибровки должна быть в пределах  $\pm 0,2$  нс.

В настоящий момент при опытной эксплуатации СНКИ периодическая калибровка имитатора навигационного сигнала осуществляется с использованием средств, разработанных ФГУП «ВНИИФТРИ» в рамках ОКР «Метрология» (2007–2011) федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система» по заказу Росстандарта.



Рис. 1. Схема измерений при реализации непосредственной калибровки

Технологией функционирования АПС КИНС предусматривается использование опорного комплекта эталонного ГНСС приемника для решения задач обеспечения реализации дистанционной калибровки наземных и бортовых радиотехнических измерительных средств. С этой целью опорный комплект проводит непрерывные измерения текущих навигационных параметров по сигналам ГНСС, но периодически выключается для доставки к месту эксплуатации имитатора навигационного сигнала АПС КИНС и подвергается непосредственной калибровке. Периодичность калибровки производится 1 раз в месяц и может уточняться по результатам опытной эксплуатации. Перед проведением непосредственной калибровки опорного комплекта сам имитатор навигационного сигнала также подвергается процедуре калибровки.

В случае, если значения калибровочных поправок опорного комплекта эталонного ГНСС приемника по результатам калибровки изменились в пределах допускаемой при калибровке погрешности измерений, то значения калибровочных поправок опорного комплекта не изменяются. В случае, если значения калибровочных поправок опорного комплекта эталонного ГНСС приемника по результатам калибровки выходят за установленные пределы, то опорному комплекту присваиваются новые значения калибровочных поправок.

Также технологией функционирования АПС КИНС предусматривается использование резервного комплекта эталонного ГНСС приемника для решения задач обеспечения привязки шкал времени КГМ к шкале времени UTC(SU). С этой целью резервный комплект проводит непрерывные круглосуточные измерения текущих навигационных параметров по сигналам ГНСС с привязкой к шкале времени UTC(SU), без выключения. Калибровка резервного комплекта эталонного ГНСС приемника осуществляется относительно опорного комплекта дифференциальным способом.

АПС ДКИ предназначены для проведения работ по калибровке измерительных средств ГЛОНАСС [БИС, НАП, бортовой аппаратуры межспутниковых измерений (БАМИ), наземных станций контроля и управления (НСКУ) БАМИ] с использованием измерений опорной БИС (ОБИСр) и данных ее калибровки эталонным имитатором навигационного сигнала, которые предоставляются АПС КИНС.

В основу технологии функционирования АПС ДКИ были положены технологии калибровки отдельных типов измерительных средств ГЛОНАСС (БИС и НАП, НСКУ БАМИ и БАМИ).

Все технологии работы ДКИ можно разделить на две группы по составу привлекаемой входной информации:

1) с использованием исходных данных АПС КИНС, когда непосредственно привлекаются измерения ОБИСр и данные о ее калибровке имитатором, калибровка выполняется в определенной последовательности:

- накопление на заданном интервале измерительной информации ОБИСр (включая ее калибровочные поправки от эталонного имитатора), БИС и апостериорной эфемеридно-высокоточной информации (ЭВИ) ГЛОНАСС;
- фильтрация аномальных измерений ОБИСр и БИС;
- расчет калибровочных поправок к ИТНП БИС с уточнением параметров расхождения собственной шкалы времени (ШВ) БИС относительно ШВ, рассчитанной в центре апостериорного расчета ЭВИ ГЛОНАСС с использованием ИТНП ОБИСр;
- 2) без использования исходных данных АПС КИНС (с применением уже вычисленных ЭВИ СПН МО), рассчитанные с использованием данных АПС КИНС:
  - накопление измерений НСКУ и БАМИ, а также апостериорной ЭВИ ГЛОНАСС;
  - формирование и фильтрация суммарных и разностных измерений;
  - расчет калибровочных поправок для всех пар НСКУ и БАМИ при использовании суммарных и разностных измерений.

## МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ БЕЗАПРОСНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ

Проведение калибровки БИС возможно при наличии двухчастотных кодовых измерений, сглаженных фазовыми измерениями, от калибруемой БИС и ОБИСр на интервале не менее 5 суток по всем штатно функционирующим НКА ГЛОНАСС, при наличии высокоточной апостериорной ЭВИ НКА ГЛОНАСС на интервале калибровки, калибровочных поправок ОБИСр, рассчитанных с использованием эталонного комплекта имитатора навигационных сигналов на интервале калибровки и высокоточных исходных геодезических данных мест установки ОБИСр и БИС.

Расчет калибровочных данных осуществляется в следующем порядке:

1. Накопление измерительной информации ОБИСр (включая ее калибровочные поправки от эталонного имитатора), БИСр и апостериорной ЭВИ ГЛОНАСС на заданном интервале времени.
2. Фильтрация аномальных измерений ОБИСр и БИС.
3. Расчет калибровочных поправок ИТНП ОБИСр, БИСр с уточнением параметров расхождения собственной ШВ ОБИСр, БИСр относительно ШВ, рассчитанной в центре апостериорного расчета ЭВИ ГЛОНАСС.

Расчет калибровочных поправок к ИТНП БИСр (ОБИСр с учетом калибровочных поправок от эталонного имитатора) относительно апостериорных ЭВИ НКА ГЛОНАСС проводится методом наименьших квадратов [1].

Итерации повторяются до тех пор, пока выполняется неравенство

$$\Delta\Delta R_j = \max_{qp} \left\{ \left| \Delta\bar{R}_j^{qp} \right| \right\} > \Delta R_{\text{зад}}, \quad (1)$$

где  $q, p$  – возможные номера НКА из множества, по которым проводились измерения псевдодальности БИСр (ОБИСр);

$$\Delta\bar{R}_j^{qp} = \Delta\bar{R}_j^q - \Delta\bar{R}_j^p, \quad (2)$$

где  $\Delta\bar{R}_j^q, \Delta\bar{R}_j^p$  – поправки к измерениям псевдодальности БИСр (ОБИСр) по соответствующим НКА ( $q, p$ ) относительно расчетных аналогов, построенных с использованием апостериорной ЭВИ;

$\Delta R_{\text{зад}}$  – априорно задаваемый порог (0,1 м).

Калибровочные поправки к ИТНП  $m$ -го БИСр (ОБИСр) относительно апостериорных эфемеридно-временных данных представляются следующим выражением:

$$\overrightarrow{\Delta R}_{h \text{ ЭВИ}}^{\text{БИСр(ОБИСр)}} = \|\Delta R_h^q\|^T, \quad q \in M_m^q \quad (3)$$

где  $M_m^q$  – множество НКА, по которым  $m$ -е БИСр (ОБИСр) проводила измерения на заданном интервале времени;

$q$  – номер НКА;

$h$  – номер последней итерации.

Расчет калибровочных поправок для  $m$ -го БИСр относительно ОБИСр производится в соответствии с выражением

$$\overrightarrow{\Delta R}_{\text{ОБИСр}}^{\text{БИСр}} = \overrightarrow{\Delta R}_{\text{ЭВИ}}^{\text{БИСр}} - \overrightarrow{\Delta R}_{\text{ЭВИ}}^{\text{ОБИСр}} \quad (4)$$

Из анализа выражения (4) следует, что калибровочные поправки для  $m$ -го БИСр относительно ОБИСр не зависят от постоянной составляющей погрешности данных ЭВИ.

Литерно-зависимые поправки  $m$ -го БИСр относительно ОБИСр рассчитываются в соответствии с выражением

$$\Delta R_p^{\text{лит}} = \begin{cases} \Delta R_{\text{ОБИСр}}^{\text{БИСр } n}, & \text{если на } p\text{-й литере излучает только } n\text{-й НКА} \\ \frac{1}{2} \cdot [(\Delta R_{\text{ОБИСр}}^{\text{БИСр } n}) + (\Delta R_{\text{ОБИСр}}^{\text{БИСр } m})], & \text{если на } p\text{-й литере излучают } m, n \text{ НКА} \end{cases} \quad (5)$$

Расчет значения параметра, представляющего собой оценку стабильности во времени калибровочных поправок к беззапросным измерениям  $m$ -го ОБИСр осуществляется в соответствии с выражением

$$\Theta_m = \sqrt{\frac{1}{N_q} \cdot \sum_q^{N_q} (\sigma(\Delta R^q))^2}, \quad (6)$$

где  $\Delta R^q$  – калибровочная поправка для  $q$ -го НКА ( $q$ -го литеры при оценке стабильности литернозависимых погрешностей) на подынтервале расчета;

$N_q$  – количество НКА (литеров), по которым проводились измерения  $m$ -го БИСр.

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ КАЛИБРОВОЧНЫХ ПОПРАВOK

На рис. 2 представлены среднеквадратические погрешности навигации потребителя, полученные с 1 по 26 июля 2020 года (26 осредненных на суточном интервале реализаций) для навигационной аппаратуры из состава НКУ ГЛОНАСС (п. Щелково Московской области). При этом представлены эти погрешности как без учета калибровочных поправок (верхний ряд цифр), так и с учетом калибровочных поправок (нижний ряд цифр). Значения погрешности НАП без учета калибровочных поправок составляют от 7 до 8,1 м, в то время как с учетом калибровочных поправок – от 0,2 до 1 м, т. е. эффект повышения точности навигации для стационарного НАП составил почти 8 раз.

Для перспективных орбитальных потребителей оперативного наблюдения за ЧС наиболее значимы результаты экспериментальной калибровки навигационной аппаратуры, полученные по «сырой» измерительной информации недельного интервала по КА «Ресурс-П». На рис. 3 показаны результаты расчетов на программных средствах СПН МО калибровочных значений псевдодальностей для четырех комплектов НАП (DS1–DS4) по каждой системной точке ГНСС ГЛОНАСС (первый рисунок – с 1 по 12, второй – с 13 по 24).



Рис. 2. Значения погрешности НАП с учетом и без учета калибровочных поправок (опорный пункт Щелково)

Кроме того, значения калибровочных поправок имеют, хотя и незначительный, дрейф во времени. Данная проблема становится крайне актуальной для современной специализированной навигационной аппаратуры системы ГЛОНАСС, так как требования к точности навигации по сигналам ГНС при решении специальных целевых задач неуклонно возрастают.

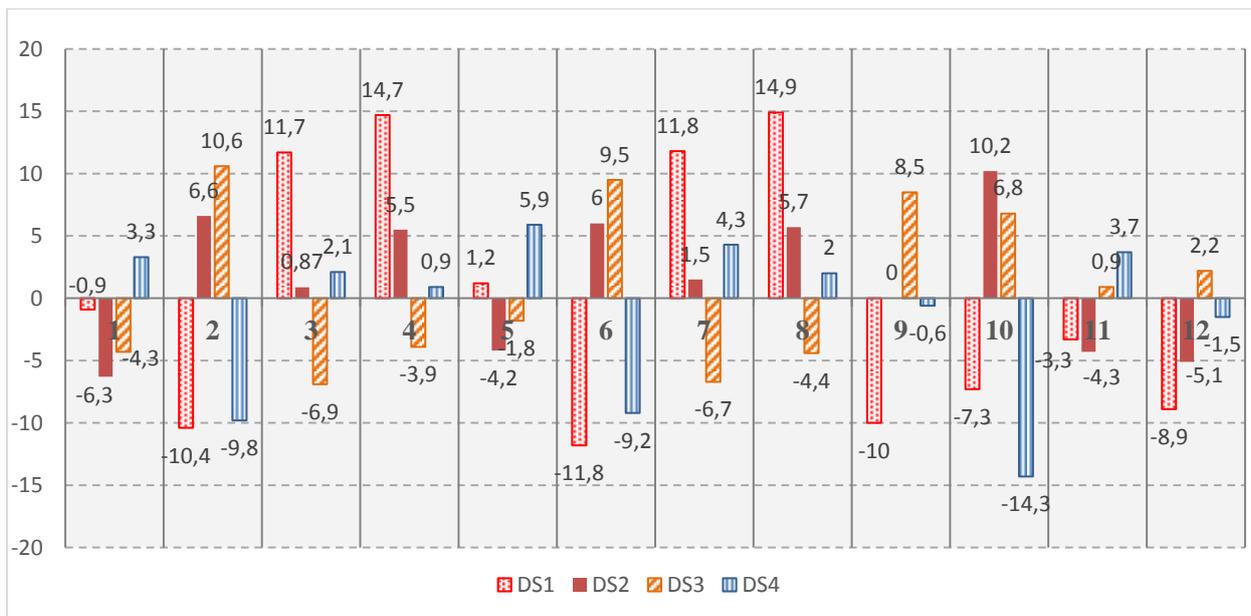


Рис. 3. Калибровочные значения псевдодальностей для различных комплектов НАП КА «Ресурс-П» (начало)

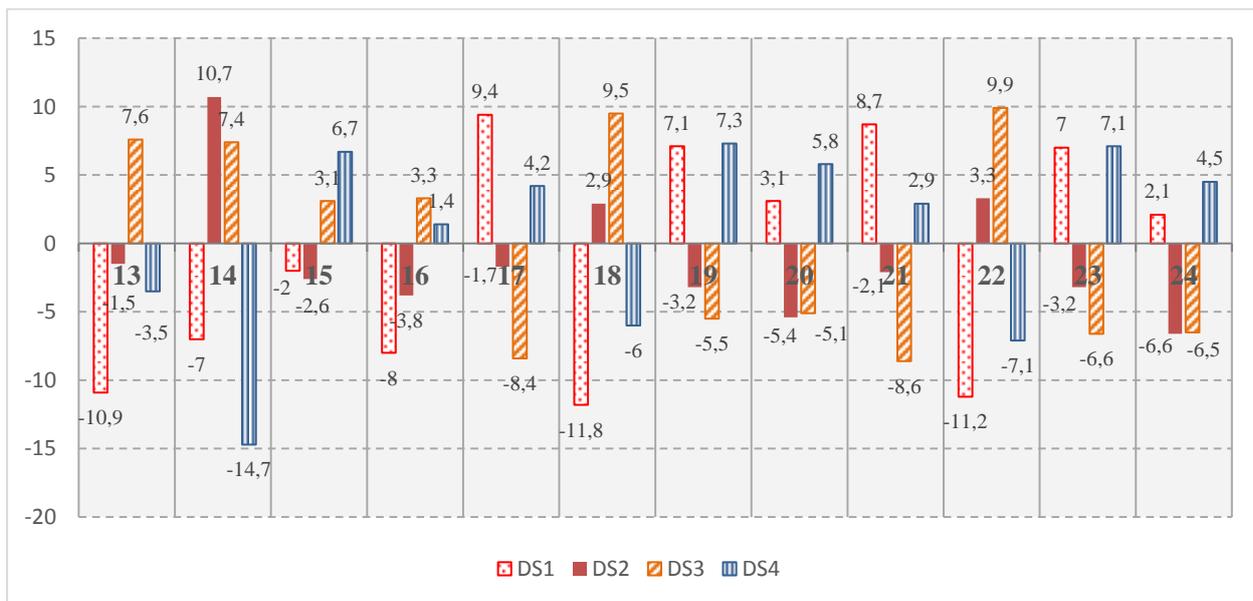


Рис. 3. Калибровочные значения псевдодальностей для различных комплектов НАП КА «Ресурс-П» (окончание)

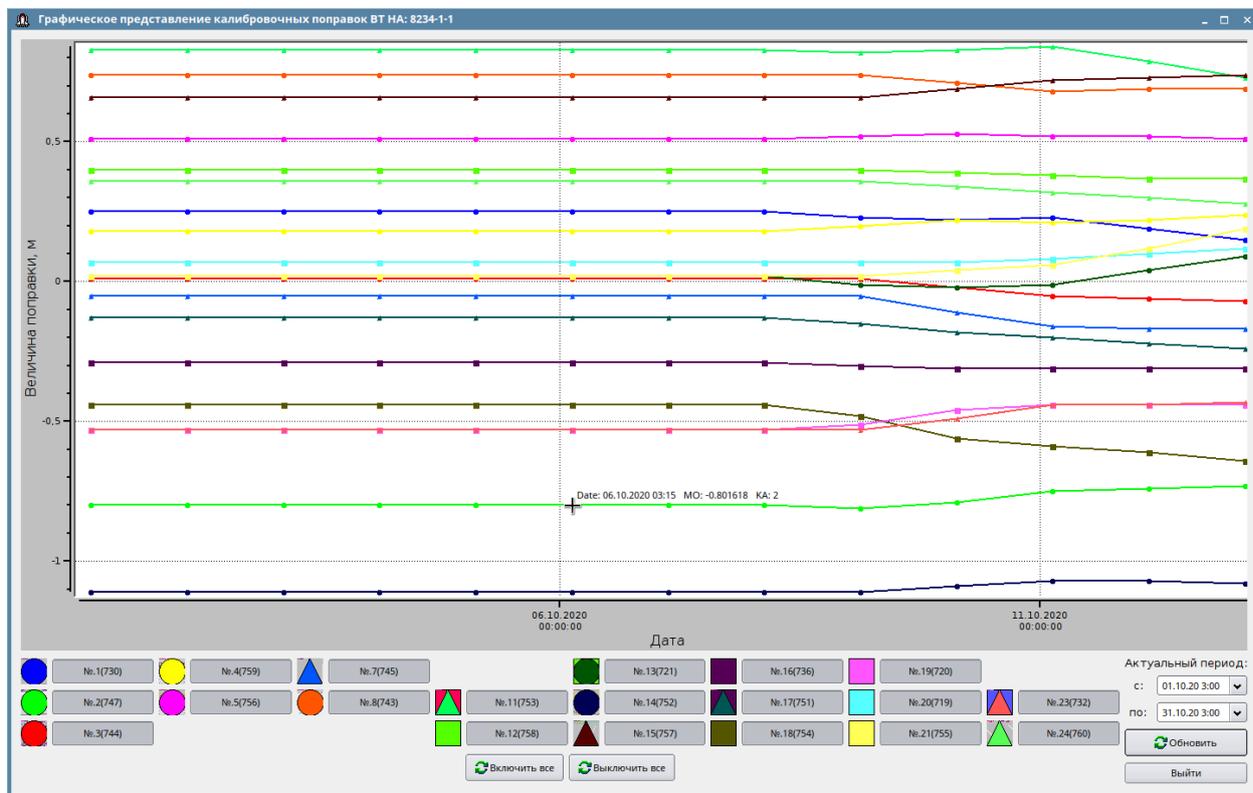


Рис. 4. Рассчитанные значения калибровочных данных по НКА системы ГЛОНАСС на сигнале ВТ на месячном интервале оценивания

Несомненно, использования описанного инструментария контроля калибровочных данных позволит существенно повысить точностные характеристики навигации наземных и орбитальных средств. На рис. 4 показан дрейф калибровочных данных по НКА системы

ГЛОНАСС на сигнале ВТ на месячном интервале оценивания для наземного БИС № 8234 (1.10.2020–30.10.2020).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленные данные показывают для некоторых литерных частот наличие существенных значений (до 12–15 м). Неучет таких значений при автономной навигации перспективных КС может существенно ограничить возможности координатной достоверности оперативного режима навигации для решения возложенных на орбитальные системы целевых оперативных задач, а также задач апостериорной геопривязки объектов наблюдения и контроля точности навигации.

## Список используемых источников

1. Антонович К. М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии : в 2 т. – М. : ФГУП «Картгеоцентр», 2005. – Т. 1. – 334 с.
2. Глобальная навигационная система ГЛОНАСС. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП): интерфейсный контрольный документ (проект редакции 3.0). – М. : ОАО «НПК «СПП», 2011. – 82 с.
3. Денисенко О. В., Федотов В. Н., Сильвестров И. С. Основные направления развития комплекса средств метрологического обеспечения радиотехнических средств измерений и средств измерений длины в рамках системы ГЛОНАСС // Вестник метролога. – 2013. – № 4. – С. 14–16.
4. Повышение точности навигационных определений потребителей ГЛОНАСС с использованием калибровочных поправок к измерениям псевдодалности, рассчитанных в системе высокоточного определения эфемерид и временных поправок / А. Н. Жуков [и др.] // Радионавигационные технологии / под ред. А. И. Перова. – М. : Радиотехника, 2016. – 146 с.
5. Жиганов К. А., Яковлев В. Е., Катков С. А. Об одном из путей существенного повышения точности навигационной аппаратуры потребителей системы ГЛОНАСС // Двойные технологии. – 2012. – № 4 (61). – С. 48–51.
6. Перов А. И., Харисов В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. – М. : Радиотехника, 2010.
7. Печерица Д. С., Федотов В. Н. Калибровка беззапросных измерительных систем ГЛОНАСС с обеспечением прослеживаемости к государственным первичным эталонам единиц величин // Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение КВНО-2017 : тез. докл. VII научно-техн. Всерос. конф. – СПб., 2017. – С. 79–85.
8. Поваляев А. А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. – М. : Радиотехника, 2008. – 328 с.
9. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / В. В. Малышев [и др.]; под ред. В. В. Малышева. – М. : МАИ, 2000. – 568 с.

В. Н. Воротягин\*;

А. Ю. Кулаков\*\*,

кандидат технических наук;

А. А. Чувиров\*,

кандидат технических наук

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

\*\*СПб ФИЦ РАН, г. Санкт-Петербург.

## ТЕХНОЛОГИЯ АППАРАТНО-ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В работе кратко описывается предлагаемая технология аппаратно-программного комплексного моделирования системы управления движением космического аппарата на основе программного обеспечения с открытым исходным кодом, которое получило название «Проект 42». В статье рассмотрены примеры применения технологии аппаратно-программного моделирования для демонстрации работы бортовой аппаратуры (БА) системы управления движением (СУД) космического аппарата (КА), в частности аппаратно-программного моделирования блока электроники (БЭ) датчика угловой скорости с избыточным количеством одноосных гироскопов (ОГ).

Ключевые слова: имитационное моделирование, система управления движением, аппаратно-программное моделирование, космический аппарат, измеритель угловой скорости.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время широкое применение, в том числе в ракетно-космической отрасли, получила концепция аппаратно-программного моделирования сложных технических объектов (СТО). Основной особенностью СТО является наличие систем управления (СУ) реального времени со сложной и порой неоднородной технической структурой (датчики и устройства управления, построенные на различных физических принципах, имеющие разнообразные интерфейсы информационного обмена и электрофизического сопряжения). Для создания и исследования рассматриваемых СУ используются различные виды и технологии моделирования. В иностранной литературе принят следующий термин для технологии аппаратно-программного моделирования, который называется *X-In-the-Loop*. В работах [1, 2], посвященных применению данной технологии в космической отрасли, говорится о четырех возможных уровнях моделирования [3].

– алгоритмы в цикле управления (*Algorithm in the Loop*) или модель в цикле управления (*Model in the Loop* – MIL);

– программное обеспечение в цикле (*Software in the Loop* – SIL);

– контроллер в цикле (*Controller in the Loop*) или процессор в цикле (*Processor in the Loop* – PIL);

– аппаратное обеспечение в цикле (*Hardware in the Loop* – HIL).

Каждый уровень моделирования строится на основе определенной инфраструктуры, состоящей из программных и аппаратных средств, и соответствующей этой инфраструктуре технологии и стендов моделирования. Возможная интерпретация некоторых из перечисленных уровней применительно к бортовой аппаратуре (БА) КА представлена далее на рис. 1

За последние 10 лет появилось немало открытых публикаций [1, 2, 4–9] о разработке и использовании стендов аппаратно-программного моделирования в космической отрасли.

В работе [1] отмечаются безусловные преимущества применения концепции аппаратно-программного моделирования в аэрокосмической отрасли и автомобилестроении, в прило-

жениях, связанных с управлением мощностью и энергопотреблением. Вместе с тем существует объективная трудность в приобретении такого рода оборудования для организации стендов моделирования, которая связана с его высокой стоимостью. Приводится цифра порядка 200 000 евро за стенд уровня НПЛ [1]. Поэтому среди указанных публикаций стоит отметить те, где речь идет о программных средствах моделирования с открытым исходным кодом, таких как «Проект 42» [7], NOS3 [8] и *Basilisk* [9], которые имеют документацию, достаточную для понимания их работы, и активное сообщество пользователей в интернете, выступающее в роли некоммерческой технической поддержки перечисленных программных средств.

Что же касается подобных публикаций в отечественной литературе, находящихся в открытом доступе, то их, к сожалению, не так много [10–12].

Таким образом, цель публикации настоящей статьи состоит в том, чтобы предоставить широкому кругу заинтересованных пользователей (студентам, инженерам, программистам, преподавателям и научным работникам) готовый инструмент для моделирования функционирования КА на уровнях MIL, SIL и PIL, что будет способствовать устранению существующего пробела в отечественной научной литературе по данной тематике.

## ТЕХНОЛОГИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СУД КА НА ПРОГРАММНОМ УРОВНЕ

Предлагаемая технология основана на «Проекте 42» [7], который является программным обеспечением (ПО) с открытым исходным кодом. Преимуществом данного ПО является то, что его код реализован на языке Си. Эта особенность позволяет разрабатывать, отлаживать и тестировать прототипы бортового ПО (БПО) на исходном для большинства бортовых вычислителей языке программирования непосредственно в файлах «Проекта 42» без дополнительных программных интерфейсов.

Для исследовательской деятельности исходный код «Проекта 42» с некоторыми изменениями был скомпилирован как приложение с графическим интерфейсом, работающее на ОС *Windows 7/10*. Для отладки и сборки кода использовалась кросс-платформенная среда разработки приложений с графическим интерфейсом *Qt Creator*.

Приложение предназначалось для демонстрации возможностей бортовых алгоритмов управления БА малого КА при возникновении на борту КА нештатных ситуаций разных типов [13, 14]. Дополнительно к уже имеющимся моделям БА и алгоритмам были разработаны:

- модель системы электропитания;
- модель бортовой радиотелеметрической системы;
- алгоритм ориентации в орбитальной системе координат;
- алгоритм ориентации на Солнце;
- алгоритмы управления БА;
- загрузчик (выполняется перед началом моделирования) и планировщик программы полета;
- имитатор сбоев и отказов БА СУД.

Что касается уже реализованной БА СУД, важно отметить, что разработчиками «Проекта 42» предоставляются модели БА и алгоритмы БПО, упрощенные в некоторых аспектах.

Таким образом, при использовании «Проекта 42» для моделирования функционирования СУД и КА необходимо учитывать ряд ограничений. Если речь идет о моделировании СУД КА на уровне MIL, которое подходит для научно-исследовательских работ (НИР) и опытно-конструкторских работ (ОКР), то имеющихся в «Проекте 42» моделей и алгоритмов достаточно. Также в некоторых случаях при разработке БПО СУД КА может использоваться «Проект 42». Например, в некоторых алгоритмах определения углового положения КА или

алгоритмах управления угловым положением КА в режиме стабилизация КА по угловой скорости.

В остальном, что касается программ управления БА СУД и моделирования других бортовых систем, программ-планировщиков, программ контроля, безусловно, необходимо учитывать особенности конкретной БА со своими протоколом информационного обмена и режимами работы, ограничениями на определение ориентации или управления. Такое моделирование имеет смысл организовывать на уровне PИL. При этом необходимо начинать с доработки уже имеющихся моделей БА – с разработки модели информационного обмена между бортовым вычислителем и БА и логики ее функционирования.

## ТЕХНОЛОГИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СУД КА НА АППАРАТНО-ПРОГРАММНОМ УРОВНЕ

Для реализации технологии моделирования СУД КА на уровне PИL с ПЭВМ под управлением ОС *Windows 7/10* в статье предлагается следующий набор программных и аппаратных средств: 1) «Проект 42», 2) отладочная плата микроконтроллера STM32, 3) среда разработки *IAR Embedded Workbench*, 4) среда разработки приложений с графическим интерфейсом *Qt Creator*, 5) преобразователь USB-UART на базе FT232, 6) библиотека для управления преобразователем USB-UART, 7) драйверы для преобразователя USB-UART на базе FT232.

Как видно из описания программных и аппаратных средств, информационный обмен между реальной БА и ЦБК будет реализован на основе UART. Общая схема и структурные связи программных и аппаратных средств моделирования представлены на рис. 1.

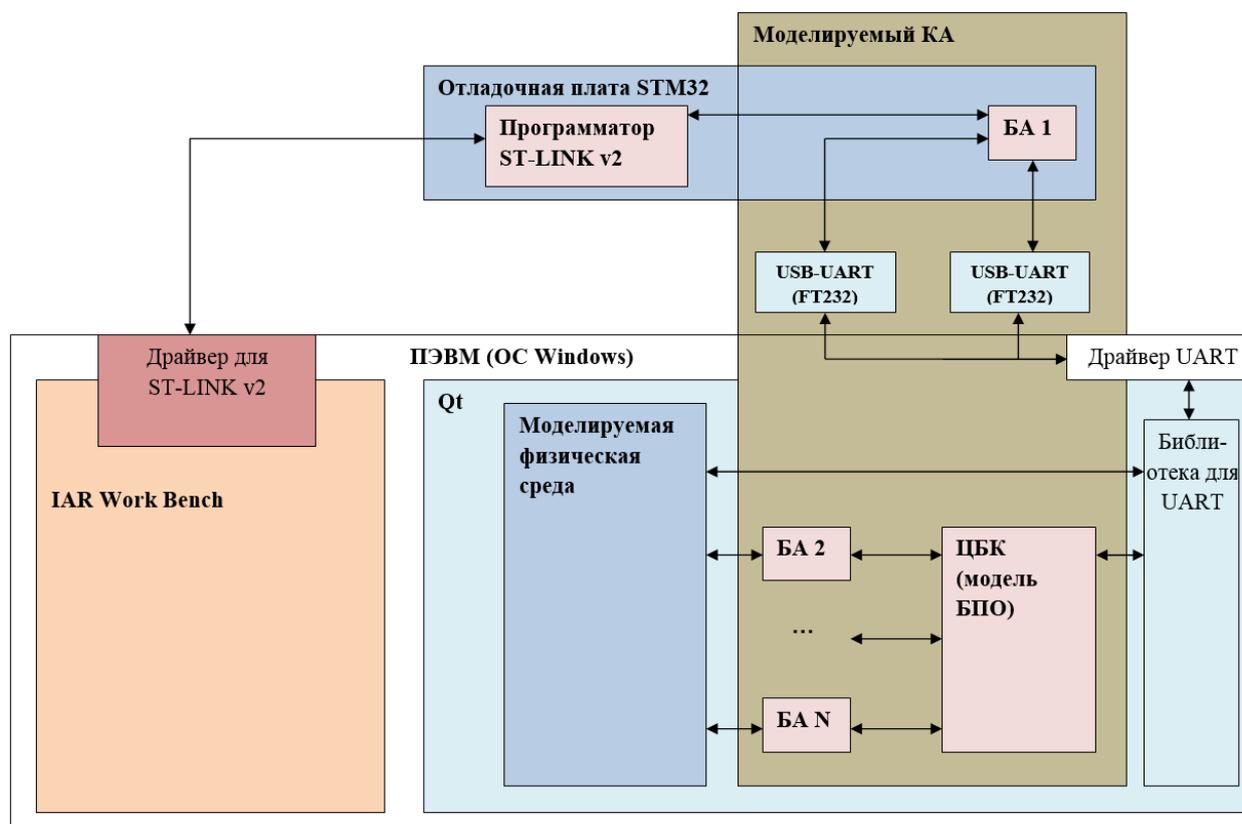


Рис. 1. Общая схема технологии аппаратно-программного комплексного моделирования СУД КА для уровня PИL

На рис. 1 в качестве примера был смоделирован блок электроники (БЭ) датчика угловых скоростей, взаимодействующий с четырьмя одноосными гироскопами.

На рис. 2 представлены результаты работы АПК моделирования:

- циклограмма функционирования КА;
- графики изменения величины угловой скорости, поступающей с микроконтроллера STM32,
- графики изменения величины угла между нормалью к солнечной панели (СП) и направлением на Солнце,
- моменты управления по трем осям ССК КА, реализуемые системой из четырех маховиков.

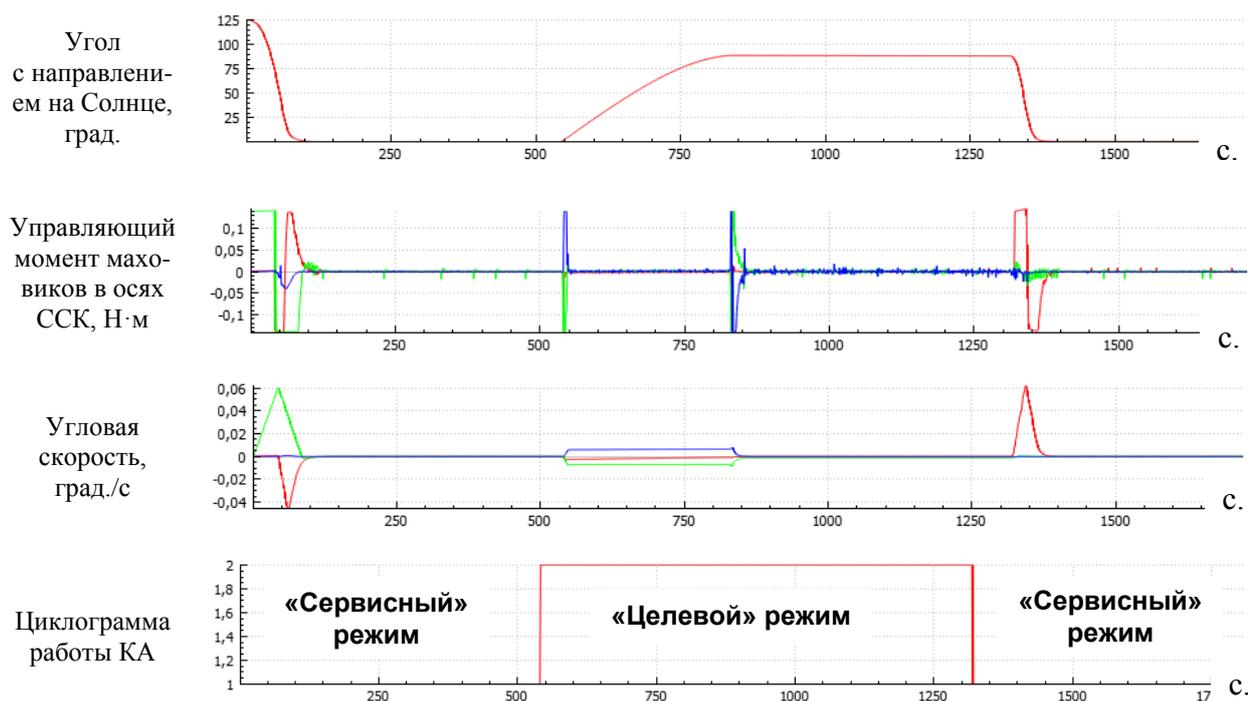


Рис. 2. Результаты работы АПК моделирования в виде графиков

На циклограмме (рис. 2) приведен пример смены двух режимов функционирования КА, которые с точки зрения СУД заключаются в ориентации СП на Солнце и ориентации КА в орбитальной системе координат. Логика функционирования КА следующая: при работе целевой аппаратуры КА должен быть сориентирован в ОСК (условно – «целевой» режим), на остальных участках КА производит зарядку АКБ посредством солнечной ориентации (условно – «сервисный» режим).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная в данной статье технология моделирования на основе «Проекта 42» позволяет:

- 1) подробно моделировать функционирование КА;
- 2) встраивать в контур моделирования собственные модели БА СУД и создавать новые модели бортовых систем, например: систем электропитания, бортовой радиотелеметрической системы и т. д.;

3) моделировать и, соответственно, тестировать алгоритмы БПО на языке программирования для БВ;

4) посредством моделирования на уровне PИL обрабатывать алгоритмы управления БА и протоколы информационно-логического взаимодействия между БА и БВ.

Преимущества данной технологии заключаются прежде всего в следующем:

1) доступности, простоте и дешевизне программных и аппаратных средств;

2) возможности быстрого старта с использованием уже имеющихся моделей БА и алгоритмов управления ориентацией;

3) масштабируемости и гибкости ПО моделирования в соответствии с нуждами конкретного проекта;

4) наличии структурированных начальных исходных данных по ряду КА (массо-моментно-центровочные характеристики КА, характеристики исполнительных органов и датчиковой аппаратуры СУД, 3D-модели КА).

Представленная в данной статье технология будет полезна студентам и преподавателям вузов, научным сотрудникам исследовательских институтов, инженерам, конструкторам, программистам, работающим в ракетно-космической отрасли.

*Данная работа выполнена в рамках госбюджетной темы НИР FFZF-2022-0004.*

#### Список используемых источников

1. *A.B.C. de Farias* Low-Cost Hardware-in-the-Loop Platform for Embedded Control Strategies Simulation // IEEE Access. – 2019. – № 7. – P. 111499–111512

2. Processor-in-the-Loop Simulations Applied to the Design and Evaluation of a Satellite Attitude Control / L.S. Martins-Filho [et al.]. – URL: <http://dx.doi.org/10.5772/57219> (дата обращения : 15.06.2022).

3. *Jens E.* Simulating Spacecraft Systems. – Berlin : Springer, 2009. – 353 p.

4. Hardware-In-The-Loop and Software-In-The-Loop Testing of the MOVE-II CubeSat / J. Kiesbye [et al.] // Aerospace. – 2019. – Vol. 6, № 12. – P. 130–155

5. Design and Development of ITU pSAT II: On orbit demonstration of a high-precision ADCS for nanosatellites / E. Koyuncu [et al.] // 8th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, GNS 2011, Karlovy Vary, 5–10 June 2011. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/279533161\\_Design\\_and\\_Development\\_of\\_ITU\\_pSAT\\_II\\_On\\_orbit\\_demonstration\\_of\\_a\\_high-precision\\_ADCS\\_for\\_nanosatellites](https://www.researchgate.net/publication/279533161_Design_and_Development_of_ITU_pSAT_II_On_orbit_demonstration_of_a_high-precision_ADCS_for_nanosatellites) (дата обращения: 15.06.2022).

6. *Mendoza-Bárceñas M.A., Vicente-Vivas E., Rodríguez-Cortés H.* Mechatronic Design, Dynamic Modeling and Results of a Satellite Flight Simulator for Experimental Validation of Satellite Attitude Determination and Control Schemes in 3-Axis // Journal of Applied Research and Technology. – 2014. – № 12. – P. 370–383.

7. 42: A Comprehensive General-Purpose Simulation of Attitude and Trajectory Dynamics and Control of Multiple Spacecraft Composed of Multiple Rigid or Flexible Bodies. – URL: <https://software.nasa.gov/software/GSC-16720-1> (дата обращения: 15.06.2022).

8. *Spolaor Max* NASA Operational Simulator for Small Satellites (NOS3): the STF-1 CubeSat case study. – URL: <https://arxiv.org/abs/1901.07583> (дата обращения: 15.06.2022).

9. Scalable and Modular Astrodynamics Simulation Framework / P.W. Kenneally [et al.] // Journal of aerospace information systems. – 2020. – № 17(4). – P. 1–13

10. *Гриневиц Д. В., Лебедев А. В., Мороз О. В.* Разработка универсального моделирующего программного комплекса для создания стендов отладки и поддержки систем ориентации космических аппаратов // Вопросы электромеханики. – 2013. – Т. 135. – С. 21–30.

11. Программный комплекс моделирования стабилизированного движения космического аппарата с трансформируемыми упругими элементами конструкции / М. Г. Игнатьев

[и др.] // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. – 2013. – № 3 (49). – С. 45–48.

12. *Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С.* Проектирование предметно-ориентированной инфраструктуры имитационного моделирования бортовой аппаратуры космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. – 2017. – Т. 18, № 3. – С. 538–544

13. Подход к исследованию структурно-функциональной реконфигурации системы управления движением космического аппарата / К. Л. Гирорьев [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 655. – С. 17–23.

14. Специализированное программно-математическое обеспечение управления реконфигурацией бортовых систем малоразмерных космических аппаратов / Ю. В. Зайченко [и др.] // Информатизация и связь. – 2020. – № 5. – С. 125–131.

Д. А. Гаврилов,  
*кандидат технических наук;*  
А. В. Козлов,  
*кандидат технических наук;*  
А. В. Мороз;  
И. В. Сахно,  
*доктор технических наук, профессор*

## **РЕЗУЛЬТАТЫ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОТОМЕРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ**

Представлены методика и результаты полунатурного моделирования высотомера с синтезированной апертурой (синтезирующего высотомера), полученные с использованием локационного акустического комплекса. Проведена оценка точностных характеристик при реализации двухэтапной обработки отраженных сигналов и сглаживания полученных измерений.

Ключевые слова: полунатурное моделирование, локационный акустический комплекс, радиовысотомер, синтезированная апертура антенны.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Космическая радиовысотометрия – одно из наиболее востребованных и быстроразвивающихся направлений дистанционного зондирования Земли. Потенциально высокая точность измерения высоты и вертикальной скорости космического аппарата (КА) относительно поверхности и отсутствие зависимости от метеоусловий делают радиовысотомер (РВ) незаменимым инструментом для решения задач топогеодезии.

Для обеспечения высокой точности и разрешающей способности по дальности в современных РВ используется широкополосный сложный импульсный зондирующий сигнал, обеспечивающий сантиметровую точность измерений и разрешающую способность порядка 0,4–0,2 м. В работе [1], например, указывается на необходимость измерения высоты КА с точностью порядка 2 см, что и в настоящее время является труднореализуемой задачей.

Очевидно, что реальная достижимая при помощи РВ точность измерения высоты будет зависеть от следующих факторов: от выбранного типа зондирующего сигнала и его характеристик; от энергетического потенциала радиолинии РВ; от уровня внутренних шумов приемника РВ; от точностных характеристик стабилизации платформы самого КА; влияния ионосферы и тропосферы; от выбранного метода измерений высоты; от наличия и точности моделей подстилающей поверхности и т. д.

Анализ показывает, что большинство реализованных на практике РВ обладают схожими тактико-технические характеристики (ТТХ). Так, например, длина волны зондирующего сигнала составляет ~2,2 см, что позволяет формировать узкие диаграммы направленности антенн (ДНА) РВ и минимизировать влияние тропосферы и ионосферы на точность измерений [2]. В некоторых образцах РВ вводится дополнительный канал С-диапазона, что позволяет дополнительно скомпенсировать влияние ионосферы за счет использования метода двухчастотных измерений.

Длительность используемых в РВ зондирующих сигналов с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) составляет величину порядка ~100 мкс, при ширине спектра до 320 МГц [1–3]. Частота повторения зондирующих импульсов в РВ равна 2,5–3 кГц. Одними из проблем, возникшими в ходе разработки и создания перспективных образцов РВ, являются повышение их энергетического потенциала и совершенствование технологии построения и методов

цифровой обработки отраженных сигналов, а также проработка вопроса использования РВ над материковой частью земной поверхности для решения геодезических задач.

### **СХЕМА МЕТОДИКИ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОТОМЕРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ**

Принцип формирования отраженного сигнала современного спутникового радиовысотомера представлен на рис. 1. В РВ реализуется запросный метод измерений высоты, имеется зависимость параметров отраженного сигнала от степени взволнованности морской поверхности и погрешностей ориентации космической платформы.

Современной тенденцией дальнейшего развития спутниковых РВ является использование принципа синтезирования апертуры антенны [10] для улучшения ТТХ. Далее в статье будем называть РВ, использующий принцип синтезирования апертуры антенны, синтезирующим РВ (СРВ).

Принцип действия СРВ заключается в том, что как и в классическом РВ обеспечивается разрешение по высоте  $\delta H$ , которое пропорционально значению ширины спектра  $\Delta F$  зондирующего сигнала. Кроме того, используется когерентное сложение отраженных сигналов для получения высокого разрешения и по второй координате: вдоль линии пути носителя РВ (или по азимуту) [9]. Таким образом, в СРВ, аналогично с РЛС обзора земной поверхности, обеспечивается высокое разрешение сразу по двум координатам (высота – азимут) и должна применяться двухэтапная обработка отраженного сигнала [9].

Причем разрешение по азимуту  $\delta X$  зависит от времени когерентного накопления отраженного сигнала, не зависит от дальности и численно равно половине линейного размера  $d_a$  бортовой антенны РВ [9]. Разрешение СРВ по высоте  $\delta H$  и продольной координате  $\delta X$  определяется следующими выражениями:

$$\delta H = c/[2\Delta F] ; \delta X = \frac{d_a}{2}.$$

Таким образом, применение метода синтеза антенной апертуры позволит не только существенно увеличить энергетический потенциал радиолокационного канала РВ (улучшить отношение сигнал/шум, а значит, и потенциальную точность измерений высоты за счет когерентного суммирования отраженного сигнала), но и повысить разрешающую способность СРВ вдоль линии пути  $\delta X$ , а также улучшить радиометрическую чувствительность и радиометрическую разрешающую способность.

Как уже упоминалось ранее, использование метода синтезирования апертуры антенны предполагает реализацию когерентного формирования и приема зондирующего сигнала и требует соответствующего усложнения аппаратуры РВ, а также реализацию алгоритма двухэтапной бортовой обработки отраженного сигнала с целью повышения разрешения как по дальности (по высоте), так и вдоль линии пути носителя РВ [9, 10]. В этой связи, с целью подтверждения всех преимуществ СРВ и оптимизации алгоритмов обработки зондирующего сигнала СРВ, объективно возникает потребность полунатурного моделирования и макетирования сквозного тракта СРВ.

Однако проведение подобных экспериментов представляет собой сложную и дорогостоящую задачу, связанную со значительными ресурсными и временными затратами. Кроме того, требования к выполнению натурного эксперимента могут оказаться труднореализуемыми на практике в силу необходимости изменения условий его проведения в широких пределах. В первую очередь это относится к СРВ космического базирования.

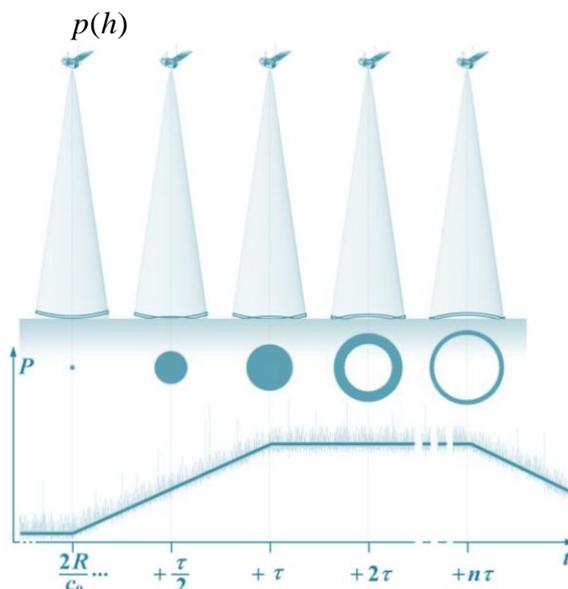


Рис. 1. Принцип формирования отраженного сигнала современного спутникового радиовысотомера (см.: <https://www.radartutorial.eu>)

Для моделирования сквозного тракта СРВ и алгоритмов обработки отраженных сигналов был проведен эксперимент по полунатурному моделированию радиовысотомера с синтезированной апертурой в лабораторных условиях при использовании возможностей локационного акустического комплекса (ЛАК), в котором применяется ультразвуковой диапазон длин волн [4–7]. Состав, структурная схема и подробное описание принципа действия ЛАК полунатурного моделирования приведены в работах [6, 7]. Основные технические характеристики ЛАК представлены в табл. 1 [5, 6].

Моделирование СРВ в составе ЛАК производилось с параметрами, указанными в табл. 2.

Таблица 1

### Основные технические характеристики ЛАК [5, 6]

Характеристика	Значение
Рабочий диапазон частот	10–60 кГц
Длина волны	0,57–3,4 см
Длина синтезированной апертуры (конструктивно)	До 1,55 м
Тип зондирующего сигнала	ЛЧМ
максимальная девиация частоты	10–20 кГц
разрешающая способность по горизонтальной дальности	1,0–2,0 см
разрешающая способность по азимуту на расстоянии $R_{\max} = 3$ м	0,8 см
длительность ЛЧМ импульса	0,005–0,2 сек
база сигнала	50–2000
Тип зондирующего сигнала – ПШС с ФМ-2 модуляцией	М-послед., код Голда, F-код
тактовая частота ПСП	5–15 кГц
длина псевдослучайной последовательности	1023–4096 символов
Частота повторения $f_{\text{п}}$ запросных импульсов	$5 \text{ Гц} \leq f_{\text{п}} \leq 30 \text{ Гц}$
Количество когерентно накапливаемых импульсов при синтезировании апертуры	До 3600
Разрядность АЦП	До 16–32 бит
Частота дискретизации АЦП	192000 Гц
ДН передающей и приемной антенны	$\theta_{\text{ПРД}} = \theta_{\text{ПРМ}} = 80^\circ$

Таблица 2

### Параметры ЛАК при моделировании СВВ

Характеристика	Значение
Несущая частота зондирующего сигнала	40 кГц
Длина синтезированной апертуры (конструктивно)	До 1,55 м
Тип зондирующего сигнала	ЛЧМ
Девияция частоты	10 кГц
Длительность ЛЧМ импульса	0,005 сек
Частота повторения $f_{\text{п}}$ запросных импульсов	10 Гц
Разрядность АЦП	До 16 бит
Частота дискретизации АЦП	192000 Гц
Длительность записи отраженного сигнала	120 сек

Для оценки работы СВВ в составе ЛАК были воспроизведены и использовались два типа профиля подстилающей поверхности, схематически показанные на рис. 2 и 3.

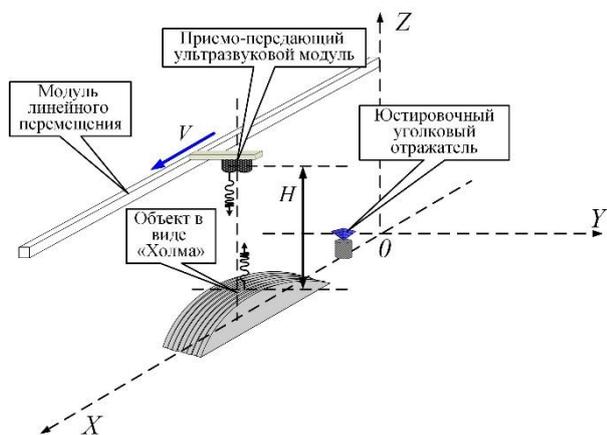


Рис. 2. Схема эксперимента с подстилающей поверхностью типа «холм»

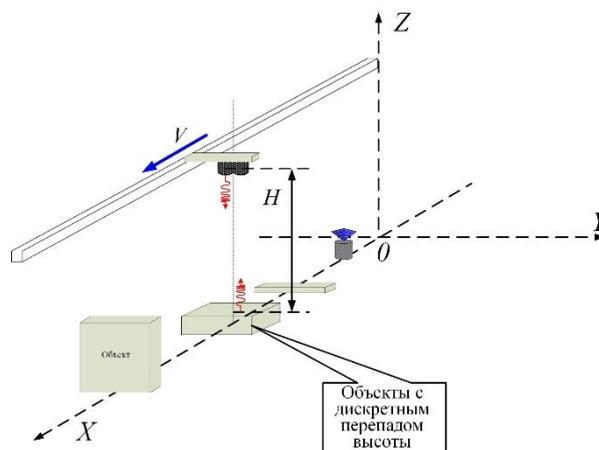


Рис. 3. Схема эксперимента с подстилающей поверхностью с дискретным перепадом высоты

На рис. 2 и 3 представлена также общая схема проведения эксперимента. Воспроизводились два типа подстилающей поверхности: с плавным изменением профиля и с дискретным изменением профиля. В ходе эксперимента использовался дополнительный юстировочный трехгранный угловой отражатель, с размером стороны 8 см и поднятый относительно «нулевого» уровня зондируемой поверхности на высоту 10 см (рис. 2 и 3). Приемопередающий ультразвуковой модуль (рис. 2) перемещался относительно зондируемой поверхности со скоростью  $V$ .

### РЕЗУЛЬТАТЫ ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ ВЫСОТОМЕРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ

В первом варианте моделирования (рис. 2) воспроизводился профиль в виде гладкой поверхности с переменной высотой – типа «холм» (высота верхней точки профиля составила  $H_{\text{п}} \approx 0.1478$  м). Исходная модель профиля типа «холм» показана на рис. 4.

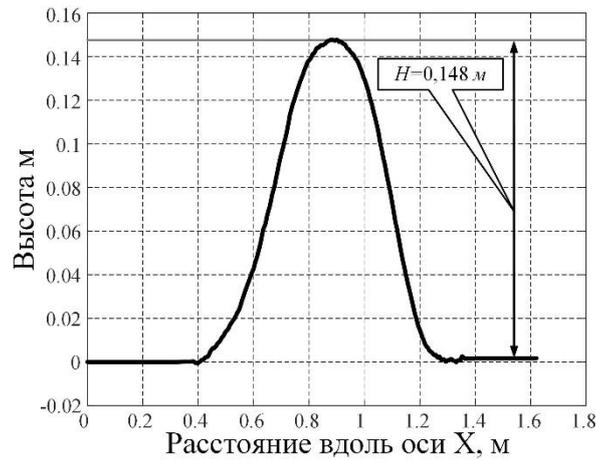


Рис. 4. Исходная модель тестового профиля поверхности типа «холм»

В режиме моделирования импульсного когерентного СВЧ сначала регистрировались отраженные сигналы в квадратурах, затем осуществлялось сжатие сигнала по дальности (внутрипериодная обработка), и формировались таким образом первичные измерения высоты. На следующем этапе обработки выполнялось когерентное накопление отраженного сигнала вдоль линии пути (когерентное межпериодное накопление отраженного сигнала или синтезирование апертуры) [6, 7].

На рис. 5 показано распределение первичных измерений высоты после выполнения сжатия по дальности отраженного сигнала. В начальной позиции четко наблюдается сигнал от «юстировочного» уголкового отражателя.

На рис. 6 представлен результат сравнения полученных первичных измерений высоты после первого этапа обработки с исходной моделью профиля (см. рис. 4), что позволяет визуально оценить величину погрешности первичных измерений.

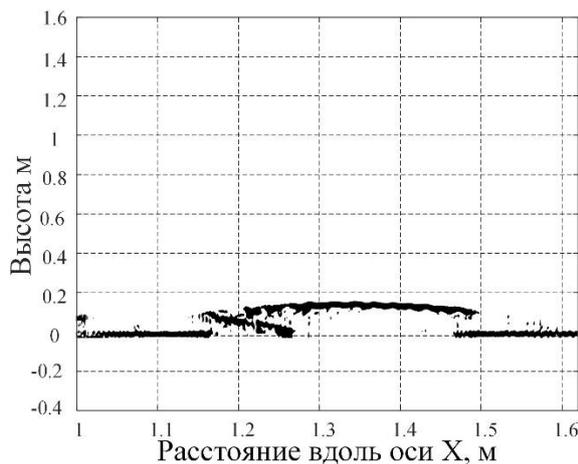


Рис. 5. Распределение отсчетов отраженного сигнала после сжатия по дальности

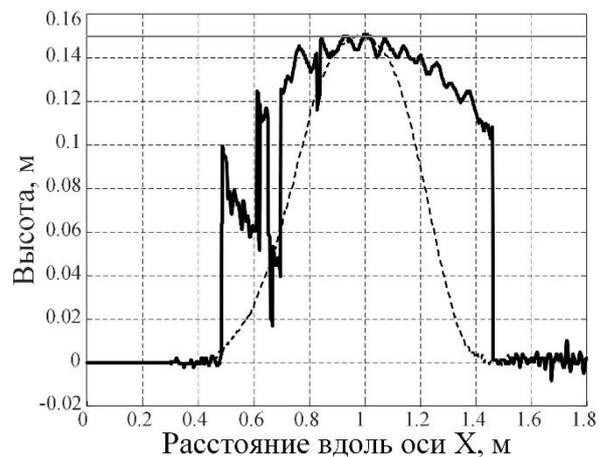
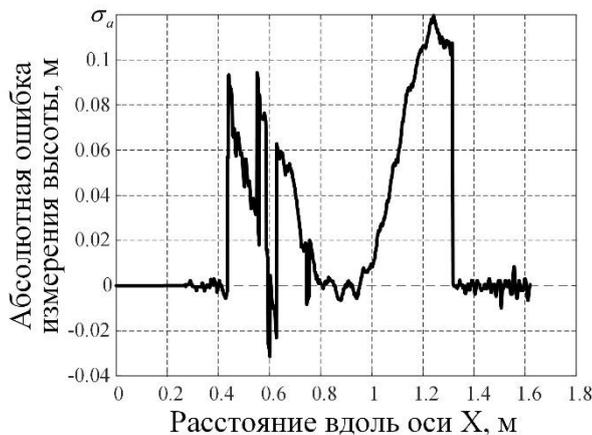


Рис. 6. Сравнение первичных измерений высоты с исходной моделью

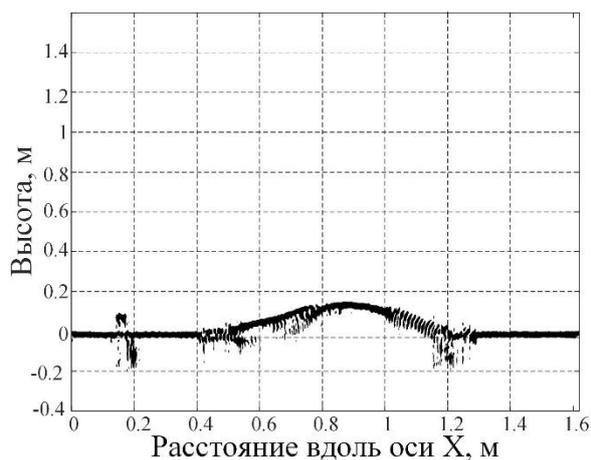
На рис. 7 представлено распределение абсолютной ошибки измерения высоты вдоль линии пути приемо-излучающего модуля ЛАК (см. рис. 2) после первого этапа обработки и сжатия отраженного сигнала по дальности. Среднеквадратическое отклонение ошибки изме-

рений составило  $\sigma = 4,4$  см, а относительная погрешность измерений превышает 30%, что явно недостаточно для реализации спутниковых РВ и потребует проведения дополнительного осреднения результатов, для чего потребуется осуществить неоднократные повторные измерения.

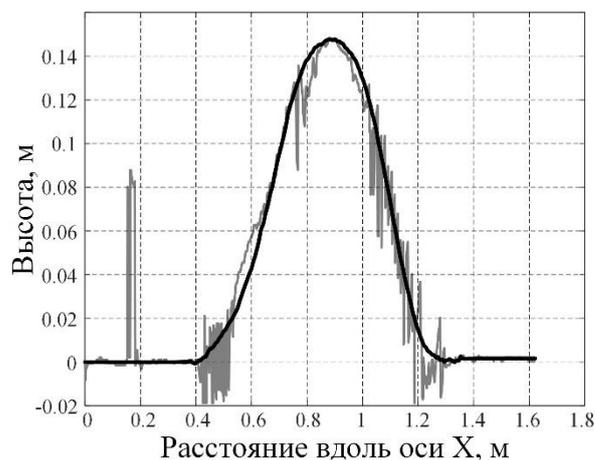


*Рис. 7. Распределение абсолютной ошибки измерения высоты вдоль линии пути приемо-излучающего модуля ЛАК после первого этапа обработки и сжатия отраженного сигнала по дальности*

После сжатия по дальности в ходе моделирования проводилась межпериодная обработка локационных сигналов методом оптимальной фильтрации (синтезирование апертуры вдоль линии пути приемо-передающей головки ЛАК). Это позволяет вычислить высоту тестового профиля более точно, что проиллюстрировано на рис. 8 и 9 соответственно. На рис. 8 и 9 четко наблюдается отметка от «юстировочного» углового отражателя.



*Рис. 8. Распределение отсчетов отраженного сигнала после сжатия по дальности и межпериодной обработки*

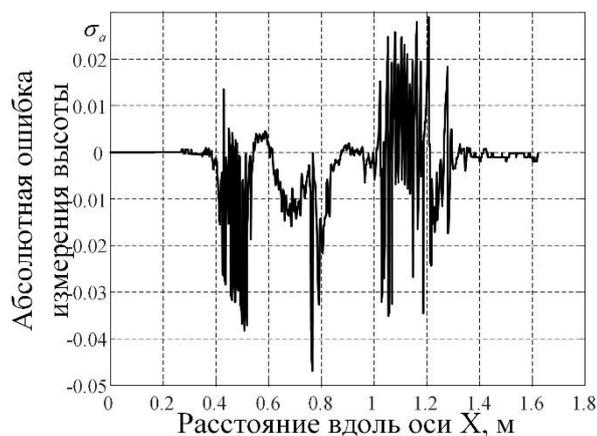


*Рис. 9. Сравнение измерений высоты с исходной моделью после второго этапа обработки отраженного сигнала*

На рис. 9 показано сравнение измерений высоты с исходной моделью после второго этапа обработки отраженного сигнала.

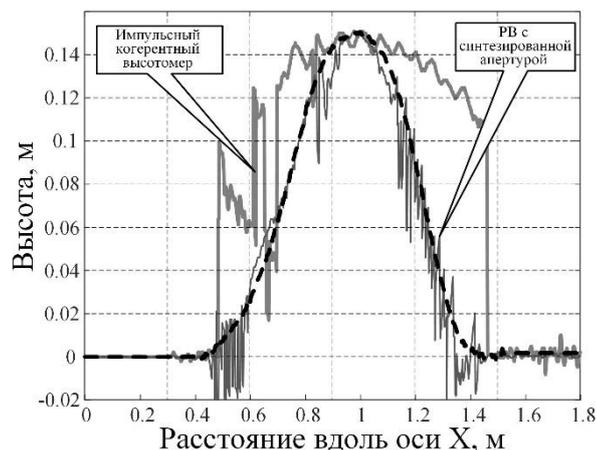
На рис. 10 представлено полученное в ходе моделирования распределение абсолютной ошибки измерения высоты вдоль линии пути приемо-излучающего модуля ЛАК, после второго этапа обработки и проведения межпериодной обработки (синтезирования апертуры РВ).

Среднеквадратическое отклонение от истинного значения составило  $\sigma = 0,97$  см, а относительная погрешность снизилась с 30% до значения 6,5%, т. е. в 5 раз.



*Рис. 10. Распределение абсолютной ошибки измерения высоты вдоль линии пути приемо-излучающего модуля ЛАК после второго этапа обработки и проведения межпериодной обработки (синтезирования апертуры РВ)*

В результате визуального сравнения измерений высоты с исходной моделью после первого и второго этапов обработки отмечаются эффективность СРВ и прирост точности оценки высоты (рис. 11) при реализации двухэтапной обработки отраженного сигнала РВ и переходе к когерентному режиму функционирования РВ.



*Рис. 11. Сравнение результатов измерений высоты моделируемого РВ*

После второго этапа межпериодной обработки при моделировании СРВ производилось дополнительное сглаживание (с использованием метода наименьших квадратов) полученных измерений высоты тестового профиля (см. рис. 4) поверхности типа «холм».

Сравнение измерений высоты с исходной моделью поверхности после двухэтапной обработки и дополнительного сглаживания методом наименьших квадратов (МНК) представлено на рис. 12 и уже существенно приближено к исходной модели (см. рис. 4).

Среднеквадратическое отклонение от истинного значения составило  $\sigma = 0,4$  см, а относительная погрешность снизилась дополнительно до значения 2,7%, что в 10 раз точнее по сравнению с аналогичными характеристиками, достигнутыми по результатам первого этапа обработки (см. рис. 6 и 7).

На рис. 13 представлено распределение абсолютной ошибки измерения высоты вдоль линии пути приемо-излучающего модуля ЛАК после двухэтапной обработки (синтезирования апертуры РВ) и дополнительного сглаживания измерений по МНК.

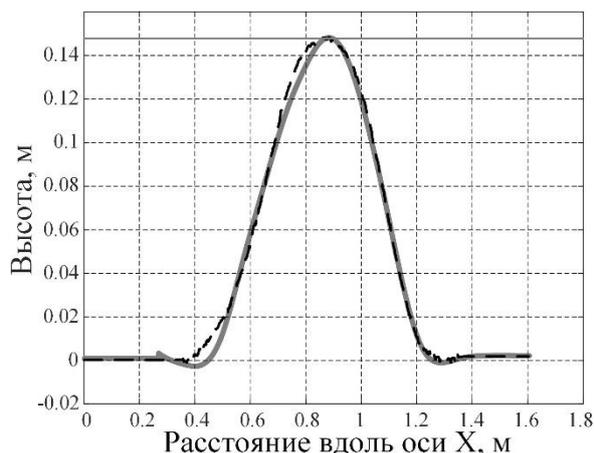


Рис. 12. Сравнение измерений высоты с исходной моделью после двухэтапной обработки и дополнительного сглаживания по МНК

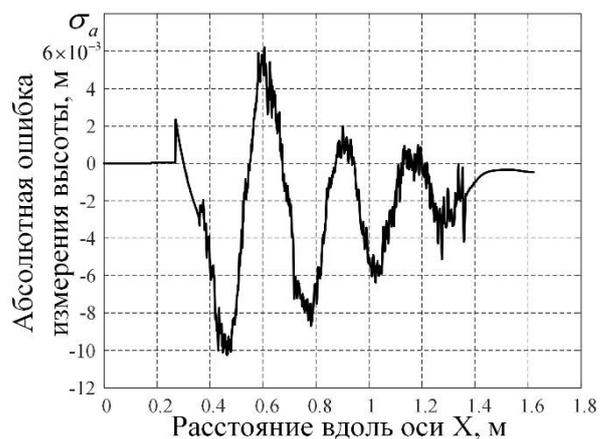


Рис. 13. Распределение абсолютной ошибки измерения высоты вдоль линии пути приемо-излучающего модуля ЛАК после двухэтапной обработки (синтезирования апертуры РВ) и дополнительного сглаживания измерений по МНК

С использованием аналогичной методики были произведены дополнительные эксперименты с оценкой точности для тестовых моделей профиля подстилающей поверхности с дискретным перепадом высоты (рис. 3). Результаты оценки высоты после двухэтапной обработки и сглаживания измерений по МНК представлены на рис. 14. На отметке 0,2 м вдоль оси X четко наблюдается отметка от «юстировочного» уголкового отражателя.



Рис. 14. Вычисленная огибающая высоты подстилающей поверхности с дискретным перепадом высоты (см. рис. 3)

Наличие выбросов, проявляющихся на границах перепада высот на полученных графиках оценок профилей высоты (см. рис. 14), объясняются переходными процессами, обусловленными необходимостью более корректного подбора и более точной настройки параметров сглаживающего фильтра, что станет предметом дальнейших исследований.

Полученный результат при работе по фонам с дискретным характером изменения высоты (см. рис. 14) свидетельствует о наличии больших перспектив СРВ для работы не только над морской, но и над материковой частью земной поверхности. Указанное обстоятельство открывает целый ряд новых возможностей для решения задач космической геодезии.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Предложенный подход к моделированию РВ с синтезированной апертурой в лабораторных условиях с использованием ЛАК показал свою эффективность и позволяет в полной мере отработать алгоритмическое обеспечение сквозного тракта СРВ.

2. Трехэтапная обработка отраженного сигнала (сжатие по дальности – сжатие по продольной координате – сглаживание) моделируемого СРВ показала свою результативность с точки зрения возможности повышения точности оценки высоты. В частности, относительная погрешность определения высоты тестового профиля на выходе трехэтапного алгоритма обработки улучшилась с 30 до 2,7%.

3. Предлагаемый подход к моделированию синтезирующих РВ позволит еще до создания опытного образца обосновать требования не только к системе обработки, но и к параметрам зондирующего сигнала, если воспользоваться методом, применяемым при электродинамическом моделировании [8].

4. Полученные результаты свидетельствуют о потенциальной эффективности СРВ с точки зрения достижения высокой точности измерений и наличия механизмов ее повышения за счет подбора параметров сигнала и параметров системы трехэтапной обработки отраженного сигнала.

5. Проведенные эксперименты по моделированию СРВ показали, что последний позволяет получать не отдельные взвешенные измерения высоты, а по сути «восстанавливать» высотный профиль подстилающей поверхности как функцию продольной координаты вдоль линии пути носителя РВ, что открывает в будущем целый ряд новых возможностей для дальнейшего повышения точности высотомерных измерений.

6. Полученный результат моделирования при работе по фонам с дискретным характером изменения высоты (см. рис. 14) свидетельствует о наличии больших перспектив СРВ для работы не только над морской, но и над материковой частью земной поверхности.

7. Полученный опыт и результаты моделирования высотомера с синтезированной апертурой антенны показали, что СРВ сможет обеспечить повышение точности высотомерных измерений при меньшем количестве наблюдений одного и того же участка поверхности по сравнению с классическим РВ.

## Список используемых источников

1. Егоров В. В., Ка Мин-Хо Вопросы точности аэрокосмической альтиметрии // Исследования Земли из космоса. – 2005. – № 5. – С. 48–55.

2. Баскаков А. И. Прецизионный океанографический радиовысотомер космического базирования. – М. : МЭИ (ТУ), 1994. – 75 с.

3. Аэрокосмический радиолокационный мониторинг : коллективная моногр. / Б. М. Балтер [и др.]; под ред. А. И. Канашенкова. – М. : Радиотехника, 2006. – 240 с.

4. *Барышников М. В.* Использование полунатурных методов моделирования при проектировании сложных лазерных оптико-электронных систем // Наука и образование. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2011. – URL: <http://teclmomag.bmstu.ru/> (дата обращения: 18.11.2022).
5. Моделирование многопозиционной радиолокационной системы с синтезированной апертурой антенны с использованием ультразвукового диапазона длин волн / А. В. Козлов [и др.] // Труды XXVIII Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – Вып. 10, т. 1. – С. 419–429.
6. *Мороз А. В., Сахно Д. И., Сахно В. И.* Полунатурное моделирование многопозиционных радиолокационных станций обзора земной поверхности с использованием ультразвукового локационного стенда // Труды XXIX Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред». – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – Вып. 11, т. 1. – С. 204–214.
7. *Горбатов А. А., Рудашевский Г. Е.* Акустические методы измерения расстояний и управления. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Энергоиздат, 1981. – 99 с.
8. Использование методов моделирования для определения характеристик рассеяния радиолокационных целей : учеб. пособие / под ред. проф. Л. Т. Тучкова. – МО СССР, 1976. – 20 с.
9. *Губин В. А., Коростелев А. А., Мельник Ю. А.* Пространственно-временная обработка радиолокационных сигналов. – Л. : ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, 1970. – 201 с.
10. Waveform classification of airborne synthetic aperture radar altimeter over Arctic sea ice / M. Zygmuntowska [et al.] // The Cryosphere. – 2013. – № 7. – P. 1315–1324. – URL: [www. the-cryosphere.net/7/1315/2013/](http://www.the-cryosphere.net/7/1315/2013/) (дата обращения: 15.11.2022).

В. С. Грибков\*,  
кандидат технических наук;  
С. В. Ковалев\*,  
кандидат технических наук;  
С. М. Нестеров\*,  
доктор технических наук, профессор;  
И. А. Скородумов\*,  
кандидат технических наук  
\*ЦНИИ ВКС Минобороны РФ, г. Тверь.

## МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОЙ ПЛОЩАДИ РАССЕЯНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОБЪЕКТОВ СО СВЕРХМАЛЫМИ УРОВНЯМИ ОТРАЖЕНИЙ

Рассмотрены процесс формирования и принцип работы линейных эквидистантных и неэквидистантных решеток. Предлагается метод измерения эффективной площади рассеяния радиолокационных объектов со сверхмалыми уровнями отражений за счет увеличения отношения сигнал-фон с помощью линейных неэквидистантных решеток, размер которых ограничен пространством измерительного поля. Метод подходит для практического применения на измерительных комплексах полигонного типа и в безэховых камерах.

Ключевые слова: эффективная площадь рассеяния, линейная неэквидистантная решетка, радиолокационный объект, высокоточные измерения.

### ВВЕДЕНИЕ

Исследование радиолокационных характеристик возросшего в последнее время количества малозаметных целей требует новых информационных и технических решений для совершенствования существующих и разработки новых полигонных комплексов и безэховых камер. Низкие уровни эффективной площади рассеяния (ЭПР) объектов исследования значительно усложняют и расширяют задачи, поставленные перед современными измерительными средствами.

Известен метод измерения ЭПР с использованием импульсной локации, который включает помещение исследуемого объекта в поле, излучаемое импульсным локатором, измерение рассеянной мощности и сравнение ее с мощностью, рассеянной эталонными отражателями [1]. Этот метод реализован на Эталонном радиолокационном измерительном комплексе ЭРИК-1 ЦНИИ ВКС Минобороны России [2]. Однако экспериментальное получение значений ЭПР возможно только в случае, когда мощность полезного сигнала выше мощности фоновых отражений, т. е. ЭПР исследуемого объекта выше ЭПР фона.

Возникает необходимость решения задачи по обеспечению высокоточных измерений ЭПР объектов, соизмеримых и меньших длины волны. С этой целью на комплексе ЭРИК-1 были проведены исследования отражательных характеристик различных видов радиолокационных решеток.

### ЛИНЕЙНЫЕ ЭКВИДИСТАНТНЫЕ РЕШЕТКИ

Линейная эквидистантная решетка (ЛЭР) представляет собой сложносоставную структуру из одинаковых и одинаково ориентированных объектов [3]. Считается, что в максимумах отражения от ЛЭР ее ЭПР близка к ЭПР уединенного объекта, умноженной на квадрат общего числа объектов. Требуемый для измерений ЭПР с заданной точностью уровень превышения

мощности отраженного сигнала над фоном достигается путем увеличения числа объектов в решетке.

Для ослабления взаимного влияния объектов и обеспечения максимального коэффициента направленного действия решетки шаг ЛЭР устанавливается близким к  $d \approx 0,96\lambda$ , где  $\lambda$  – длина волны радиоизлучения [4]. Однако при сверхмалых уровнях отражений возникают случаи, когда размер решеток может превышать границы измерительного поля (рис. 1).

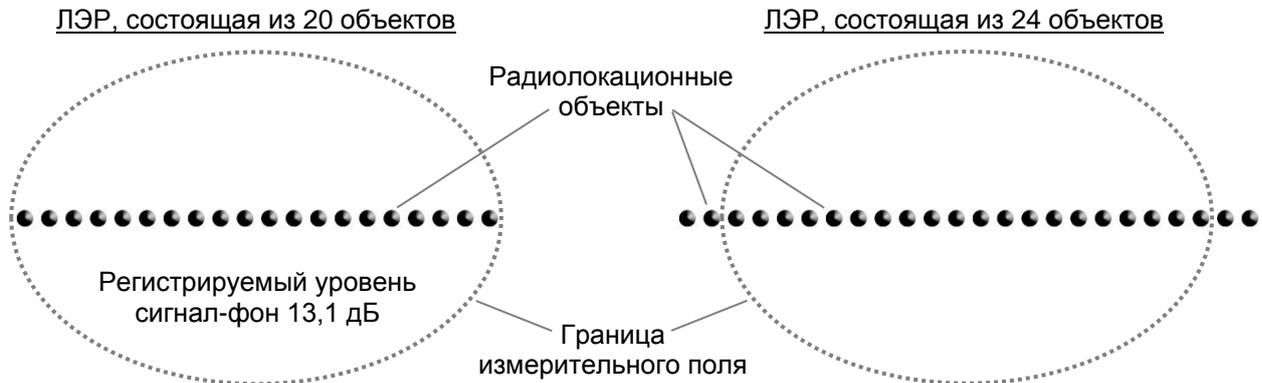


Рис. 1. Пример размещения линейных эквидистантных решеток в измерительном поле

Кроме того, из методики построения ЛЭР для измерения с заданной точностью сверхмалых уровней ЭПР объектов [5] известна зависимость ошибки измерения ЭПР  $\delta_1$  от отношения размера зоны измерения к линейному размеру ЛЭР в направлении максимального отражения:

$$\delta_1 = 1 - \sqrt{\frac{\pi}{2\ln 2}} \frac{R\theta_{0,5}}{L} f_0 \left( \frac{L2\sqrt{\ln 2}}{R\theta_{0,5}} \right), \quad (1)$$

где

$$f_0(t) = \left( 1 - \sqrt{2\pi} \int_0^t \exp\left[-\frac{x^2}{2}\right] dx \right).$$

Здесь  $L$  – линейный размер ЛЭР;

$R$  – дальность локации;

$\theta_{0,5}$  – ширина гауссовской диаграммы направленности антенны по уровню половинной мощности.

График зависимости (1) при  $\theta_{0,5} = 1^\circ$  представлен на рис. 2.

Из рассмотрения выражения (1) следует, что увеличение мощности максимального отражения ЛЭР за счет бесконтрольного увеличения линейных размеров ЛЭР приводит к неприемлемым ошибкам измерения сверхмалых значений эффективной площади рассеяния одиночного объекта.

Увеличения числа  $N$  объектов в ЛЭР при ограничении на ее размер можно достичь заменой линейной решетки на двумерную квадратную или прямоугольную решетку, однако диаграмма обратного отражения (ДОО) этих решеток формируется с высоким, как и у линейной решетки, уровнем боковых лепестков, что не способствует увеличению отношения сигнал-фон.

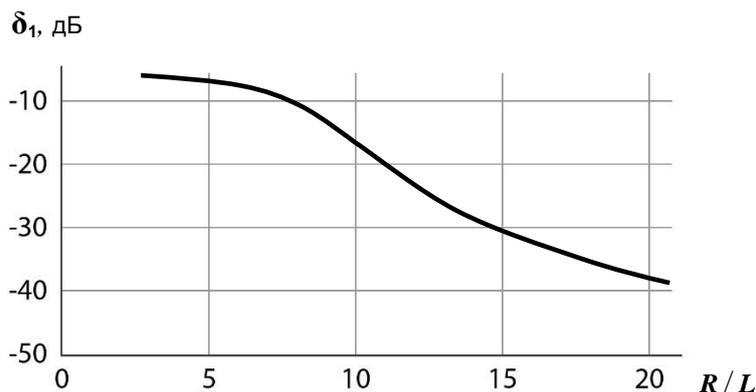


Рис. 2. График зависимости погрешности измерений от отношения размера измерительного поля и размера ЛЭР

Одним из решений данной проблемы является применение известных способов снижения уровня боковых лепестков по отношению к уровню главного лепестка в диаграмме направленности антенной решетки. Из основ построения антенных систем следует [6], что для эквидистантных антенных решеток уменьшить уровень боковых лепестков можно, возбуждая элементы антенны (в нашем случае объекты ЛЭР) токами неодинаковой амплитуды. Для этого необходимо создать такой закон распределения амплитуд токов возбуждения элементов антенны (излучателей), который обеспечивал бы или минимальный уровень боковых лепестков при заданной ширине диаграммы направленности, или минимальную ширину главного лепестка при заданном уровне боковых лепестков.

Подобные задачи решают с помощью теории дольф-чебышевских решеток. Теория утверждает: чем быстрее спадает амплитуда токов возбуждения к краям решетки, тем меньше уровень боковых лепестков. В итоге получаем, что для уменьшения уровня боковых лепестков в ДОО ЛЭР ее необходимо облучать неплоским фронтом волны, а это невозможно осуществить в условиях измерительного комплекса ЭРИК-1.

С другой стороны, уменьшение уровня боковых лепестков в ДОО равноамплитудной решетки может быть осуществлено за счет неэквидистантного распределения излучателей [7]. В этом случае расстояния между элементами решетки устанавливают обратно пропорционально величинам токов в соответствующих излучателях эквидистантной решетки. При неэквидистантном размещении элементов устраняется периодичность множителя решетки, благодаря чему ликвидируются главные дифракционные максимумы высших порядков и снижается уровень боковых лепестков и сопутствующих.

## ЛИНЕЙНЫЕ НЕЭКВИДИСТАНТНЫЕ РЕШЕТКИ

Методы синтеза линейных неэквидистантных решеток (ЛНР) с оптимизируемыми диаграммами направленности основаны на использовании численных методов последовательно (итерационного) приближения неэквидистантной расстановки объектов в решетке. При этом используют методы проб (перебор, случайный поиск) и динамического программирования. Численные методы позволяют успешно синтезировать оптимальные неэквидистантные решетки с умеренно большим числом объектов ( $N \approx 50 \div 100$ ).

Нижний достижимый уровень боковых лепестков по мощности (рис. 3) приближенно может быть оценен из выражения [8]

$$A \approx -20 \lg \frac{N}{2} \text{ дБ.} \quad (2)$$

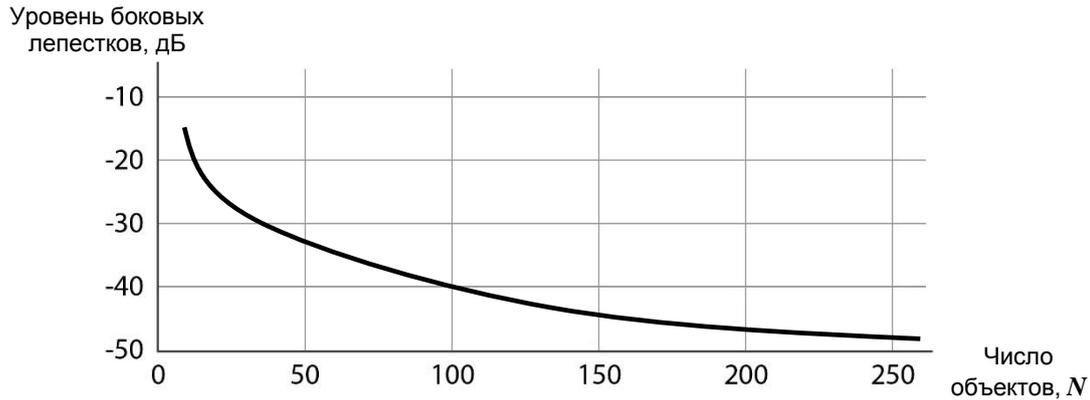


Рис. 3. Зависимость изменения уровня боковых лепестков решетки от количества ее объектов

Из анализа выражения (2) следует, что значительного снижения уровня боковых лепестков можно достичь для решеток уже из 20 объектов, число которых хорошо согласуется с формулой (1).

Техническим результатом, обеспечивающим увеличение отношения сигнал-фон, является измерение ЭПР объектов со сверхмалыми уровнями отражений при помощи ЛНР, размер которой ограничен тем же измерительным полем, как и в случае с исходной ЛЭР.

В измерительное поле помещается ЛНР (рис. 4) из  $N$  одинаковых и одинаково ориентированных радиолокационных объектов, которые обозначаются номерами  $n$  от 0 и до  $N-1$ , если  $N$  – нечетное число, и от 1 и до  $N$ , если  $N$  – четное, и размещают их неэквидистантно, начиная от середины решетки и продолжая поочередно по разные стороны от нее, на расстояниях

$$d_n = \left( \frac{n}{2} + \left( \frac{2}{\pi} \right)^3 N \sum_{k=1}^4 (-1)^k \frac{\sin \frac{n\pi}{2N} (2k+1)}{(2k+1)^2} \right) d,$$

которые рассчитывают только для  $n=1, 3, \dots, N-1$  и принимают  $d_{n+1} = d_n$ , если  $N$  – четное, или для  $n=2, 4, \dots, N-1$  и принимают  $d_0 = 0$  и  $d_{n-1} = d_n$ , если  $N$  – нечетное. При этом

$$\lambda/2 \leq d \leq 2\lambda,$$

где  $\lambda$  – длина волны радиоизлучения;

$d$  – шаг исходной ЛЭР.

При вращении ЛНР в измерительном поле и рассеянии на ней радиоволн происходит следующее. Разность хода волн, падающих на соседние объекты, составляет  $\Delta_i = d_n \sin \theta_i$  (где  $\theta$  – угол поворота), для волн, рассеянных этими же объектами, составляет  $\Delta_s = d_n \sin \theta_s$ . Суммарная разность определяется выражением

$$\Delta_i + \Delta_s = d_n (\sin \theta_i + \sin \theta_s).$$



Рис. 4. Пример формирования ЛЭР и ЛНР, состоящих из 20 объектов и имеющих одинаковые линейные размеры

Если разность фаз составит целое число периодов, т. е.

$$d_n (\sin \theta_i + \sin \theta_s) = n\lambda,$$

то амплитуды полей, рассеянных от всех объектов измерения, складываются и полезный сигнал в направлении  $\theta$  увеличивается по мощности в  $N^2$  раз. Кроме того, при выполнении этого условия влияние переотражений между объектами на максимум эффективной площади рассеяния главного лепестка решетки мало, и он близок к эффективной площади рассеяния уединенного объекта  $\sigma_i$ , умноженной на число объектов в квадрате ( $N^2$ ). Так как поправка  $\Delta d_n$  для каждого  $n$ -го объекта в ЛНР имеет разную величину, то отраженные сигналы в направлениях  $\theta$  главного лепестка решетки, а также сопровождающих их боковых лепестков не совпадают и складываются с разной фазой.

В итоге происходит «размытие» интерференционного лепестка множителя всей решетки в широком угловом секторе. Одновременно с этим в направлении угла  $\theta = 0^\circ$  отраженные сигналы складываются синфазно, и полезный сигнал увеличивается по мощности в  $N^2$  раз. Таким образом, используя ЛНР, составленную из идентичных объектов измерения, можно измерить эффективную площадь рассеяния исследуемых объектов с уровнем, меньшим уровня фоновых отражений.

Проверка предлагаемого технического решения проведена путем численного эксперимента с помощью программы электродинамического моделирования. В качестве моделей выступали линейные эквидистантная и неэквидистантная решетки, состоящие из 20 одинаковых проводящих микросфер диаметром  $\lambda/6$ . Шаг исходной ЛЭР составлял  $d = \lambda$ . Длина волны радиоизлучения –  $\lambda = 3,1$  см.

Расчитанные поправки  $\Delta d_n$  и расстояния  $d_n$  до объектов неэквидистантной решетки от ее середины приведены в табл. 1 вместе с координатами  $x_n$  объектов решетки относительно ее середины.

Результаты расчетов исходной ЛЭР из 20 объектов исследования, а также предложенной ЛНР с тем же числом объектов представлены в виде угловых ДОО размером  $0 \pm 45^\circ$  и их фрагментов размером  $0 \pm 10^\circ$  (рис. 5).

Таблица 1

## Значения поправок и координат объектов, составляющих ЛНР

Характеристика	Значения (в метрах)									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
№ объекта в решетке										
Поправка $\Delta d_n$	0,0685	-0,0685	0,2323	-0,2323	0,4037	-0,4037	0,4861	-0,4861	0,4604	-0,4604
Координаты $x_n$	0,0134	-0,0134	0,0393	-0,0393	0,0650	-0,0650	0,0934	-0,0934	0,1252	-0,1252
№ объекта в решетке	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
Поправка $\Delta d_n$	0,4022	-0,4022	0,3009	-0,3009	0,0157	-0,0157	0,4734	-0,4734	0,8864	-0,8864
Координаты $x_n$	0,1580	-0,1580	0,1922	-0,1922	0,2320	-0,2320	0,2782	-0,2782	0,3220	-0,3220

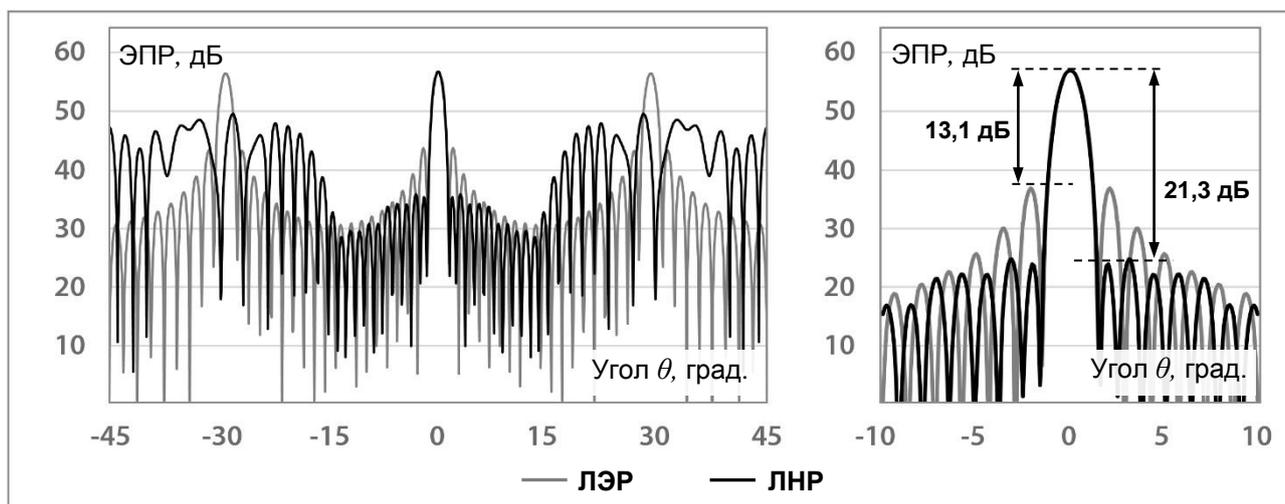


Рис. 5. Сравнение фрагментов расчетных диаграмм ЛЭР и ЛНР, состоящих из 20 объектов

Анализ полученных результатов показал, что превышение уровня главного лепестка над уровнем боковых лепестков (т. е. полезного сигнала над фоновыми отражениями решетки) составляет для ЛЭР и ЛНР 13,1 и 21,3 дБ соответственно. То есть отношение сигнал-фон за счет применения ЛНР увеличено на 8,2 дБ.

Данный результат, исходя из зависимости максимальной погрешности измерения ЭПР объекта от уровня фона [1], обеспечивает уменьшение составляющей погрешности измерений объектов, вследствие фоновых отражений от решетки, с 2 до 0,7 дБ.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Технический результат, обеспечивающий увеличение отношения сигнал-фон за счет измерения ЭПР объектов при помощи ЛНР, размер которой ограничен измерительным полем, достигнут. Рассмотренный метод измерений позволяет повысить точность экспериментального определения сверхмалых значений ЭПР объектов исследования, размер которых соизмерим с длиной волны радиолокационных станций или меньше такой длины. При этом по-

грешность измерений объектов, возникающая вследствие фоновых отражений от решетки, снижается с 2 дБ до 0,7 дБ.

### Список используемых источников

1. *Майзельс Е. Н., Торгованов В. А.* Измерение характеристик рассеяния радиолокационных целей. – М. : Сов. радио, 1972. – 232 с.
2. Эталонный радиолокационный измерительный комплекс «ЭРИК-1» // Оружие и технологии России: Энциклопедия 21 век. – ИД «Оружие и технологии», 2005. – Т. IX : Противовоздушная и противоракетная оборона. – 2005. – С. 767.
3. *Кобак В. О.* Радиолокационные отражатели. – М. : Сов. радио, 1975. – С. 219.
4. Радиолокационные характеристики объектов. Методы исследования / под ред. С. М. Нестерова. – М. : Радиотехника, 2015. – С. 138–160.
5. *Ковалев С. В., Нестеров С. М., Скородумов И. А.* Оценка погрешности измерения эффективной площади рассеяния радиолокационных объектов // Радиотехника и электроника. – 1995. – Т. 40, № 9. – С. 1346.
6. *Глаголевский В. Г., Шишов Ю. А.* Антенны радиолокационных станций. – М. : Военное изд-во МО СССР, 1977. – С. 51.
7. Современная теория и практическое применение антенн / под ред. В. А. Неганова. – М. : Радиотехника, 2009. – С. 357.
8. Антенные решетки. Методы расчета и проектирования / под ред. Л. С. Бененсона. – М. : Сов. радио, 1966. – С. 89.

В. А. Липатников\*,  
*доктор технических наук, профессор;*

В. А. Парфиров\*,  
*кандидат технических наук*

\*ВАС имени Маршала Советского Союза С. М. Будённого,  
г. Санкт-Петербург.

## **МЕТОД МАСКИРОВКИ РАЙОНОВ РАСПОЛОЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ КРИТИЧЕСКИ ВАЖНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ОТ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ НАБЛЮДЕНИЯ**

Исследован принцип получения радиолокационных изображений местности радиолокационными станциями, работающими в режиме синтезирования апертуры. Предложен метод маскировки районов расположения объектов критически важной инфраструктуры от радиолокационных средств наблюдения путем постановки коррелированных к излучению радиолокационной станции помех. Для реализации метода предлагается использовать устройство, созданное на основе излучателя Ванн-Атта. Представлена структурная схема устройства маскировки районов, рассмотрен принцип ее работы. Определены зависимости, позволяющие найти параметры устройства маскировки, которые зависят от размеров зоны маскировки, параметров излучения радиолокационной станции и движения ее носителя.

Ключевые слова: излучатель Ван-Атта, маскировка, метод маскировки, радиолокационная станция, радиолокационное наблюдение, синтезирование апертуры, устройство маскировки.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Достоинствами радиолокационных средств наблюдения земной поверхности являются возможности: всепогодного и всесезонного наблюдения; наблюдения объектов в любое время суток; обзора значительных площадей поверхности с больших расстояний; селекции движущихся объектов; поиска объектов под поверхностью Земли и замаскированных от оптических средств объектов; высокой разрешающей способности, соизмеримой с оптическими системами наблюдения, и т. д. Указанные достоинства определили наличие средств радиолокационного наблюдения в армиях всех ведущих иностранных государств. Радиолокационные станции (РЛС) располагаются на космических, воздушных и наземных носителях, чем обеспечиваются их эшелонирование и глобальный размах [1]. Также РЛС являются одним из каналов наведения обычного и высокоточного оружия. Поэтому задача скрытия объектов критически важной инфраструктуры (ОКВИ) от средств радиолокационного наблюдения (РЛН) является актуальной.

Известны различные направления защиты специальных объектов различного назначения от РЛН [2–5].

В работе [2] рассматриваются методы обычной и глубокой стелс-технологии. Основными направлениями стелс-технологии являются придание защищаемым объектам при их создании малоотражающих форм и покрытие радиопоглощающими материалами, благодаря чему снижается эффективная площадь рассеяния (ЭПР) объектов, что приводит к снижению их заметности для РЛС. Данные способы защиты от РЛН не в полной мере подходят для защиты уже существующих объектов.

Другими направлениями защиты наземных объектов от РЛН являются развертывание ложных объектов с помощью использования специальных устройств (угловых отражателей, линз Люнеберга), обладающих повышенной ЭПР, а также использование пассивных дипольных отражателей. В первом случае с помощью специализированных устройств с повы-

шенной ЭПР создаются ложные объекты, которые формируют дополнительный признаковый фон для средств РЛН и наведения оружия. Это затрудняет обнаружение реальных объектов на фоне ложных [3]. Во втором случае повышается удельная ЭПР фона, благодаря чему защищаемый объект становится незаметным на нем [4]. Данные направления защиты объектов являются ресурсозатратными при защите крупногабаритных объектов.

Эффективный способ борьбы с РЛС различного назначения – это постановка активных помех с помощью специализированных средств радиоэлектронной борьбы [5]. Однако данный способ – энергозатратный и дорогой в обслуживании, а также требует наличия высококвалифицированного обслуживающего персонала.

Ввиду того что при маскировке районов расположения ОКВИ от РЛН с использованием перечисленных выше методов является дорогостоящим и практически трудно реализуемым. Для современных стационарных или подвижных ОКВИ предлагается использовать подход, основанный на методах, предложенных в работах [6–8]. В указанных работах в одном из способов создания ложных объектов предлагается формировать диаграмму вторичного излучения с помощью использования излучателей Ван-Атта. Однако применение подобных устройств для маскировки от РЛН районов размещения ОКВИ не предлагается.

Цель публикации данной статьи – это рассмотрение предложенного авторами способа повышения защищенности ОКВИ от РЛН.

Задача данной статьи состоит в том, чтобы представить метод маскировки районов расположения ОКВИ от РЛН на основе использования подходов аналогичных излучателям Ван-Атта.

### РАЗРАБОТКА МЕТОДА МАСКИРОВКИ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА ПОЛУЧЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ МЕСТНОСТИ РАДИОЛОКАЦИОННЫМИ СТАНЦИЯМИ, РАБОТАЮЩИМИ В РЕЖИМЕ СИНТЕЗИРОВАНИЯ АПЕРТУРЫ

Излучатель Ван-Атта представляет собой приемопередающее устройство, показанное на рис. 1 [6]. Назначение данного устройства заключается в формировании отраженного сигнала, имитирующего отражение от реального объекта. Сигнал, принятый приемной антенной (Пр. А) от РЛС, может дополнительно задерживаться в линии задержки (ЛЗ), тем самым задается дальность расположения имитируемого объекта РЛН. Сигнал с частотой Доплера, поступающий на вход смесителя (СМ), имитирует отражение от подвижного объекта. Усилитель мощности (УМ) задает мощность сигнала, поступающего на вход передающей антенны (Пер. А), и тем самым имитирует величину ЭПР объекта.

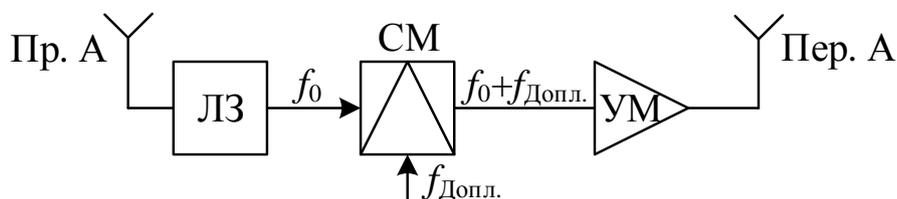


Рис. 1. Схема излучателя Ван-Атта

Для обзора земной поверхности используются РЛС, работающие в режиме синтезирования апертуры антенны (РСА), следовательно, основные усилия при защите ОКВИ следует сосредоточить на методах борьбы наблюдения РЛС с РСА. В целях определения параметров основных блоков рассмотрим главные принципы формирования радиолокационных изображений (РЛИ) РЛС с РСА.

Радиолокационные станции с РСА по принципу действия относятся к импульсно-доплеровским РЛС [9]. При полете носитель РЛС происходит облучение подстилающей поверхности импульсным сигналом. Вместе с тем максимальная дальность соответствует периоду излучения импульсов:

$$D_{\max} = c \cdot T, \quad (1)$$

где  $D_{\max}$  – максимальная наклонная дальность обзора поверхности;  
 $c$  – скорость распространения радиоволн;  
 $T$  – период излучения импульсов.

Минимальная дальность РЛН определяется высотой траектории полета носителя РЛС с РСА ( $h$ ), шириной характеристики направленности антенны РЛС по углу места ( $\beta$ ) и углом ее наклона по углу места ( $\psi$ ) относительно вертикали (рис. 2) выражением

$$D_{\min} = h / \cos \psi. \quad (2)$$

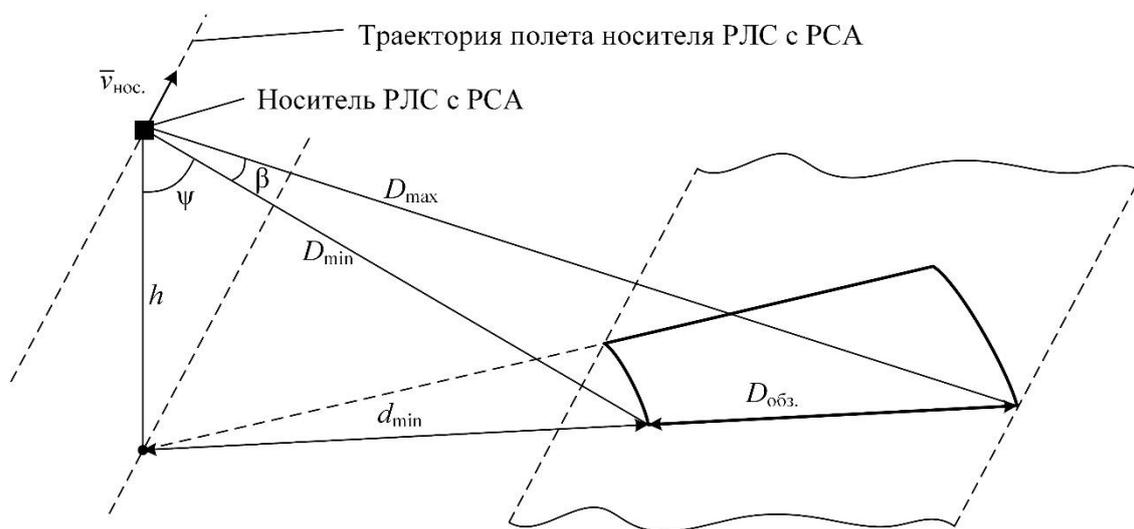


Рис. 2. Схема ведения наблюдения района РЛС с РСА

Дальность обзора одного кадра РЛИ ( $D_{\text{обз}}$ ) (рис. 2) определяется следующим выражением

$$D_{\text{обз}} = d_{\max} - d_{\min}, \quad (3)$$

где  $d_{\max}$  – проекция линии максимальной дальности  $D_{\max}$  на земную поверхность,  $d_{\max} = h \cdot \text{tg}(\psi + \beta)$ , угол  $(\psi + \beta) = \arccos(h/D_{\max})$ ;  
 $d_{\min}$  – проекция линии минимальной дальности  $D_{\min}$  на земную поверхность,  $d_{\min} = h \cdot \text{tg}(\psi)$ .

Размер РЛИ по дальности в элементах разрешения определяется выражением

$$N_D = D_{\text{обз}} / \Delta d, \quad (4)$$

где  $N_D$  – количество точек в РЛИ, измеренное в элементах разрешающей способности по дальности;

$\Delta d$  – разрешающая способность РЛС по дальности.

Основным методом повышения разрешающей способности РЛС по дальности является использование широкополосных радиосигналов с большой базой, получаемых путем фазовой манипуляции несущей частоты сигнала по определенным законам. В работе [9] подробно рассмотрены методы повышения разрешающей способности РЛС по дальности путем сжатия излучаемых импульсов. Общим для всех методов является то, что предельная разрешающая

способность соответствует элементарному элементу сигнала РЛС длительностью  $\tau$ . Тогда разрешающая способность по дальности определяется выражением

$$\Delta d = c \cdot \tau, \quad (5)$$

где  $\Delta d$  – разрешающая способность по дальности;  
 $c$  – скорость распространения радиоволн.

Ширина РЛИ по азимуту в РСА определяется разностью частот Доплера в зависимости от угла поворота и ширины характеристики направленности антенны (рис. 3).

В данном случае частота Доплера  $f_{\text{Допл}}$  от участка просматриваемой местности определяется выражением [9]

$$f_{\text{Допл}} = (2v \cdot \cos \alpha) / \lambda, \quad (6)$$

где  $v$  – скорость полета носителя РЛС с РСА;

$\lambda$  – длина волны РЛС;

$\alpha$  – угол по азимуту между направлением от места нахождения носителя РЛС с РСА до наблюдаемой точки и перпендикуляром к линии полета (угол визирования объекта по азимуту) (рис. 3).

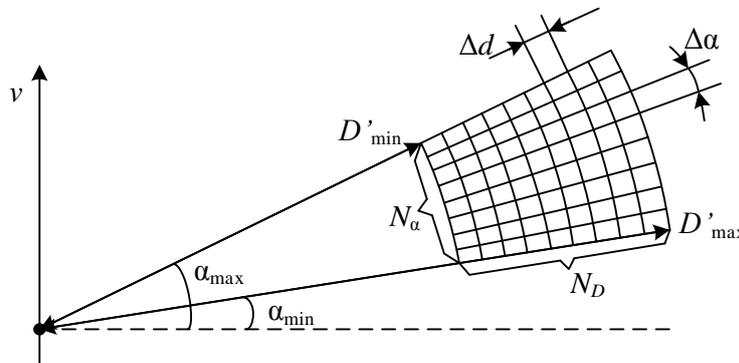


Рис. 3. Пояснение к формированию радиолокационного изображения

В режиме обзора разрешающая способность по азимуту  $\Delta \alpha$  (рис. 3) определяется исходя из разрешающей способности цифрового частотного фильтра. Если при цифровой обработке принятого сигнала используется принцип быстрого преобразования Фурье, то разрешающая способность цифрового частотного фильтра определяется выражениями

$$\Delta f = 1 / t_{\text{нак}}, \quad (7)$$

где  $t_{\text{нак}}$  – время накопления сигнала, определяемое как  $t_{\text{нак}} = N_{\text{БПФ}} / f_{\text{дискр}}$ , где  $N_{\text{БПФ}}$  – количество точек БПФ, соответствующее количеству накопленных периодов излучения сигнала, а  $f_{\text{дискр}}$  – частота дискретизации сигнала, при этом  $f_{\text{дискр}} = 1/T$ .

Разрешающая способность РЛС с РСА по азимуту зависит от режима работы. В обзорном режиме работы без использования режима автофокусировки она определяется выражением [10]:

$$\Delta \alpha = \arccos(f_{\text{Допл},i} \cdot \lambda / (2v)) - \arccos(f_{\text{Допл},i-1} \cdot \lambda / (2v)), \quad (8)$$

где  $f_{\text{Допл},i}, f_{\text{Допл},i-1}$  – частоты Доплера в соседних элементах разрешения по азимуту;  
 $i$  – номер цифрового фильтра БПФ.

Размер РЛИ по азимуту определяется как разность между максимальным и минимальным углами расположения характеристики направленности антенны РЛС:

$$N_{\alpha} = (\alpha_{\text{max}} - \alpha_{\text{min}}) / \Delta \alpha, \quad (9)$$

где  $N_{\alpha}$  – размер РЛИ в элементах разрешения по азимуту.

Отсюда следует, что РЛИ состоит из  $N_D \times N_{\alpha}$  элементов разрешения.

При полете носителя РЛС БО последовательно получаемые снимки накладываются друг на друга. РЛИ получается путем суммирования (рис. 4). В результате просматривается полоса пространства. При этом РЛИ является радиолокационной картой местности (рис. 5) [11].

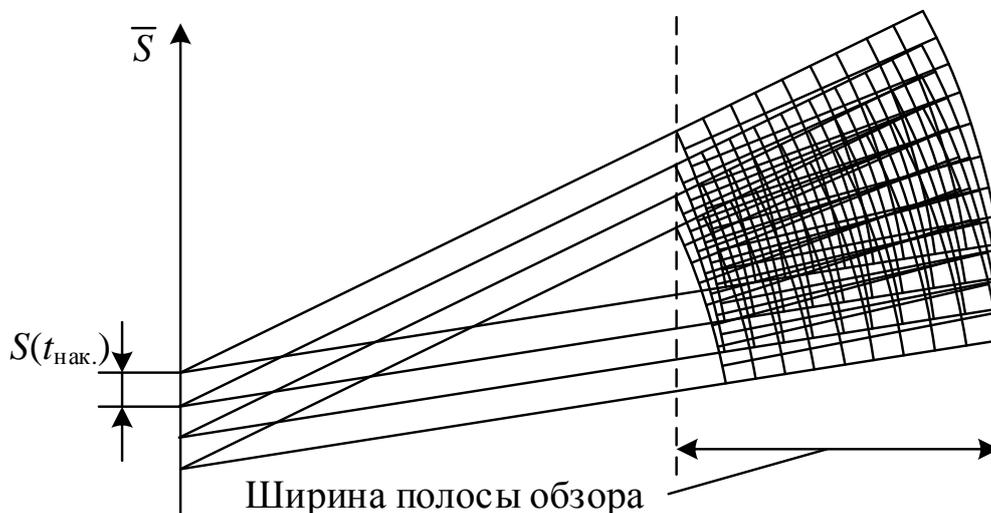


Рис. 4. Пояснение к формированию РЛИ полосы обзора

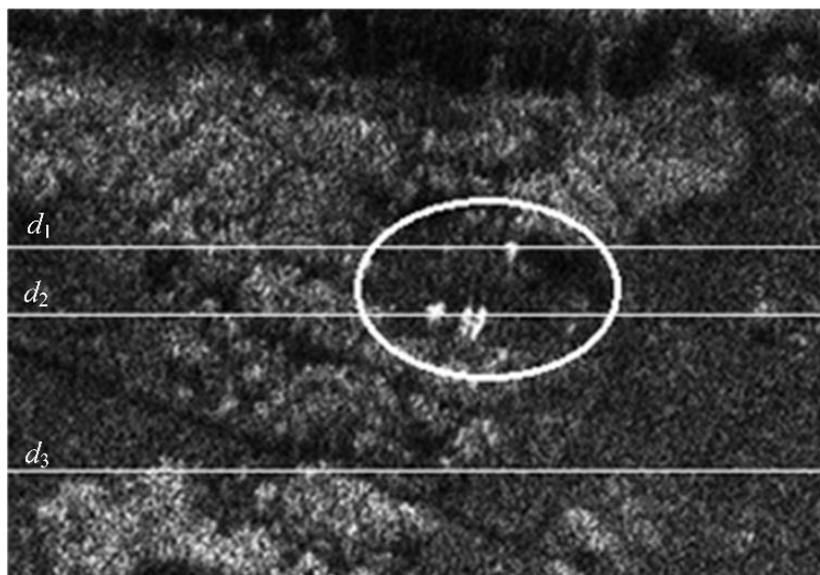


Рис. 5. Изображение местности, полученное с помощью РЛС БО (овалом выделена область с объектами;  $d_1$ ,  $d_2$ ,  $d_3$  – линии равной дальности)

В РЛИ отметка о цели представляет собой более яркую отметку относительно подстилающей поверхности (рис. 5). Объясняется это тем, что значение ЭПР объектов превышает значение удельной ЭПР подстилающей поверхности на величину, превышающую фильтрующую способность человеческого зрения (или автоматизированной системы) по контрастности. Следовательно, снижение контраста между объектом и фоном является одним из направлений защиты объектов от РЛР.

Превышение уровня сигнала, отраженного от объектов, над уровнем сигнала от фона наглядно демонстрируется на графиках, отображающих уровень сигнала на линиях равной дальности (рис. 5 и б).

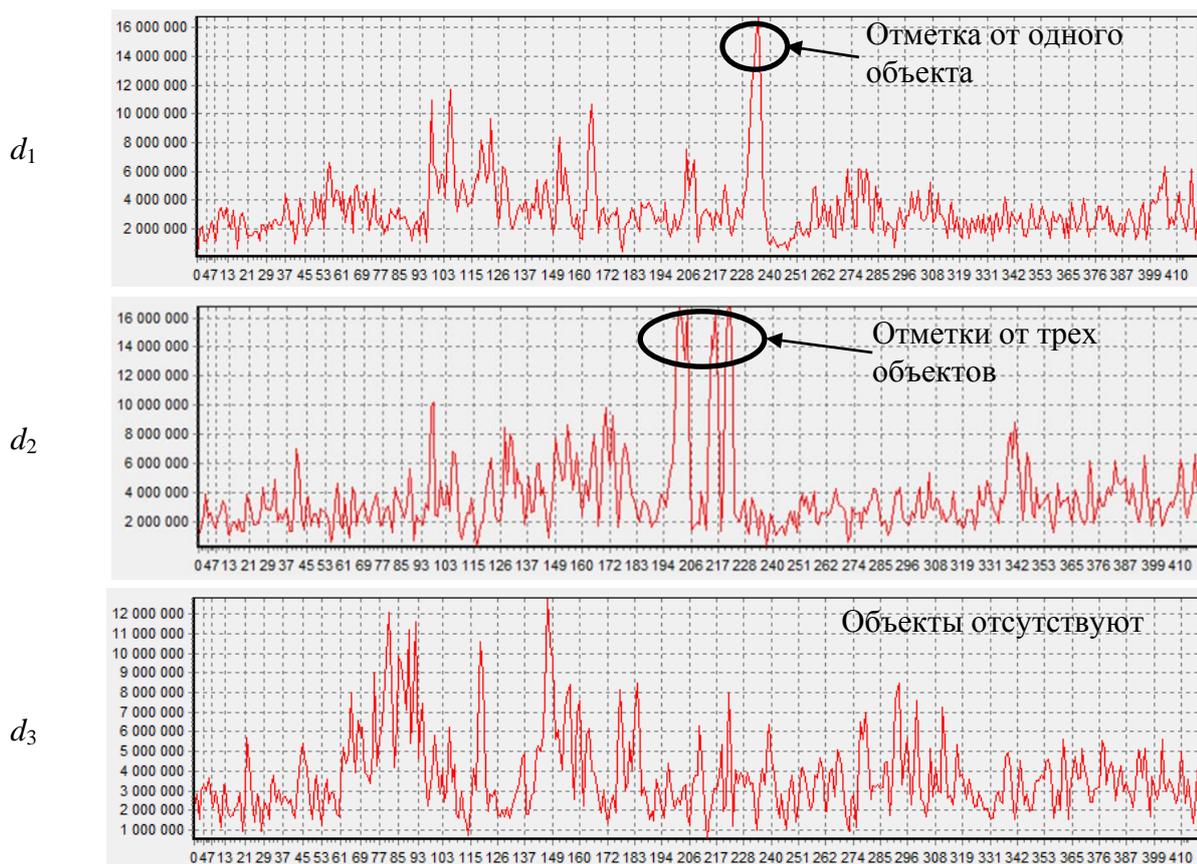


Рис. 6. Графики уровня сигнала на линиях равной дальности

Таким образом, для маскирования районов размещения ОКВИ следует обеспечить превышение (или равенство) коррелированного сигнала от окружающего фона над сигналом от ОКВИ. В данном случае РЛИ и соответствующие ему графики уровней сигнала на равных дальностях будут выглядеть следующим образом (рис. 7 и 8).

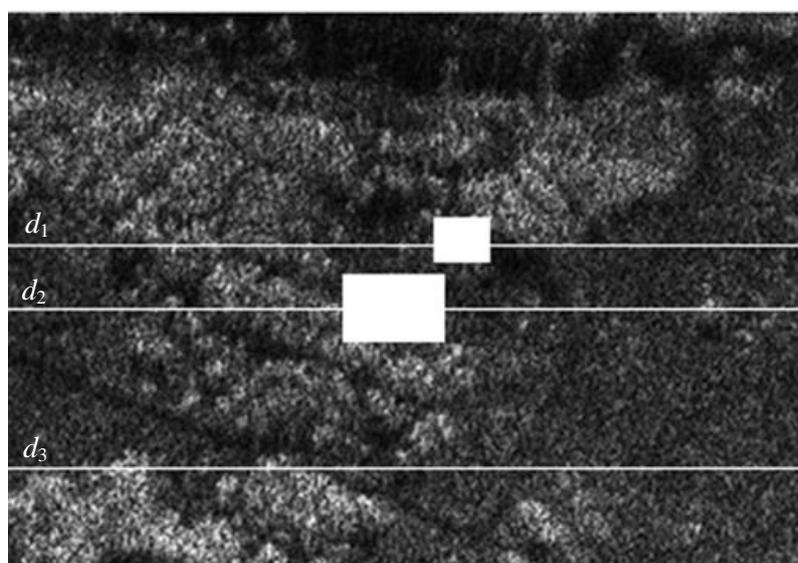


Рис. 7. РЛИ с объектами, расположенными в зоне с повышенным уровнем сигнала

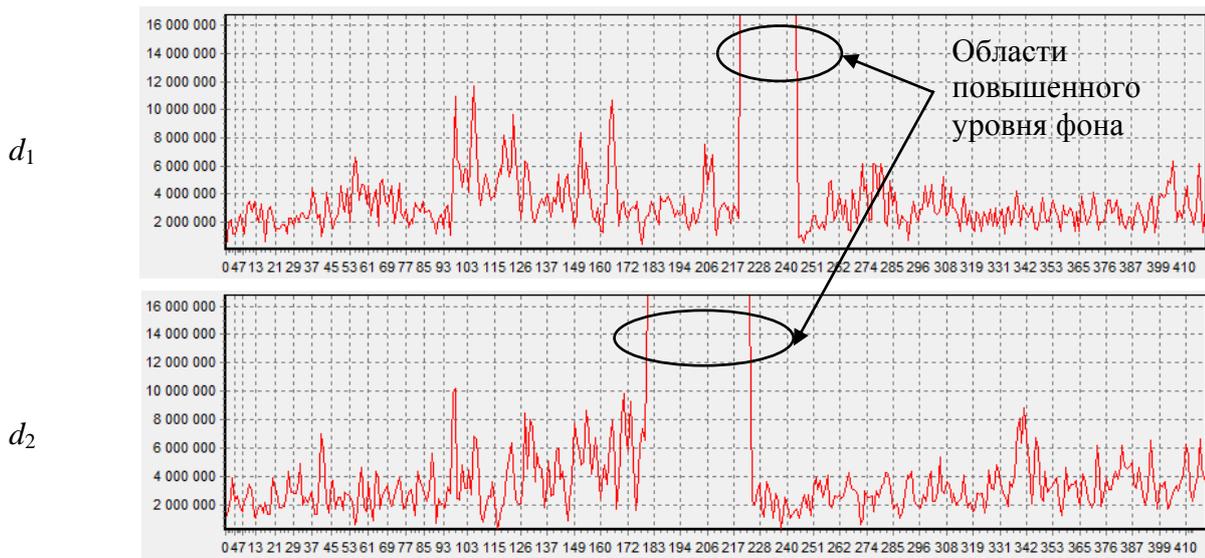


Рис. 8. Графики уровня сигнала на линиях равной дальности для условий скрытия объектов в зоне с повышенным уровнем сигнала

Повышение уровня сигнала окружающего фона над сигналом от ОКВИ позволяет маскировать ОКВИ различного назначения от РЛН. Параметры географических зон изменения сигнала от окружающего фона для скрытия на нем объектов могут быть определены из выражений, аналогичных (4) и (9).

### СХЕМА И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ УСТРОЙСТВА МАСКИРОВКИ

В качестве устройств, обеспечивающих повышение уровня сигнала от окружающего фона, предлагается использовать устройства, аналогичные излучателям Ван-Атта (рис. 9).

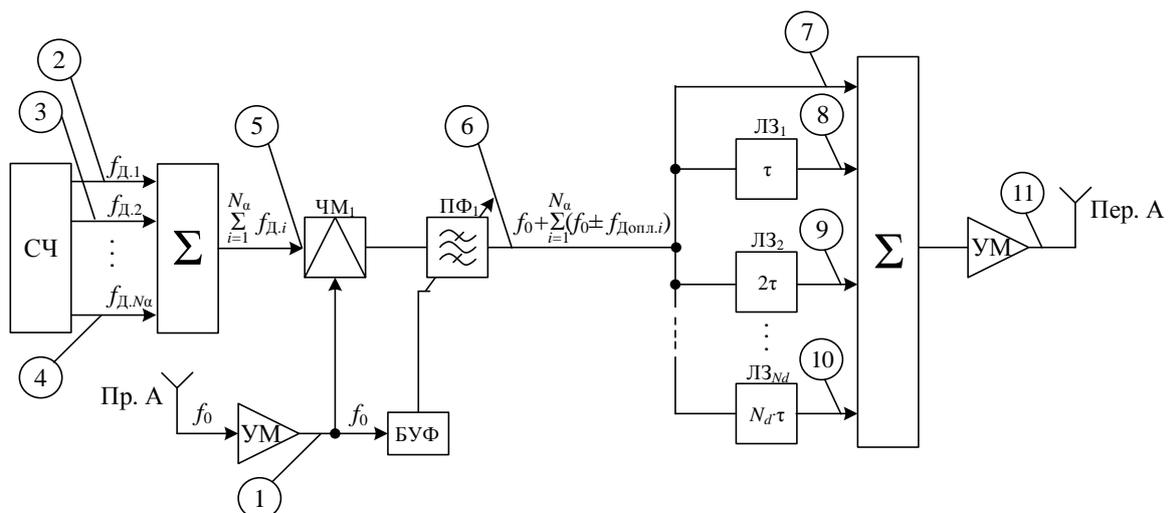


Рис. 9. Структурная схема устройства маскировки от РЛН районов размещения ОКВИ, где СЧ – синтезатор частот; УМ – линейный усилитель мощности; ЧМ – частотный модулятор; ПФ – полосовой фильтр; БУФ – блок управления фильтром; ЛЗ – линия задержки;  $\Sigma$  – сумматор; Пр. А и Пер. А – приемная и передающая антенны соответственно

Работа данного устройства поясняется графиками преобразования сигнала в частотной и временных областях, представленными на рис. 10.

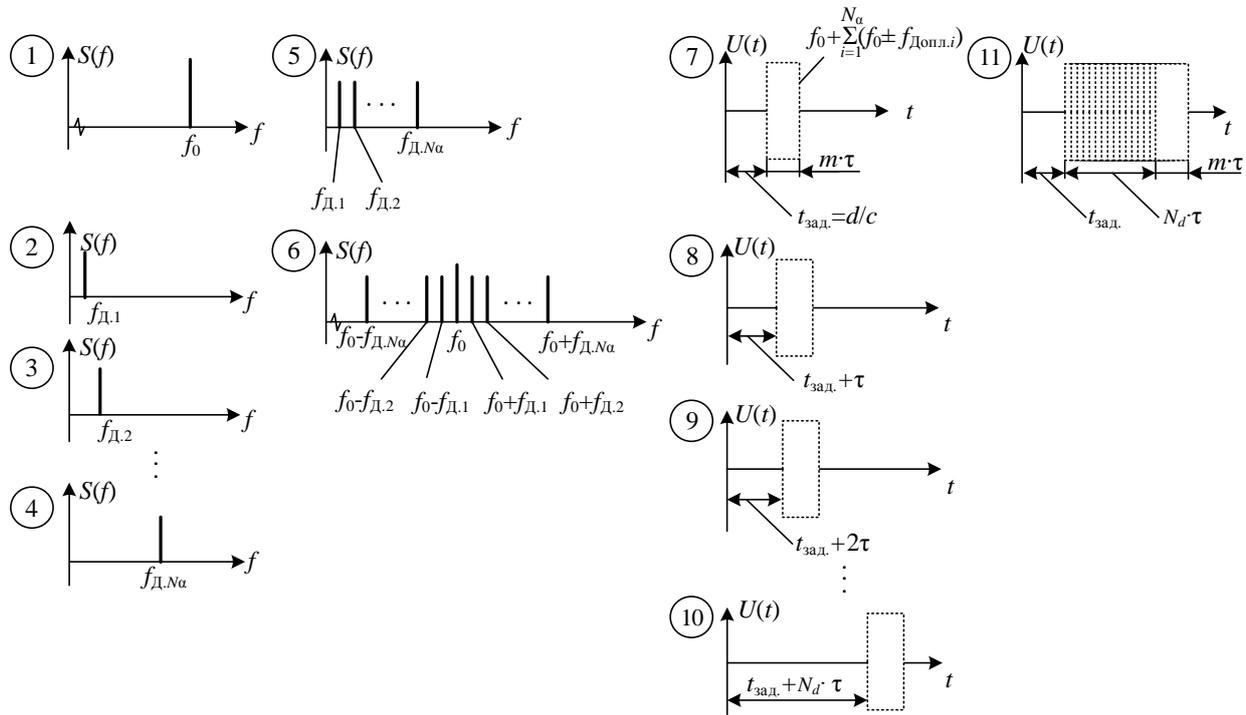


Рис. 10. Графики сигнала в частотной (1–6) и временных (7–11) областях, соответствующих отмеченным точкам на схеме устройства маскировки от РЛН районов размещения ОКВИ

Сигнал от РЛС (график 1 на рис. 10) поступает на вход приемной антенны устройства маскировки, где усиливается линейным усилителем (УМ) до уровня, необходимого для дальнейшей обработки. Следует иметь в виду, что представленный на графике 1 спектр несущей частоты принятого сигнала со значением  $f_0$  не равен несущей частоте излученного РЛС сигнала, а равен измененной частоте  $f_{изл} \pm f_{Допл}$ , где  $f_{Допл}$  определяется углом визирования объекта по азимуту как величина, в два раза меньшая чем определенная по выражению (6). Знак  $f_{Допл}$  определяется направлением вектора скорости движения носителя РЛС с РСА относительно объекта [10, 11].

С выхода УМ сигнал поступает на вход частотного модулятора, где используется в качестве несущей частоты  $f_0$ . Одновременно данный сигнал поступает на вход блока управления фильтром (БУФ). В блоке управления фильтром на основе измерения значения частоты  $f_0$  вырабатывается управляющее напряжения для настройки требуемой полосы пропускания контуров полосового фильтра (ПФ).

В качестве модулирующего сигнала на ЧМ используется сигнал (график 5), сформированный путем суммирования сигналов с выхода синтезатора частот (СЧ) (графики 2–4 на рис. 10). Значения частот сигналов  $f_{Д,i}$ ,  $i=1,2,\dots,N_\alpha$ , синтезируемых в СЧ, и их количество  $N_\alpha$  определяются исходя из характеристик РЛС с РСА и размера района, который требуется скрыть от РЛН по азимуту, согласно выражениям (7)–(9).

Частотный модулятор, в котором проводится модуляция несущего сигнала с частотой  $f_0$  управляющим сигналом с выхода сумматора (график 5 на рис. 10), должен обладать низким индексом частотной модуляции  $M=1$  для обеспечения минимального уровня побочных гармоник, появляющихся в процессе модуляции сигнала [12].

С выхода ЧМ сигнал поступает на управляемый ПФ с полосой пропускания, равной  $2f_{д,Na}$ , и центральной частотой  $f_0$ . В ПФ осуществляется фильтрация побочных частот (продуктов модуляции) с выхода ЧМ. Сформированный ПФ спектр несущего сигнала, заполняющего радиоимпульс, представлен на графике 6 (см. рис. 10).

Дальнейшая обработка сигнала проводится во временной области. Сигнал, представленный на графике 7 (см. рис. 10) с частотой заполнения, соответствующей графику 6 (см. рис. 10), поступает в линии с соответствующей временной задержкой, в которых задерживается на время, соответствующее разрешающей способности РЛС по дальности [см. выражение (5)], умноженному на коэффициент  $k_d=0,1,\dots,N_d$ . Количество линий временной обработки  $N_d+1$ , где  $N_d$  определяется исходя из размеров необходимой зоны маскировки по дальности согласно выражениям, аналогичным (3) и (4). Графики сигналов, соответствующие линиям задержки (рис. 9), представлены на графиках 7–10 (см. рис. 10). Сигналы с выходов линий задержки поступают в сумматор (см. рис. 9).

С выхода сумматора сигнал поступает на усилитель мощности, в котором усиливается до требуемого уровня. Сигнал после операций суммирования и усиления представлен на рис. 10 (график 11). Данный сигнал поступает в передающую антенну и излучается в сторону РЛС с РСА. На входе РЛС формируется прицельная по частоте и времени помеха, которая на экране индикатора будет отображаться аналогично показанной на рис. 7.

Благодаря применению описанного устройства маскировки районов размещения ОКВИ от РЛН, может быть обеспечено скрытие от РЛН деятельности внутри района. Использование группы подобных устройств может обеспечить скрытие больших площадей от РЛН с воздушных и космических носителей РЛС.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенный анализ принципа формирования радиолокационного изображения местности РЛС с РСА позволил определить метод защиты ОКВИ от РЛН, заключающийся в постановке коррелированной помехи РЛС. На радиолокационном изображении данная помеха будет приводить к «засветке» области, на которой расположены ОКВИ.

Для реализации метода маскировки предложено устройство, созданное на базе излучателя Ван-Атта. Помеха РЛС формируется на основе принятого сигнала от РЛС путем обработки в частотной и временной областях. Частотная обработка представляет собой частотную модуляцию несущего сигнала импульса РЛС смесью гармонических сигналов на разных частотах, определяемых в зависимости от предельной разрешающей способности РЛС с РСА и размеров района маскировки по азимуту. Временная обработка заключается в прохождении модулированным сигналом заданного количества линий задержки во времени на величину, соответствующую разрешающей способности РЛС с РСА по дальности. Такое количество определяется в зависимости от размера района маскировки по дальности.

Следует отметить, что особенностью работы излучателей Ван-Атта является возможность попадания сильно усиленного сигнала с выхода передающей антенны на вход приемной, вследствие чего возникают циклические эхо-сигналы. Но, для решения задач маскировки площадных объектов указанный недостаток данной схемы формирования помехового сигнала, скорее, является достоинством, так как возникшие эхо-сигналы создадут дополнительные помехи РЛС.

Таким образом, разработан метод маскировки районов расположения ОКВИ от РЛН, и предложена структурная схема устройства его реализации. Применение данного метода маскировки позволит повысить защищенность ОКВИ от РЛН.

### Список используемых источников

1. Гусева А. О. Анализ технических средств космической радиолокационной видовой разведки иностранных государств // XXI век: итоги прошлого и проблемы настоящего плюс. – 2019. – Т. 8, № 3(47). – С. 36–41.
2. Штрагер Е. А. Физические основы стелс-технологий. – СПб.: ООО «Издательство ВВМ», 2013. – 279 с.
3. Юренкова Л. Р., Яковук О. А., Морозов И. В. Области применения уголкового отражателя // Главный механик. – 2021. – № 4. – С. 54–59.
4. Пат. №2713957 С1 Российская Федерация, МПК F41H 3/00. Способ создания радиолокационной завесы из дипольных отражателей / Хорев А. А., Щербаков В. А. – № 2018146549; заявл. 26.12.2018; опубл. 11.02.2020, Бюл. № 5. – 5 с.
5. Михайлов Р. Л. Радиоэлектронная борьба в Вооруженных силах США: военно-теоретический труд. – СПб. : Наукоемкие технологии, 2018. – 131 с.
6. Степанов Ю. Г. Противорадиолокационная маскировка. – М. : Сов. радио, 1968. – 144 с.
7. Юханов Ю. В., Привалова Т. Ю., Мерглов И. В. Характеристики рассеяния многомодовой волновой решетки van-Atta // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2014. – № 11(160). – С. 75–85.
8. Ивлев В. С., Кочубей А. С. Расчет основных параметров устройств переотражения сигналов сантиметрового диапазона длин волн // Радиотехника. – 2022. – Т. 86, № 11. – С. 63–68.
9. Справочник по радиолокации : в 2 кн. / под ред. М. И. Сколника; пер. с англ. под общ. ред. В. С. Вербы. – М. : Техносфера, 2014. – Кн. 1. – 672 с.
10. Справочник по радиолокации радиолокации : в 2 кн. / под ред. М. И. Сколника; пер. с англ. под общ. ред. В. С. Вербы. – М. : Техносфера, 2014. – Кн. 2. – 680 с.
11. Заикин С. А., Мойбенко В. И., Парфиров В. А. Алгоритм синтеза апертуры для получения радиолокационного изображения при маловысотном полете // Цифровая обработка сигналов. – 2008. – № 3. – С. 56–59.
12. Теория электрической связи: учебник для вузов / А. Г. Зюко [и др.]; под ред. Д. Д. Кловского. – М. : Радио и связь, 1998. – 432 с.

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

## МЕТОД РАСПРЕДЕЛЕННОГО ДВУХИМПУЛЬСНОГО ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ НЕШТАТНОГО РАСКРЫТИЯ ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

В статье предложен метод распределенного двухимпульсного терминального управления пространственной ориентацией космического аппарата с управляющими реактивными двигателями в условиях нештатного раскрытия панелей солнечных батарей. Рассматривается случай нештатного раскрытия панелей солнечных батарей после выведения космического аппарата на орбиту функционирования, что приводит к отклонению главных центральных осей инерции космического аппарата от осей связанной системы координат. Это обуславливает появление в тензоре инерции ненулевых центробежных моментов инерции. Управление пространственной ориентацией в таком случае предлагается реализовывать на основе принципа терминального управления.

Предложенный в работе метод подразумевает управление «по свободным траекториям» с участком движения с выключенными управляющими реактивными двигателями.

Ключевые слова: космический аппарат, панель солнечной батареи, управляющие реактивные двигатели, тензор инерции, связанная система координат.

### ВВЕДЕНИЕ

На этапе проектирования КА компоновка его бортовых систем осуществляется таким образом, чтобы главные центральные оси инерции совпадали с осями связанной системы координат (ССК). Панели солнечных батарей (ПСБ) в транспортируемом и раскрытом состояниях симметричны друг другу относительно одной из осей ССК. Это обеспечивает минимизацию значений центробежных моментов инерции в тензоре инерции КА. Принципы управления пространственной ориентацией КА, как правило, базируются на предположении об отсутствии центробежных моментов инерции. Это упрощает управление движением центра масс (ЦМ) и вокруг ЦМ, а также позволяет снизить расход рабочего тела, затрачиваемого на выполнение операции. Пример осесимметричного КА с ПСБ показан на рис. 1, а.

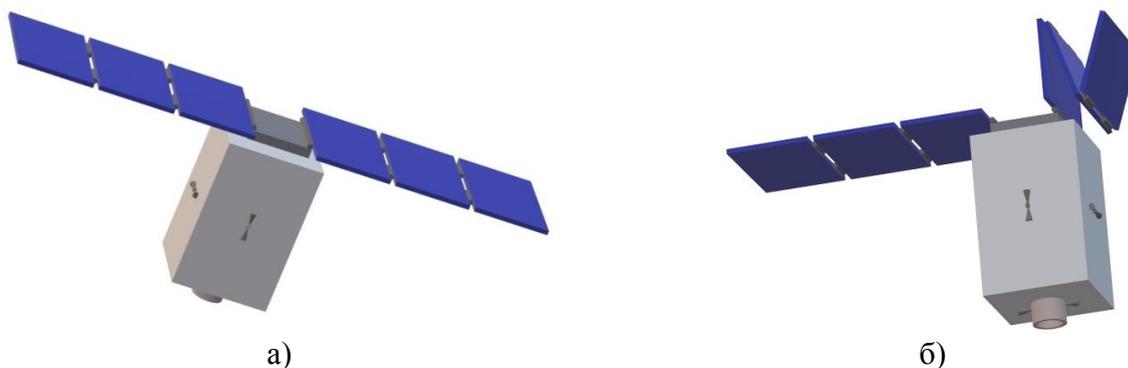


Рис. 1. Космический аппарат с панелями солнечных батарей:  
а – штатное раскрытие; б – нештатное раскрытие

Сложившаяся тенденция к увеличению спектра возложенных на бортовую аппаратуру космических аппаратов задач привела к достаточно большой требуемой энерговооруженности такой аппаратуры, что обеспечивается системой электроснабжения [1]. Выработка электроэнергии на борту КА осуществляется, как правило, использованием ПСБ.

При возникновении нештатных ситуаций, связанных с неполным раскрытием или нераскрытием одной из ПСБ нарушается осесимметричность КА (рис. 1,б). Это влечет за собой появление в тензоре инерции КА центробежных моментов инерции.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Перед выведением КА на орбиту функционирования при известных массогабаритных характеристиках (МГХ) на Земле проводятся расчеты его тензоров инерции относительно осей ССК для случаев с раскрытыми и сложенными ПСБ. В этих случаях тензор инерции представляет собой диагональную матрицу, центробежные моменты инерции в которой можно считать нулевыми [2]:

$$\mathbf{I}_0 = \begin{bmatrix} I_{0xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{0yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{0zz} \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где  $I_{0xx}$ ,  $I_{0yy}$ ,  $I_{0zz}$  – главные моменты инерции.

Способы управления пространственной ориентацией КА с тензором инерции вида (1) с использованием управляющих реактивных двигателей (УРД) описаны в [3–6].

При нераскрытии одной из ПСБ (см. рис. 1,б) актуальным становится поиск параметров управления пространственной ориентацией такого КА с условием минимизации расхода рабочего тела. Тензор инерции КА в этом случае примет вид

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

где  $I_{xy}$ ,  $I_{yx}$ ,  $I_{xz}$ ,  $I_{zx}$ ,  $I_{yz}$ ,  $I_{zy}$  – центробежные моменты инерции.

Минимизация расхода рабочего тела достигается кратковременными включениями УРД по трем каналам управления на этапах разгона и торможения. Существующие способы управления требуют дополнительных включений УРД для коррекции углового положения при компенсации перекрестных гироскопических связей [4].

Приведем исходные данные для расчета программы управления КА.

1. Начальная угловая скорость КА и его угловое положение относительно базовой системы координат (БСК) в форме кватерниона:

$$\boldsymbol{\omega}_0(t_0) = [\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}]^T; \quad \mathbf{N}(t_0) = [v_0, v_1, v_2, v_3]^T.$$

2. Требуемые конечные параметры вращательного движения КА:

$$\boldsymbol{\omega}_K(t_K) = [\omega_{Kx}, \omega_{Ky}, \omega_{Kz}]^T; \quad \mathbf{M}(t_K) = [\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3]^T.$$

3. Составляющие вектора управляющего момента УРД по каждому каналу:

$$\mathbf{M}_H = [M_{Hx}, M_{Hy}, M_{Hz}]^T.$$

4.  $T_{\text{ПП}}$  – длительность программного поворота (ПП),  $T_{\text{ПП}} \in [t_0, t_K]$ .

5. Требования к точности углового положения на конец ПП:

$$\Delta\varphi_q^{\text{ПП}} \leq \Delta\varphi_{\text{ДОП}q}^{\text{ПП}}, \quad \varphi_q = f_{\mathbf{M} \rightarrow \varphi}(\mathbf{M}), \quad (3)$$

где  $\Delta\varphi_q^{\text{ПП}}$  – ошибка ориентации на конец ПП;  
 $q$  – канал управления,  $q \in \{x, y, z\}$ ;  
 $\Delta\varphi_{\text{ДОП}q}^{\text{ПП}}$  – допустимая ошибка ориентации на конец ПП,  $\Delta\varphi_{\text{ДОП}}^{\text{ПП}} = f(T_{\text{ПП}}, \mathbf{M}_H, \mathbf{I}_E)$ ;  
 $f_{\mathbf{M} \rightarrow \varphi}(\mathbf{M})$  – функция перевода кватерниона в углы Эйлера.

Необходимо найти параметры управления  $U$  пространственной ориентацией КА, позволяющие совершить ПП из положения  $\mathbf{N}(t_0)$  в положение  $\mathbf{M}(t_K)$  с конечной требуемой угловой скоростью  $\boldsymbol{\omega}_K(t_K)$  и минимизацией расхода рабочего тела за время  $T_{\text{ПП}}$  и, кроме того, обеспечивающие заданную точность ориентации

$$U = \arg \min_{U \in U_{\text{ДОП}}} \int_{t_0}^{t_K} m_{\text{РТ}}(\mathbf{I}_E, \varphi, \boldsymbol{\omega}, \mathbf{M}_H, t_{1q}^*, t_{2q}^*, s_q, t) dt,$$

где  $m_{\text{РТ}}$  – расход рабочего тела;  
 $U$  – программа управления,  $U = \{t_{1q}^*, t_{2q}^*, s_{qm} \mid m = \overline{1, 6}\}$ , здесь  $m$  – количество УРД;  
 $t_{1i}^*, t_{2i}^*$  – продолжительности работы УРД;  
 $s_q$  – требуемые для реализации программы управления значения скважностей работы УРД.

В качестве допущений примем, что КА – однородное тело, упругие колебания ПСБ отсутствуют.

### НАХОЖДЕНИЕ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРОМЕЖУТОЧНОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ ОТНОСИТЕЛЬНО ТЕКУЩЕЙ СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ (ОБРАЩЕНИЕ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К ВИДУ ДИАГОНАЛЬНОЙ МАТРИЦЫ)

Существуют методы оптимального по энергозатратам управления пространственной ориентацией КА, имеющих тензор инерции вида (1). Одним из таких методов управления, обеспечивающих высокую оперативность расчета программы управления и выигрыш в энергетических затратах рабочего тела, является метод приближенного корректирующего оператора (МПКО). Суть данного метода решения задач управления пространственной ориентацией КА подробно описана в работах [3, 7].

При раскрытии одной из ПСБ центр масс КА смещается с начала ССК. При этом ЦМ остается центром вращения. Тензор инерции  $\mathbf{I}_E$  КА в этом случае рассчитывается относительно осей текущей связанной системы координат (ТССК)  $O_{\text{ЦМ}} X_E Y_E Z_E$ , начало которой находится в смещенном ЦМ КА, а оси сонаправлены с осями ССК, при этом  $\mathbf{I}_E \neq \mathbf{I}_0$ .

Для расчета программы управления пространственной ориентацией КА существующими методами тензор инерции системы  $\mathbf{I}_E$  необходимо преобразовать из вида (2) в (1).

Известно [8], что через точку, являющуюся ЦМ тела, можно построить главные оси инерции, относительно которых центробежные моменты инерции равны нулю. Обозначим про-

межуточную систему координат (ПрСК)  $O_{ЦМ}X_{E^*}Y_{E^*}Z_{E^*}$  (рис. 2), оси которой совпадают с главными осями инерции, а начало – с ЦМ КА. При вычисленном ранее тензоре инерции  $I_E$  задача сводится к выполнению последовательности операций:

- нахождения углового положения системы координат (СК)  $O_{ЦМ}X_{E^*}Y_{E^*}Z_{E^*}$  относительно СК  $O_{ЦМ}X_EY_EZ_E$  (углы  $\vartheta'$ ,  $\psi'$ ,  $\gamma'$ ), при котором тензор инерции этой системы  $I_{E^*}$ , рассчитанный относительно осей СК  $O_{ЦМ}X_{E^*}Y_{E^*}Z_{E^*}$ , примет вид (1);
- определения значений элементов главной диагонали искомого тензора инерции  $I_{E^*}$ .

Аналитического решения указанной задачи не существует. В этой связи целесообразно воспользоваться численными методами.

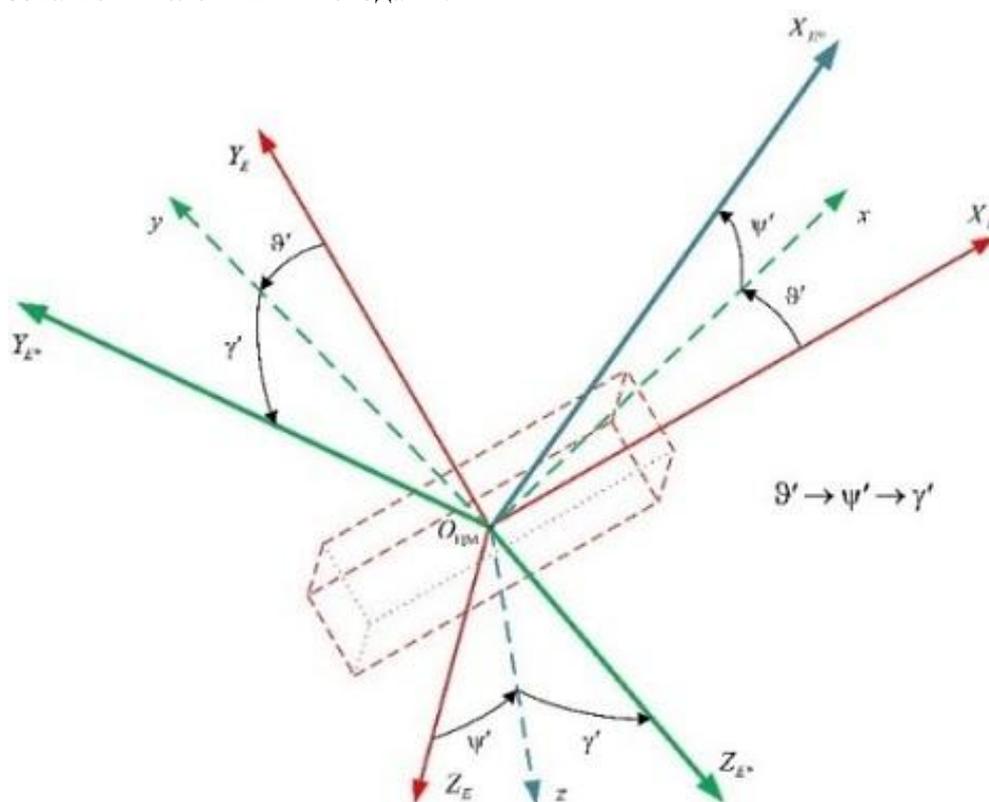


Рис. 2. Системы координат, используемые для приведения тензора инерции к виду диагональной матрицы

Алгоритм нахождения углового положения ПрСК относительно ТССК и вычисления осевых моментов инерции, рассчитанных относительно осей ПрСК, представлен ниже.

1. Задать произвольные значения искоемых углов поворотов  $\vartheta'_1$ ,  $\psi'_1$ ,  $\gamma'_1$  и элементов искомого тензора инерции вида диагональной матрицы  $I_{E^*1}$ ,

$$I_{E^*1} = \begin{bmatrix} I_{E^*1xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{E^*1yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{E^*1zz} \end{bmatrix}.$$

Тогда при пересчете тензора инерции  $I_{E^*1}$  в систему координат, полученную при последовательных поворотах на углы  $\gamma'_1$ ,  $\psi'_1$ ,  $\vartheta'_1$ , получим новый тензор инерции  $I_{E1}$ ,

причем вследствие произвольно выбранных значений искомых параметров он не будет равен исходному тензору инерции ( $\mathbf{I}_{E1} \neq \mathbf{I}_E$ ). Формулы пересчета представлены в работе [8].

Для уменьшения количества итераций подбора значений искомых параметров главную диагональ тензора  $\mathbf{I}_{E*1}$  целесообразно принять равной главной диагонали тензора инерции  $\mathbf{I}_E$ .

2. Ввести матрицу  $\mathbf{R}$ , характеризующую ошибку подбора значений искомых параметров:

$$\mathbf{R} = \mathbf{I}_{E1} - \mathbf{I}_E. \quad (4)$$

Правильность подобранных ранее параметров ( $\mathbf{I}_{E*1}$ ,  $\vartheta'_1$ ,  $\psi'_1$  и  $\gamma'_1$ ) будет определяться равенством

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

3. С целью уменьшения количества показателей (элементы матрицы  $\mathbf{R}$ ), требующих минимизации, ввести целевую функцию

$$\Delta_k(\mathbf{I}_{E*k}),$$

где  $k$  – номер итерации подбора параметров.

Здесь  $\Delta_k(\mathbf{I}_{E*k})$  характеризует абсолютную ошибку подбора значений параметров на  $k$ -й итерации и определяется путем суммирования квадратов всех элементов матрицы  $\mathbf{R}$ :

$$\Delta_k(\mathbf{I}_{E*k}) = \left( \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 R_{ij}^2 \right)_k. \quad (5)$$

4. Решить задачу оптимизации, подразумевающую поиск элементов  $\mathbf{I}'_{E*}$ ,  $\vartheta'$ ,  $\psi'$  и  $\gamma'$ , при которых целевая функция (5) достигает минимума:

$$\varphi' = \arg \min_{\Delta_k \in \Delta_{\text{доп}}} \Delta_k(\mathbf{I}_{E*k}). \quad (6)$$

где  $\Delta_{\text{доп}}$  – допустимое минимальное значение целевой функции, характеризующееся погрешностью вычислений.

Для решения оптимизационной задачи воспользуемся известным методом Нелдера – Мида (метод деформируемого многогранника). Он относится к группе методов нулевого порядка (прямого поиска), так как в нем не используются производные. Данный метод, базирующийся на итерациях на основе симплекса, начинается с определения самого симплекса и вычисления соответствующих вершинам симплекса значений функции. Далее вычисляются одна или несколько пробных вершин и значений функции в них. Переход к новой итерации осуществляется после замены одной из предыдущих вершин новой вершиной. Замена происходит по причине невыполнения условия минимизации целевой функции [9].

Итерацию продолжать до достижения равенства  $\Delta_k(\mathbf{I}_{E*k}) = 0$ . Вершинами симплекса в данном случае являются подбираемые в процессе итераций значения параметров  $\mathbf{I}'_{E*k}$ ,  $\vartheta'_k$ ,  $\psi'_k$  и  $\gamma'_k$  выражения (6), которые являются искомыми. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 3.

5. Используя известные выражения, перевести найденные значения углов  $\vartheta'$ ,  $\psi'$ ,  $\gamma'$  в кватернион и матрицу направляющих косинусов:

$$\begin{aligned} \Lambda &= f_{\varphi' \rightarrow \Lambda}(\varphi'), \\ \Lambda &= [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]^T, \end{aligned} \quad (7)$$

$$A = f_{\varphi' \rightarrow A}(\varphi'),$$

где  $\varphi'$  – множество, состоящее из найденных значений углов,  $\varphi' = \{\vartheta', \psi', \gamma'\}$ .

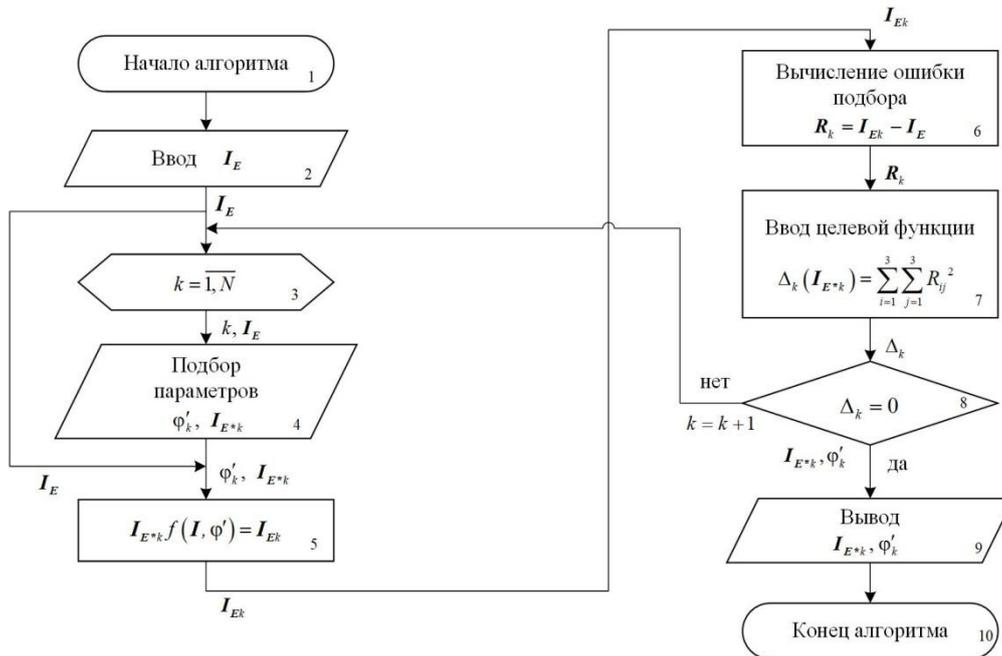


Рис. 3. Алгоритм поиска углового положения ПрСК относительно ТССК и осевых моментов инерции КА, рассчитанных относительно осей ПрСК

Вышеприведенный алгоритм позволяет вычислить угловое положение ПрСК  $O_{ЦМ} X_{E^*} Y_{E^*} Z_{E^*}$  относительно ТССК  $O_{ЦМ} X_E Y_E Z_E$  и тензор инерции КА с нераскрывшейся ПСБ относительно ПрСК. Центробежные моменты инерции в результате преобразования будут равны нулю.

### РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ТЕНЗОРОМ ИНЕРЦИИ ДИАГОНАЛЬНОГО ВИДА

Для синтеза программы управления пространственной ориентацией КА введем базисы, соответствующие заданным системам координат. Угловое положение этих базисов показано на векторно-кинематической схеме (рис. 4).

На рис. 4 базис  $\mathbf{I}$  – опорный базис (БСК),  $\mathbf{E}$  – текущий связанный базис (ТССК),  $\mathbf{E}^*$  – промежуточный базис (ПрСК),  $\mathbf{P}$  – программный базис, характеризует требуемое конечное угловое положение ТССК относительно БСК.

Кватернионом  $\Phi$  обозначено угловое положение ПрСК относительно БСК:

$$\Phi = [\phi_0, \phi_1, \phi_2, \phi_3]^T, \quad (8)$$

$$\Phi = \mathbf{N} \circ \Lambda.$$

Целью управления пространственной ориентацией КА в ПрСК (базис  $\mathbf{E}^*$ ) является совмещение базиса  $\mathbf{E}$  с базисом  $\mathbf{P}$ . В этом случае базис  $\mathbf{E}^*$  необходимо перевести в угловое положение, определяемое кватернионом  $\Xi$  относительно базиса  $\mathbf{I}$ :

$$\begin{aligned}\Xi &= [\xi_0, \xi_1, \xi_2, \xi_3]^T, \\ \Xi &= \mathbf{M} \circ \Lambda.\end{aligned}\quad (9)$$

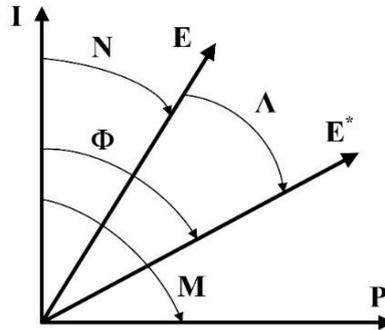


Рис. 4. Базисы, характеризующие взаимные угловые положения используемых систем координат

Для нахождения параметров управления КА в ПрСК перепроецируем векторы начальной и требуемой конечной угловых скоростей из ССК в ПрСК:

$$\begin{aligned}\omega_0^* &= \mathbf{A} \cdot \omega_0; \\ \omega_k^* &= \mathbf{A} \cdot \omega_k.\end{aligned}\quad (10)$$

Особенностью УРД является нелинейность создания управляющих моментов. Поэтому для реализации квазилинейного режима работы УРД зададим значение скважности их работы по каждому каналу управления:

$$\mathbf{s} = [s_x, s_y, s_z].\quad (11)$$

Тогда управляющие моменты УРД с учетом заданной скважности будут следующими:

$$\mathbf{M}_{\text{СКВ}} = \begin{bmatrix} \frac{M_{\text{Hx}}}{s_x} & \frac{M_{\text{Hy}}}{s_y} & \frac{M_{\text{Hz}}}{s_z} \end{bmatrix}^T.\quad (12)$$

Используя матрицу направляющих косинусов (7), перепроецируем вектор управляющего момента, создаваемого УРД (12) из ССК в ПрСК:

$$\begin{aligned}\mathbf{M}_{\text{СКВ}}^* &= \mathbf{A} \cdot \mathbf{M}_{\text{СКВ}}, \\ \mathbf{M}_{\text{СКВ}}^* &= [M_x^*, M_y^*, M_z^*]^T.\end{aligned}\quad (13)$$

Следующим шагом является нахождение параметров управления  $\mathbf{U}_0^*$ , позволяющих решить краевую задачу по переводу базиса  $\mathbf{E}^*$  с найденным тензором инерции КА  $\mathbf{I}_{E^*}$  (6) из углового положения, определяемого кватернионом  $\Phi$  (8), с начальной угловой скоростью  $\omega_0^*$  (10) в требуемое конечное угловое положение  $\Xi$  (9) с конечной угловой скоростью  $\omega_k^*$  (10) за время  $T_{\text{III}}$  с заданным требованием к точности конечного углового положения  $\Delta\varphi_q^{\text{III}} \leq \Delta\varphi_{\text{ДОП}q}^{\text{III}}$  и минимизацией расхода рабочего тела. Параметрами управления в данном случае будут длительности работы УРД на этапах разгона и торможения КА.

Искомые параметры управления найдены с применением МПКО [7], они позволяют совершить оптимальный по расходу рабочего тела программный поворот КА с тензором инерции вида диагональной матрицы.

Алгоритм реализации МПКО в ПрСК представлен в следующем разделе статьи.

Найденное при помощи МПКО управление в ПрСК с учетом ранее введенного значения скажности работы УРД (11) имеет вид

$$U_0^* = \{t_{1x}^*, t_{1y}^*, t_{1z}^*, t_{2x}^*, t_{2y}^*, t_{2z}^*\}, \quad (14)$$

где  $t_{1x}^* \dots t_{2z}^*$  – продолжительности работы УРД в ПрСК.

Однако жестко закрепленные на корпусе КА УРД не позволяют напрямую реализовать полученное выше управление, которое рассчитано для случая управления ПрСК. Для снятия этого ограничения с учетом выражений (13) и (14) построим циклограмму работы УРД и алгоритм формирования управляющих моментов в ССК, состоящий из трех этапов (рис. 5).

Временной интервал  $[t_0, t_k]$  разобьем на участки работы УРД.

На интервале  $T_1$  управление реализовано по всем трем каналам. Вектор момента, создаваемого в ПрСК на этом участке (см. рис. 4, этап I)

$$M^*(T_1) = [M_x^*, M_y^*, -M_z^*]^T. \quad (15)$$

На участке  $T_2$  УРД функционируют по двум каналам. Для случая, представленного на рис. 5, результирующий вектор управляющего момента

$$M^*(T_2) = [M_x^*, 0, -M_z^*]^T. \quad (16)$$

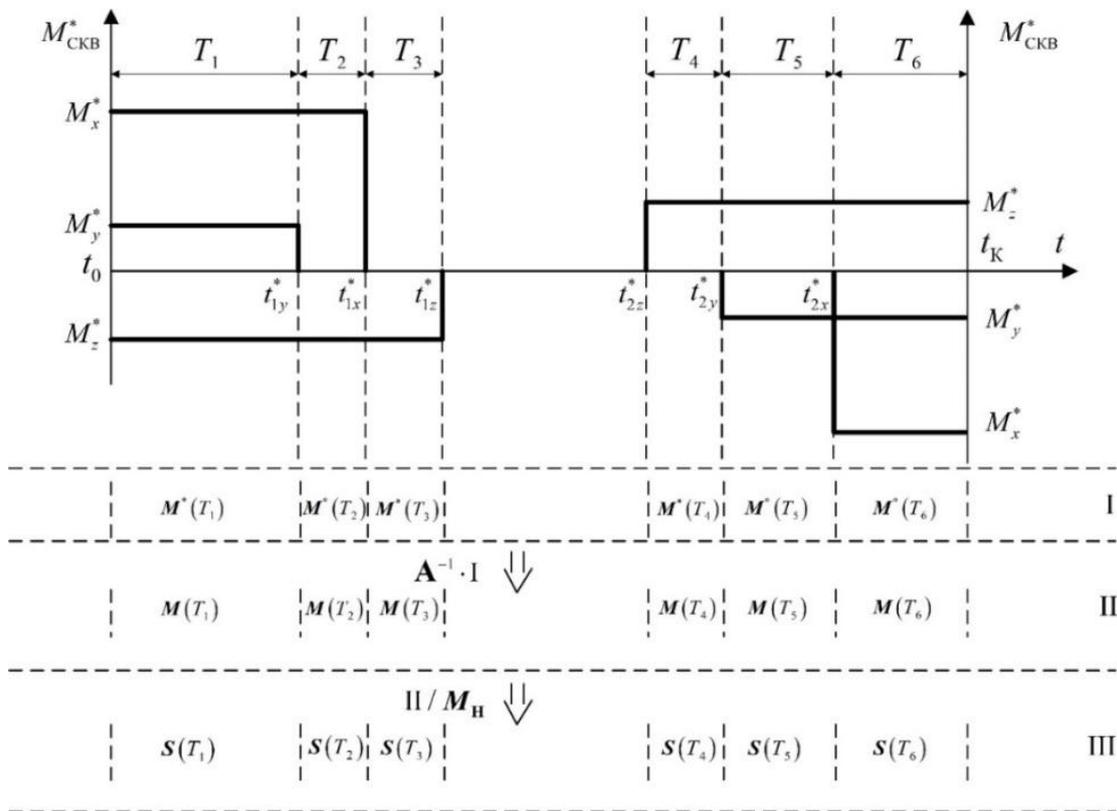


Рис. 5. Циклограмма работы УРД в ПрСК и этапы формирования управляющего момента в ССК

Для участка  $T_3$

$$M^*(T_3) = [0, 0, -M_z^*]^T. \quad (17)$$

На этапе торможения:

– для  $T_4$

$$\mathbf{M}^*(T_4) = [0, 0, M_z^*]^T; \quad (18)$$

– для  $T_5$

$$\mathbf{M}^*(T_5) = [0, -M_y^*, M_z^*]^T; \quad (19)$$

– для  $T_6$

$$\mathbf{M}^*(T_6) = [-M_x^*, -M_y^*, M_z^*]^T. \quad (20)$$

Знаки составляющих векторов управляющих моментов (15)–(20) на этапах разгона и торможения КА определяются знаками полученных МПКО требуемых для разгона и торможения КА угловых скоростей.

Используя выражение (7), переведем полученные в формулах (15)–(20) векторы управляющих моментов из ПрСК в ССК (см. рис. 4, этап II):

$$\mathbf{M}(T_1) = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{M}^*(T_1); \quad \mathbf{M}(T_2) = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{M}^*(T_2); \quad \mathbf{M}(T_3) = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{M}^*(T_3); \quad (21)$$

$$\mathbf{M}(T_4) = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{M}^*(T_4); \quad \mathbf{M}(T_5) = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{M}^*(T_5); \quad \mathbf{M}(T_6) = \mathbf{A}^{-1} \cdot \mathbf{M}^*(T_6).$$

Для создания требуемых управляющих моментов (21) управляющими реактивными двигателями, закрепленными на корпусе КА, найдем значения скважностей работы УРД на каждом временном участке для каждого канала управления:

$$\begin{aligned} s_{1q}(T_1)_q &= |M_{Hq} / M_q(T_1)|, & s_{2q}(T_2)_q &= |M_{Hq} / M_q(T_2)|, \\ s_{3q}(T_3)_q &= |M_{Hq} / M_q(T_3)|, & s_{4q}(T_4)_q &= |M_{Hq} / M_q(T_4)|, \\ s_{5q}(T_5)_q &= |M_{Hq} / M_q(T_5)|, & s_{6q}(T_6)_q &= |M_{Hq} / M_q(T_6)|. \end{aligned} \quad (22)$$

Множество искомых параметров управления  $U$  примет вид

$$U = \{U_0^*, s_1(T_1), s_2(T_2), s_3(T_3), s_4(T_4), s_5(T_5), s_6(T_6)\}.$$

Полученное управление  $U$  позволяет при появлении центробежных моментов инерции в тензоре инерции КА совершать программные повороты с заданной точностью с условием минимизации расхода рабочего тела.

### АЛГОРИТМ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА ПРИБЛИЖЕННОГО КОРРЕКТИРУЮЩЕГО ОПЕРАТОРА ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Сущность метода заключается в использовании приближенного оператора, позволяющего решить краевую задачу при реализации ПП КА.

На рис. 6 представлен алгоритм реализации метода для поиска параметров управления в ПрСК КА.

Ниже приведены выражения, раскрывающие содержимое блоков алгоритма (рис. 6).

$$\text{Блок 2. } \Phi = [\phi_0, \phi_1, \phi_2, \phi_3]^T, \quad \Xi = [\xi_0, \xi_1, \xi_2, \xi_3]^T, \quad \omega_0^*, \quad \omega_K^*, \quad T_{\text{ПП}}, \quad \mathbf{M}_H = [M_{Hx}, M_{Hy}, M_{Hz}]^T,$$

$I_{E^*}$  – начальные и конечные угловые положения и угловые скорости, продолжительность ПП, вектор управляющего момента и тензор инерции КА с нулевыми центробежными моментами инерции.

$$\text{Блок 3. } \mathbf{X} = \tilde{\Phi} \circ \Xi_n.$$



Рис. 6. Применение МПКО для расчета параметров управления пространственной ориентацией

$$\text{Блок 4. } \omega_{\Pi} = C^{-1} \frac{\left( \mathbf{a}_{\Xi} - \mathbf{a}_{\Phi} \cos \frac{\omega_{\Pi} T_{\text{III}}}{2} \right) \omega_{\Pi}}{\sin \frac{\omega_{\Pi} T_{\text{III}}}{2}},$$

где  $\omega_{\Pi} = \frac{2}{T_{\text{III}}} \arccos(\phi_0 \xi_0 + \phi_1 \xi_1 + \phi_2 \xi_2 + \phi_3 \xi_3)$ ,  $\mathbf{a}_{\Phi} = [\phi_1, \phi_2, \phi_3]^T$ ,  $\mathbf{a}_{\Xi} = [\xi_1, \xi_2, \xi_3]^T$ ,

$$C = \begin{bmatrix} \phi_0 & -\phi_3 & \phi_2 \\ \phi_3 & \phi_0 & -\phi_1 \\ -\phi_2 & \phi_1 & \phi_0 \end{bmatrix}.$$

$$\text{Блок 5. } \Delta \omega_0^* = \omega_{\Pi} - \omega_0^*, \Delta \omega_K^* = \omega_K^* - \omega_{\Pi}.$$

$$\text{Блок 7. } \Delta_n = \Xi - \Xi_n.$$

$$\text{Блок 8. } \Delta_n \leq \Delta_{\text{доп}}.$$

$$\text{Блок 9. } \Xi_{n+1} = \Xi_n - \Delta_n.$$

$$\text{Блок 10. } t_{1i}^* = \frac{\Delta \omega_0^* I_{ii}}{M_i}, t_{2i}^* = \frac{\Delta \omega_K^* I_{ii}}{M_i}.$$

Блок 11.  $U_0^* = \{t_{1x}^*, t_{1y}^*, t_{1z}^*, t_{2x}^*, t_{2y}^*, t_{2z}^*\}$  – продолжительности работы УРД на участках разгона и торможения при условии, что УРД расположены на осях ПрСК.

### РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ПРОГРАММНОГО ПОВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕРАСКРЫВШЕЙСЯ ПАНЕЛЬЮ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Для оценивания достижения заданной точности программного поворота введем исходные данные:

$$- I_E = \begin{bmatrix} 9,1379 & -2,8624 & -3,5368 \\ -2,8624 & 25,6930 & -1,4371 \\ -3,5368 & -1,4371 & 29,1689 \end{bmatrix} \text{ кг} \cdot \text{м}^2;$$

$$- T_{\text{III}} = 45 \text{ с};$$

$$- \omega_0(0) = [0, 0, 0]^T \text{ с}^{-1};$$

$$- \mathbf{N}(0) = [1, 0, 0, 0]^T \text{ } (\{0, 0, 0\}^\circ \text{ для последовательности поворотов } \vartheta \rightarrow \psi \rightarrow \gamma);$$

$$- \omega_K(45) = [0, 0, 0]^T \text{ с}^{-1};$$

$$- \mathbf{M}(45) = [0,8803; 0,389; -0,0208; -0,2704]^T \text{ } (\{-30, 10, 45\}^\circ \text{ для последовательности поворотов } \vartheta \rightarrow \psi \rightarrow \gamma);$$

$$- M_H = [0,0534; 0,1042; 0,1501]^T \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$- s = [2; 1,66; 1,66];$$

$$- \Delta \varphi_{\text{доп}}^{\text{III}} = \{0,3; 0,3; 0,3\}^\circ.$$

Ниже представлены полученные в процессе моделирования результаты.

Используя предложенный в работе алгоритм, найдено угловое положение СК  $O_{ЦМ}X_{E^*}Y_{E^*}Z_{E^*}$  относительно СК  $O_{ЦМ}X_EY_EZ_E$ , обеспечивающее исключение из тензора инерции  $I_E$  центробежных моментов инерции:

$$\vartheta' = 10^\circ, \psi' = -10^\circ, \gamma' = 12^\circ.$$

Тензор инерции КА  $I_{E^*}$ , пересчитанный относительно новой СК  $O_{ЦМ}X_{E^*}Y_{E^*}Z_{E^*}$  примет вид диагональной матрицы

$$I_{E^*} = \begin{bmatrix} 8 & 0 & 0 \\ 0 & 26 & 0 \\ 0 & 0 & 30 \end{bmatrix} \text{ кг}\cdot\text{м}^2.$$

Путем применения МПКО для расчета параметров программы управления в ПрСК найдены требуемые длительности создания управляющих моментов:

$$U_0^* = \{3,77; 2,17; 13,41; 3,24; 6,93; 11,26\} \text{ с.}$$

Требуемая поканальная величина скважности для каждого временного участка при реализации вышеуказанных управляющих моментов с помощью УРД в ССК (квазилинейный режим):

$$\begin{aligned} s_{1i}(T_1) &= [1,01; 3,7; 3,22]; & s_{2i}(T_2) &= [1,25; 6,25; 4,16]; \\ s_{3i}(T_3) &= [9,09; 10; 3,44]; & s_{4i}(T_4) &= [9,09; 10; 3,44]; \\ s_{5i}(T_5) &= [3,44; 3,03; 2,85]; & s_{6i}(T_6) &= [1,01; 3,7; 3,22]. \end{aligned}$$

На рис. 7 представлен график изменения углового положения осей ССК КА относительно БСК.

При этом проекции угловой скорости КА на оси ССК изменялись так, как это представлено на рис. 8.

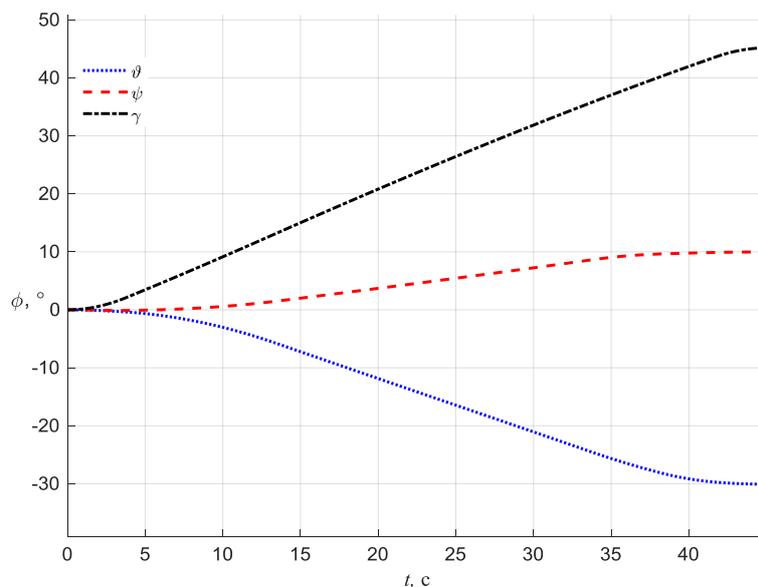


Рис. 7. Зависимость изменения углового положения КА от времени

Графики, изображенные на рис. 8, показывают, что годограф вектора мгновенной угловой скорости, в данном случае, описывает сложную траекторию, не лежащую в одной плоскости.

Циклограмма работы УРД и их моментные значения с учетом скважности  $s$  для каждого канала управления представлены на рис. 9.

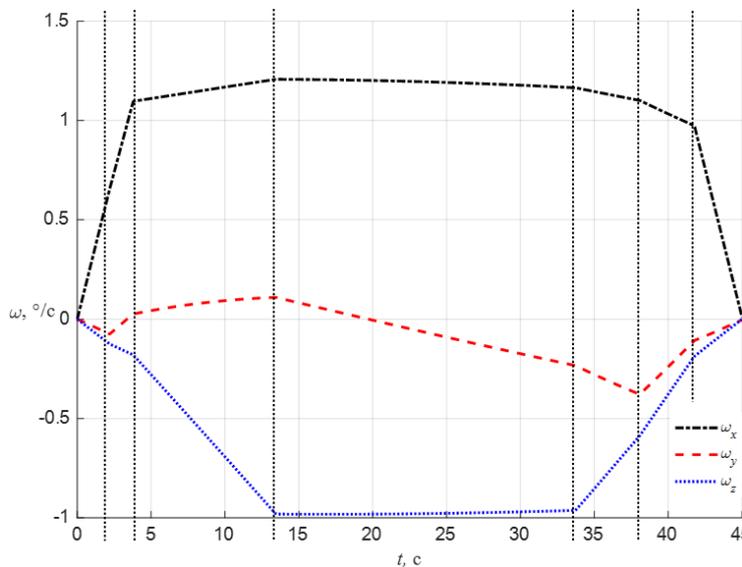


Рис. 8. Зависимость изменения проекций угловой скорости КА на оси ССК от времени

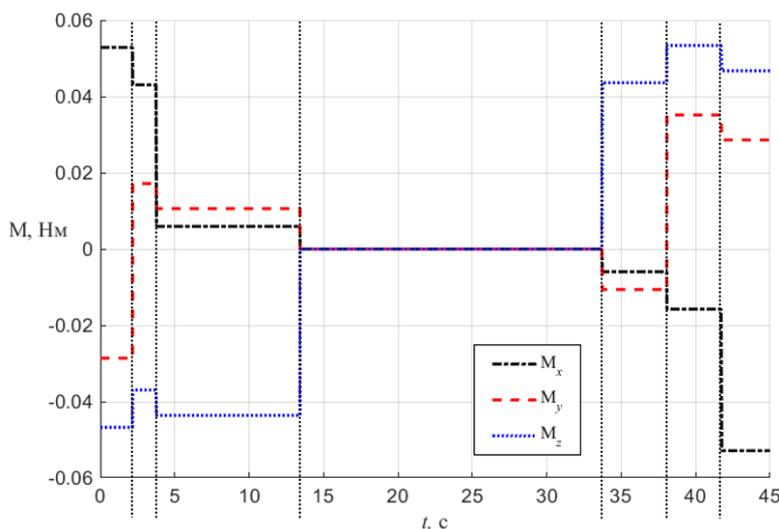


Рис. 9. Циклограмма работы управляющих реактивных двигателей

ПП КА выполнен с помощью включений УРД на этапах разгона и торможения. На различных временных интервалах управляющие моменты имеют разные значения, отличные от  $M_H$ . Это реализовано путем применения полученных значений скважностей  $s(T)$ .

Ошибки переориентации КА в конечное угловое положение будут следующие:

$$\Delta\varphi_{\theta}^{\text{III}} = 0,09^\circ,$$

$$\Delta\varphi_{\psi}^{\text{III}} = 0,027^\circ,$$

$$\Delta\varphi_{\gamma}^{\text{ПП}} = 0,17^{\circ},$$

что соответствует заданным требованиям.

Конечная угловая скорость

$$\omega_{\text{к}} = [0,0095; -0,0034; -0,0005]^T \text{ } ^{\circ}/\text{с}.$$

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод распределенного двухимпульсного терминального управления пространственной ориентацией КА позволяет решить краевую задачу в условиях появления в тензоре инерции центробежных моментов инерции. Полученные результаты позволяют утверждать о снятии ограничений, связанных с появлением перекрестных гироскопических связей.

Проведенное моделирование процесса пространственной ориентации показывает возможность минимизации расхода рабочего тела за счет наличия участка движения с выключенными УРД.

Метод имеет практическую значимость, так как может быть реализован для расчета программ управления пространственной ориентацией космических аппаратов с выносными элементами конструкции.

## Список используемых источников

1. Выбор структуры систем электроснабжения низкоорбитальных космических аппаратов / Ю. А. Шиняков [и др.] // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2010. – № 1 (21). – С. 103–113.
2. Виденкин Н. А. Универсальный метод определения параметров тензора инерции космических летательных аппаратов // Труды МАИ. Метрология. – 2015. – Вып. 81. – С. 1–16.
3. Бурмистров В. В., Зоткин М. Ю., Миронов В. И. Расчет терминальной программы управления угловым разворотом космического робота по критерию минимума расхода топлива // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 666. – С. 184–191.
4. Сапунков Я. Г., Молоденков А. В. Алгоритм оптимального по энергии разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2015. – Т. 16, № 8. – С. 536–544.
5. Бранец В. Н., Черток М. Б., Казначеев Ю. В. Оптимальный разворот твердого тела с одной осью симметрии // Космические исследования. – 1984. – Т. 22, вып. 3. – С. 352–360.
6. Велищанский М. А., Крищенко А. П., Ткачев С. Б. Квазиоптимальная переориентация космического аппарата // Механика твердого тела. – 2002. – Вып. 32. – С. 144–153.
7. Миронов В. И., Миронов Ю. В., Юсупов Р. М. Метод приближенного корректирующего оператора в задачах вариационного оценивания параметров движения космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2011. – Вып. 54(3). – С. 11–17.
8. Бутенин Н. В., Луиц Я. Р., Меркин Д. Р. Курс теоретической механики: в 2 т. – М.: Наука, 1979. – Т. 2. – 544 с.
9. Васильев Ф. П. Численные методы решения экстремальных задач. – М.: Наука, 1980. – 551 с.

А. С. Степанов

## **МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К ПАРАМЕТРАМ УПРАВЛЯЮЩИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ПРИНЦИПА ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ**

В статье рассмотрен методический аппарат обоснования выбора параметров управляющих реактивных двигателей космического робота. В разработанной методике учтены особенности функционирования космического робота с бортовой манипуляционной системой. Проведены исследования влияния тяговых характеристик управляющих реактивных двигателей и временных характеристик программного поворота на точность пространственной ориентации, позволяющие сделать их обоснованный выбор.

Ключевые слова: космический робот, управляющие реактивные двигатели, программный поворот, точность пространственной ориентации, система ориентации, терминальное управление.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Использование манипуляционных систем для решения различных задач в космическом пространстве становится актуальным со времени, когда началась эксплуатация долговременного орбитального комплекса «Мир». Для перестыковки модулей на комплексе применялась грузовая система «Стрела», установленная на базовом блоке.

На орбитальном корабле «Буран» была установлена манипуляционная система «Аист», на космических челноках «Спейс Шаттл» использовались манипуляторы типа «Канадарм».

На сегодняшний день на Международной космической станции применяются манипуляторы «Канадарм-2» и «Эра» [1].

Движение манипулятора приводит к появлению моментов, влияющих на угловую динамику космического аппарата (КА), на борту которого установлена манипуляционная система. Для компенсации этих моментов рассмотрим управляющие реактивные двигатели (УРД). Восстановление ориентации КА производится по завершении перемещения груза двигателями ориентации или в процессе движения манипулятора системой стабилизации углового положения. Наличие груза на конце манипулятора влечет за собой изменение осевых и появление центробежных моментов инерции. Как правило, в этом случае программные повороты (ПП) КА не совершают.

Отношение масс вышеупомянутых манипуляционных систем к массам самих аппаратов достаточно мало и составляет порядка  $1/140$ – $1/240$ , поэтому движение манипулятора оказывает незначительное влияние на угловую динамику космического аппарата.

Помимо манипуляционных систем, закрепленных на корпусах тяжелых орбитальных станций и предназначенных для транспортировки грузов вдоль корпуса, манипуляторы могут быть установлены и на малых КА. Примером такого КА является космический робот (КР), выполняющий сервисные функции [2]. В этом случае отношение масс манипулятора и корпуса КА возрастет на порядок, поэтому движение манипуляционной системы будет оказывать существенное влияние на угловую динамику. На управление пространственной ориентацией КР, в тензоре инерции которого присутствуют центробежные моменты инерции, накладывается ряд ограничений. Например, при совершении программных поворотов исключаются участки движения с выключенными УРД. Появление дополнительных моментов, обусловленных перекрестными гироскопическими связями, необходимо постоянно компенсировать. Поэтому экономичные по энергозатратам ПП не реализуемы. Использование принципа терминального управления позволяет снять эти ограничения.

В работе [3] описан способ расчета программы управления угловым движением КА, тензор инерции которого представляет собой матрицу диагонального вида. Способ основан на использовании принципа терминального управления, его сущность заключается в нахождении продолжительностей работы УРД на участках разгона и торможения КА. Наличие участка движения с выключенными УРД позволяет минимизировать массу израсходованного на ПП рабочего тела.

При наличии в тензоре инерции центробежных моментов инерции приближенный корректирующий оператор необходимо модифицировать: управление необходимо рассчитывать относительно системы координат, оси которой для КР являются главными центральными осями инерции.

Реализация ПП в указанном случае становится возможной при работе УРД в квазилинейном режиме. При малом значении минимального времени включения УРД, как следствие – более частых импульсах его работы, этот режим можно назвать квазилинейным. При необходимости снижения тяги управляющие реактивные двигатели работают в импульсном режиме. В этом случае используют понятие скважности ( $s$ ), которая определяется отношением периода включения УРД к длительности самого импульса (рис. 1). Способность УРД реализовать требуемую скважность определяется минимальным временем его работы  $t_{\min}$ , при условии, что  $t_{\min} < \tau$ .

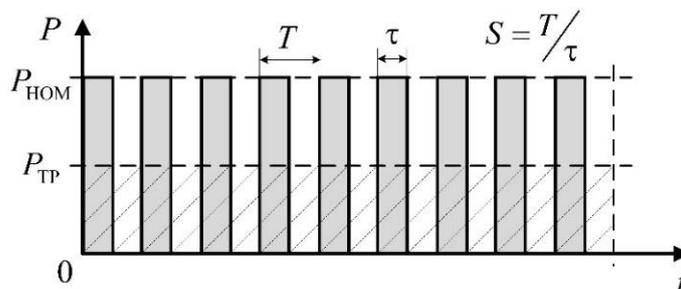


Рис. 1. Циклограмма работы УРД в квазилинейном режиме

В настоящее время вопросу обоснования требований к параметрам системы ориентации КР для реализации принципа терминального управления в литературе уделено недостаточно внимания. Поэтому изложенная в работе методика является актуальной. Она позволяет выбрать УРД с характеристиками, необходимыми для совершения ПП с заданными ограничениями.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 2 слева представлен КР с УРД. На корпусе КР установлен трехзвенный манипулятор, на конце которого закреплен схват. Кинематическая схема манипуляционной системы представлена на рис. 2 справа.

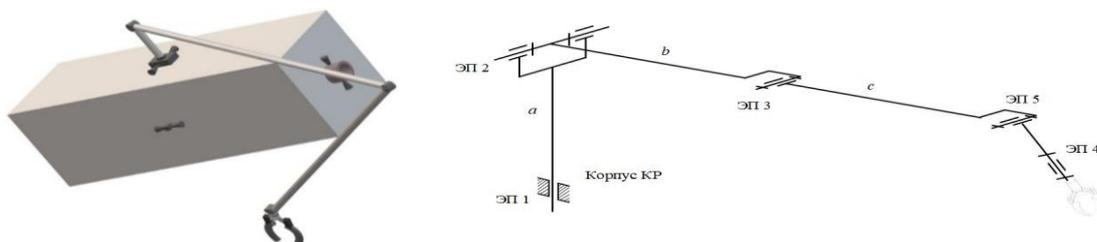


Рис. 2. Космический робот и кинематическая схема его манипуляционной системы

На рисунке  $a$ ,  $b$  и  $c$  – размеры звеньев, ЭП 1-ЭП 5 – электроприводы, вращающие звенья манипулятора. Угловые положения звеньев относительно соседних, а положение звена  $a$  относительно корпуса КР характеризуются углами  $A_M = \{\alpha_{M1}, \alpha_{M2}, \alpha_{M3}, \alpha_{M4}, \alpha_{M5}\}$ .

Для обоснования требований к параметрам УРД необходимы следующие исходные данные:

1. Тензор инерции КР:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}.$$

2.  $T_{\text{ПП}}$  – продолжительность ПП,  $T_{\text{ПП}} \in [t_0, t_K]$ .

3. Начальные параметры углового движения:

$$\omega_0(t_0) = [\omega_{0x}, \omega_{0y}, \omega_{0z}]^T; \varphi_0(t_0) = \{\vartheta_0, \psi_0, \gamma_0\}.$$

4. Требуемые конечные параметры углового движения:

$$\omega_{\text{ТР}}(t_K) = [\omega_{\text{ТР}x}, \omega_{\text{ТР}y}, \omega_{\text{ТР}z}]^T; \varphi_{\text{ТР}}(t_K) = \{\vartheta_{\text{ТР}}, \psi_{\text{ТР}}, \gamma_{\text{ТР}}\}.$$

5.  $R$  – множество УРД, используемых в системах ориентации КА,  $R = \{r_1, \dots, r_i\}$ ,  $i$  – количество УРД.

Параметры  $i$ -го УРД:

$m_i$  – масса;

$P_i$  – номинальная тяга;

$t_{\text{мин}i}$  – минимальное время работы;

$I_{\text{уд}i}$  – удельный импульс;

$N_{\text{макс}i}$  – максимальное количество включений.

6. Ограничения и условия:

$T_{\text{ПП}}^{\text{макс}}$  – максимально допустимое время переориентации КР,  $T_{\text{ПП}} \leq T_{\text{ПП}}^{\text{макс}}$ ;

$\Delta\varphi_{\text{ТР}}$ ,  $\Delta\omega_{\text{ТР}}$  – допустимые ошибки по конечным значениям углового положения и угловой скорости,  $\Delta\varphi_j(t_K) \leq \Delta\varphi_{\text{ТР}}$ ,  $\Delta\omega_j(t_K) \leq \Delta\omega_{\text{ТР}}$ , где  $j = \{x, y, z\}$ ;

$\omega_{\text{макс}}$  – максимально допустимая угловая скорость КР в процессе ПП,  $|\omega(t)| \leq \omega_{\text{макс}}$ ;

$m_{\text{макс}}$  – ограничение на массовые характеристики УРД,  $m \leq m_{\text{макс}}$ .

Найти минимальные значения параметров УРД  $P$ ,  $N_{\text{макс}}$  и максимальные значения  $t_{\text{мин}}$ ,  $m$ , обеспечивающие заданную точность ПП с минимизацией расхода рабочего тела.

## СУЩНОСТЬ МЕТОДИКИ ОБОСНОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К ПАРАМЕТРАМ УПРАВЛЯЮЩИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Содержание разработанного методического аппарата представляет собой последовательность следующих расчетов.

1. Ввод вышеуказанных исходных данных.

2. Формирование множества УРД  $R_1$ , удовлетворяющих ограничению по массе

$$m_n \leq m_{\text{макс}}.$$

$R_1 \in R$ ,  $R_1 = \{k_1, \dots, k_n\}$ , где  $n$  – количество УРД в множестве  $R_1$ , причем  $P_1 < P_2 < \dots < P_n$ .

Параметры  $n$ -го УРД: номинальная тяга  $P_n$ , минимальное время работы  $t_{\min n}$ , максимальное количество включений  $N_{\max n}$ .

3. Моделирование ПП КР с заданными исходными данными и параметрами УРД  $k_n$  с учетом реализации модифицированного метода приближенного корректирующего оператора.

Оценивание: параметров углового положения на конец ПП  $\omega_{Kn}(t_K) = [\omega_{Knx}, \omega_{Kny}, \omega_{Knz}]^T$ ,  $\varphi_{Kn}(t_K) = \{\vartheta_{Kn}, \psi_{Kn}, \gamma_{Kn}\}$ ; требуемых для реализации программы управления значений скважностей работы УРД  $s_{nj}(t)$  по каждому каналу управления при разгоне и торможении КР; максимальной угловой скорости КР в процессе ПП  $\omega_{\max n}$ .

4. Проверка достижения заданной точности ориентации КР, полученной в п. 3, по условиям:

$$|\varphi_{TP} - \varphi_{Kij}| \leq \Delta\varphi_{TP}; \quad |\omega_{TP} - \omega_{Kij}| \leq \Delta\omega_{TP}. \quad (1)$$

В случае невыполнения одного из условий (1), если  $T_{ПП} \leq T_{ПП}^{\max}$ , необходимо увеличить продолжительность ПП и повторить п. 3 с новой длительностью, используя параметры того же УРД.

Если длительность ПП увеличить невозможно ( $T_{ПП} > T_{ПП}^{\max}$ ), то необходимо выбрать параметры другого УРД  $k_n$ ,  $n = n + 1$ , имеющего большую номинальную тягу, и провести моделирование процесса ПП (п. 3) с новыми данными. Проверить выполнение условия (1).

Расчеты в п. 3 и 4 проводить до достижения требуемой точности пространственной ориентации.

5. Проверка выполнения условия на ограничение величины угловой скорости в процессе ПП:

$$|\omega|(t) \leq \omega_{\max}. \quad (2)$$

При превышении угловой скорости КР допустимых значений необходимо увеличить время на совершение ПП, если это недопустимо – выбрать параметры другого УРД  $k_n$ ,  $n = n + 1$ . Выполнить действия, указанные в п. 3–5.

6. Проверка возможности реализации требуемой скважности работы УРД по условию

$$\frac{t_{\min}}{t_{ВКЛ}} < \frac{1}{s_{jn}}. \quad (3)$$

При невыполнении условия необходимо выбрать параметры другого УРД  $k_n$ ,  $n = n + 1$  и повторить операции, обозначенные в п. 3–6. Выбор продолжать до удовлетворения условия (3).

7. Сформировать множество УРД  $R_2$ , параметры которых позволяют совершить ПП с заданными требованиями (1)–(3),  $R_2 \in R_1$ .

8. Исходя из задач, возложенных на КР, и планируемого срока его активного существования, выбрать УРД, имеющий наибольшее максимальное количество включений  $N_{\max}$  и наибольший удельный импульс  $I_{уд}$ .

## ПРИМЕР РЕАЛИЗАЦИИ МЕТОДИКИ ОБОСНОВАНИЯ

Рассмотрим выбор УРД для КР, представленного на рис. 2 со следующими габаритными характеристиками:  $a = 0,25$  м,  $b = 0,68$  м,  $c = 2,32$  м,  $d = 1$  м,  $e = 0,5$  м,  $g = 0,4$  м, где  $d$ ,  $e$ ,

$g$  – размеры корпуса КР. Массовые характеристики –  $m_{кр} = 100$  кг,  $m_a = 0,37$  кг,  $m_b = 1,02$  кг и  $m_c = 3,48$  кг. Относительное угловое положение звеньев  $A_M = \{-45; 27,44; 0; 0; 0\}^\circ$ . Масса груза, закрепленного на схвате манипулятора,  $m_T = 5$  кг.

Дано:

$$T_{ПП} = 30 \text{ с};$$

$$\omega_0(t_0) = [0, 0, 0]^T \text{ }^\circ/\text{с}, \varphi_0(t_0) = \{0, 0, 0\}^\circ;$$

$$\omega_{ТР}(t_k) = [0, 0, 0]^T \text{ }^\circ/\text{с}, \varphi_{ТР}(t_k) = \{78,97; 51,66; 0\}^\circ;$$

$$I = \begin{bmatrix} 48,59 & -21,68 & -21,06 \\ -21,68 & 53,21 & -21,68 \\ -21,06 & -21,68 & 55,59 \end{bmatrix} \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \text{ тензор инерции КР с манипуляционной системой в}$$

$$\text{исходном состоянии } (A_M = \{0; 0; 0; 0; 0\}^\circ) I = \begin{bmatrix} 7,32 & 0 & 0 \\ 0 & 63,89 & 0 \\ 0 & 0 & 66,84 \end{bmatrix} \text{ кг}\cdot\text{м}^2;$$

ограничения:  $T_{ПП}^{\max} = 50$  с,  $\Delta\varphi_{ТР} = 0,1^\circ$ ,  $\Delta\omega_{ТР} = 0,01^\circ/\text{с}$ ,  $\omega_{\max} = 3^\circ/\text{с}$ ,  $m_{\max} = 1,4$  кг.

Множество  $R$ , сформированное из УРД, представлено в табл. 1 [4–6].

Таблица 1

**Параметры типовых управляющих реактивных двигателей систем ориентации космических аппаратов**

№ п/п	Двигатель	Тяга, Н	Удельный импульс, с	Длительность включения, с	Количество включений	Масса, кг
1	РДМТЗ	3	2830	0,02-600	450000	0,31
2	МД5	4,9	700	0,012-3000	250000	0,4
3	ДОТ-5	5	2300	0,05-8000	55000	0,9
4	ДОК-10	10	2250	0,05-600	4000	0,6
5	РДМТ10	11,76	2950	0,02-10000	450000	0,35
6	17Д58Э	13,3	2740	0,03-10000	450000	0,55
7	ДСТ-25	25	2850	0,03-4000	300000	0,9
8	ДОТ-25	25	2350	0,05-6000	6000	1,3
9	ДСТ-50	50	3008	0,03-4000	300000	1,2
10	ДОК-50	50	2290	0,05-600	4000	1,1
11	РДМТ50М	54	2900	0,03-300	100000	1,3
12	ДСТ-100	100	2760	0,05-300	10000	1,1
13	ДСТ-100А	100	3017	0,05-4000	450000	1,6
14	11Д428А	130,34	2910	0,03-2000	500000	1,5
15	ДСТ-200А	196,12	3068	0,05-4000	500000	1,7
16	ДСТ-200	200	2804	0,05-300	10000	1,3

Ограничению по массе, из представленных в табл. 1, удовлетворяют все УРД, кроме тех, которые находятся в 13–15 строках табл. 1. Из остальных УРД сформировано новое множество  $R_1$ .

Используя исходные данные, произведено моделирование ПП. В качестве ИО выбран УРД РДМТЗ, длительность ПП – 30 с. Результаты подтвердили способность реализовать за-

данную скважность работы двигателя, однако требования к точности ориентации и конечной угловой скорости не выполнены

$$\Delta\varphi(t_k) = \{51,1; 34,31; 9,13\}^\circ, \Delta\omega(t_k) = [0,299; 0,859; 1,121]^T \text{ }^\circ/\text{с}.$$

Максимальное значение модуля вектора угловой скорости КР за время поворота составило  $|\omega_{\max}| = 1,44 \text{ }^\circ/\text{с}$ .

При увеличении времени ПП до 50 с параметры углового положения на конец ПП составили:

$$\Delta\varphi(t_k) = \{31,55; 20,69; 2,57\}^\circ,$$

$$\Delta\omega(t_k) = [1,052; 1,075; 1,151]^T \text{ }^\circ/\text{с}.$$

Максимальное значение модуля вектора угловой скорости КР за время поворота составило  $|\omega_{\max}| = 1,89 \text{ }^\circ/\text{с}$ .

Проведенные расчеты показывают, что данным УРД реализовать ПП с заданными требованиями и ограничениями невозможно, поэтому необходимо выбрать другой УРД – МД5. Моделирование показало, что этот двигатель позволяет реализовать заданную скважность, но не обеспечивает заданную точность ориентации КР.

Выполняя указанные в разработанной методике расчеты, был сделан обоснованный выбор в пользу УРД РДМТ10 и 17Д58Э. Первый из выбранных УРД является более предпочтительным ввиду большего значения удельного импульса и меньшей длительности включения. В табл. 2 приведены общие результаты расчетов, темным цветом выделены параметры ПП, удовлетворяющие заданным требованиям и ограничениям.

На рис. 3 представлены графики зависимостей ошибок ПП по углам и угловым скоростям КР от значений тяги УРД. Результаты представлены для  $T_{\text{ПП}} = 30 \text{ с}$  и  $T_{\text{ПП}} = 50 \text{ с}$ . На рис. 3

$$\Delta\vartheta_{\max} = \max\{\vartheta, \psi\}.$$

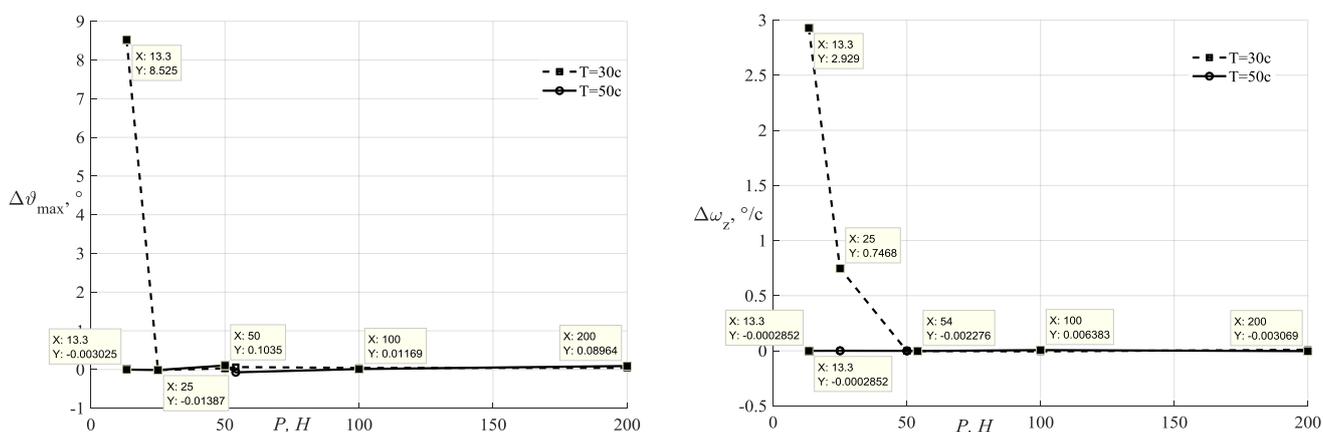


Рис. 3. Зависимость ошибок ПП по углу и угловой скорости КР от значений тяги УРД

Из графиков видно, что при увеличении тяги УРД ошибки ориентации КР уменьшаются, а с увеличением длительности программного поворота при тех же тяговых характеристиках это происходит быстрее (рис. 3 слева). Появление экстремальных значений ошибок по конечной угловой скорости (рис. 3 справа) обусловлено невозможностью УРД с такими тяговыми характеристиками снизить величину угловой скорости за заданное время, как следствие – большие ошибки пространственной ориентации КР (табл. 2, п. 1-4).

На рис. 4 изображены параметры пространственной ориентации КР на временном интервале  $T_{\text{ПП}} \in [0, 50]$  с.

Таблица 2

**Результаты, полученные в ходе реализации методики обоснования требований к параметрам УРД**

№ п/п	УРД	P, H	$t_{\text{min}},$ с	$T_{\text{ПП}},$ с	$\Delta\varphi_j(t_K)$			$\Delta\omega_j(t_K)$			$ \omega_{\text{max}} ,$ °/с	$\frac{t_{\text{min}}}{t_{\text{ВКЛ}}} < \frac{1}{S_{jn}}$
					$\Delta\vartheta_{K\circ},$ °	$\Delta\psi_{K\circ},$ °	$\Delta\gamma_{K\circ},$ °	$\Delta\omega_{Kx},$ °/с	$\Delta\omega_{Ky},$ °/с	$\Delta\omega_{Kz},$ °/с		
1	РДМТ 3	3	0,02	30	51,1	34,31	9,13	0,299	0,859	1,121	1,44	+
				35	47,21	32,25	6,04	0,523	0,842	1,15	1,51	+
				40	42,6	29,53	2,85	0,726	0,849	1,194	1,63	+
				45	37,45	25,68	0,12	0,897	0,964	1,154	1,75	+
				50	31,55	20,69	2,57	1,052	1,075	1,151	1,89	+
2	МД5	4,9	0,012	30	44,22	30,52	3,9	0,844	1,079	1,506	2,03	+
				50	6,33	2,23	2,17	1,803	1,883	1,52	3,01	+
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
5	РДМТ 10	11,76	0,02	30	19,9	8,1	4,632	2,552	2,693	2,248	4,33	-
				35	0,01	0,004	0,012	2,211	1,378	1,024	4,04	-
				40	0,003	0,008	0,008	1,0447	0,6525	0,483	3,59	-
				45	0,012	0,018	0,018	0,361	0,225	0,167	3,43	+
				50	0,013	0,015	0,025	0,0003	0,0002	0,0002	2,71	+
6	17Д58 Э	13,3	0,03	30	8,525	3,158	2,822	2,928	3,065	2,481	4,91	-
				35	0,006	0,011	0,011	1,676	1,048	0,776	4,01	-
				40	0,001	0,000 4	0,000 5	0,711	0,443	0,329	3,72	+
				45	0,005	0,000 5	0,013 8	0,052	0,038	0,024	3,615	+
				50	0,003	0,000 9	0,004 3	0,0003	0,0003	0,0003	2,46	+
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	
10	ДОК- 50	50	0,05	30	0,028	0,104	0,124	0,002	0,001	0,001	3,71	-
				35	0,009	0,000 5	0,009	0,0001	0,0001	0,0001	3,03	-
				40	0,023	0,025	0,085	0,001	0,001	0,001	2,59	-
				45	0,047	0,069	0,074	0,0008	0,0007	0,0007	2,27	-
				50	0,103	0,038	0,044	0,0004	0,0004	0,0004	2,02	-
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	
12	ДСТ- 100	100	0,05	30	0,041	0,019	0,03	0,005	0,007	0,002	3,42	-
				35	0,005	0,068	0,033	0,003	0,008	0,003	2,89	-
				40	0,211	0,036	0,163	0,0006	0,0008	0,0023	2,51	-
				45	0,23	0,186	0,352	0,006	0,011	0,001	2,21	-
				50	0,011	0,077	0,047	0,006	0,007	0,003	1,98	-
13	ДСТ- 200	200	0,05	30	0,041	0,245	0,251	0,009	0,017	0,006	3,33	-
				35	0,127	0,047	0,164	0,004	0,01	0,003	2,83	-
				40	0,193	0,013	0,164	0,015	0,028	0,006	2,46	-
				45	0,32	0,173	0,444	0,008	0,013	0,0004	2,19	-
				50	0,089	0,178	0,192	0,003	0,008	0,004	1,96	-

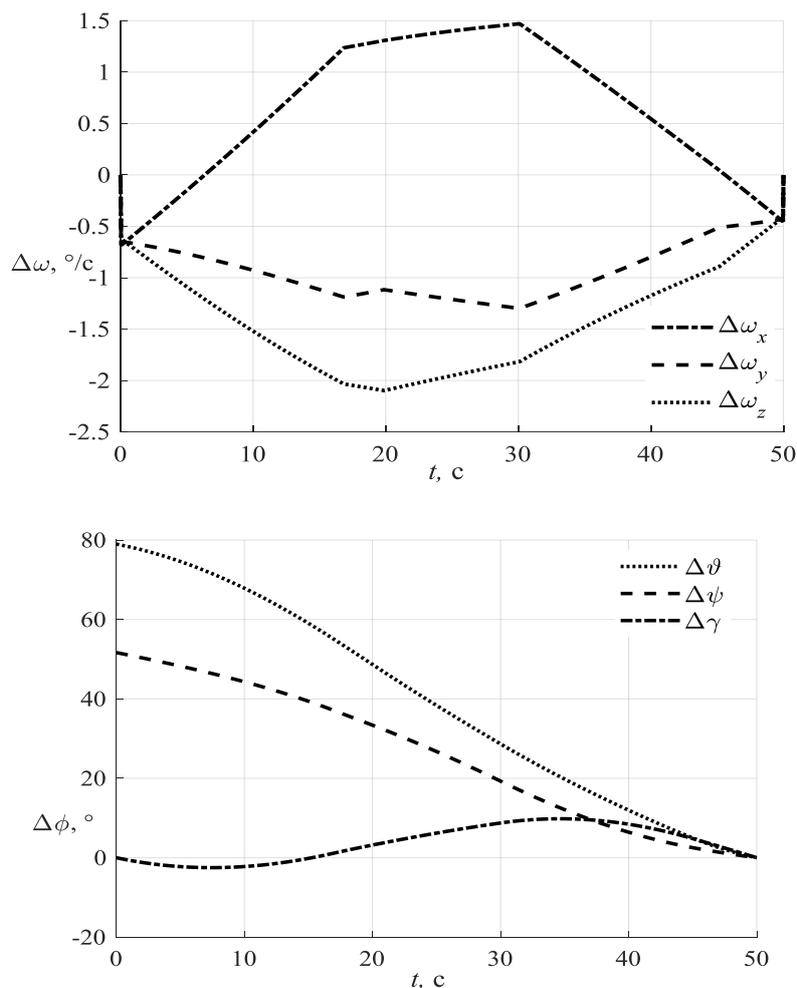


Рис. 4. Временные зависимости изменения ошибок по углам и угловым скоростям КР в процессе ПП

Полученные в результате моделирования графики показывают, что ПП совершен с заданными требованиями по точности пространственной ориентации, максимальная величина модуля вектора угловой скорости КР не превышает допустимого значения.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проектирование систем ориентации КА осуществляется в соответствии с принципом целеполагания. Как правило, современные КА имеют определенный круг задач, решение которых подразумевает совершение программных поворотов. Имея значения предельных углов требуемой ориентации, максимально возможные допустимые продолжительности переориентации и ограничения на угловую скорость КА, возникает необходимость выбора измерительных устройств и ИО.

Разработанная методика позволяет при наличии вышеуказанных ограничений выбрать УРД, характеристики которых позволят обеспечить совершение ПП КР, в тензоре инерции которого имеются ненулевые центробежные моменты инерции. Участок углового движения с выключенными УРД позволит минимизировать расход рабочего тела.

### Список используемых источников

1. Обоснование геометрических параметров звеньев манипулятора космического робота / А. А. Ардашов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 130–137.
2. Белоножко П. В. Космическая робототехника для монтажа и сервиса. Потенциальные задачи, концепции перспективных систем // Воздушно-космическая сфера. – 2019. – № 2 (99). – С. 84–97.
3. 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.
4. Ракетно-космическая техника. Двигательные установки. – URL: <http://engineering-science.ru/file/out/811153> (дата обращения: 10.01.2023).
5. Никитин А. В. Анализ вариантов двигательных установок для использования в составе системы управления малого космического аппарата // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиа-космической отрасли : мат. XII Всерос. науч. конф., посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова. – Омский гос. техн. ун-т, 2018. – С. 68–74.
6. Ракетные двигатели : [сайт]. – URL: [http://www.rocket-propulsion.info/resources/articles/LTREs\\_all.pdf](http://www.rocket-propulsion.info/resources/articles/LTREs_all.pdf) (дата обращения: 12.01.2023).

А. В. Астапович,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
А. С. Зуев;  
Д. А. Куничкин;  
А. В. Прокофьев,  
*кандидат технических наук, доцент*

## **МЕТОДИКА ПРОВЕРКИ ТОЧНОСТИ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ПЛОСКИХ ПРЯМОУГОЛЬНЫХ КООРДИНАТ ТОЧЕК МЕСТНОСТИ ИЗ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ 1942 ГОДА В СИСТЕМУ КООРДИНАТ ПАРАМЕТРОВ ЗЕМЛИ 90.11**

В статье описан алгоритм, целью которого является проверка точности цифровых моделей поправок для преобразования плоских прямоугольных координат пунктов Государственной геодезической сети (ГГС) из одной системы координат в другую.

Ключевые слова: оценка точности, преобразование координат, координаты пунктов ГГС, плоские прямоугольные координаты.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Использование глобальных спутниковых навигационных систем GPS/ГЛОНАСС для решения задач геодезии требует наличия математических связей между используемыми системами координат. Поскольку любая система координат устанавливается по результатам измерений и закрепляется на местности пунктами соответствующих геодезических сетей с координатами в принятой системе отсчета, то, вследствие влияния неизбежных и количественно не определенных погрешностей измерений, связь между различными системами координат может быть определена лишь приближенно. Поэтому для координатных преобразований важно иметь такую процедуру трансформирования координат, при которой погрешности преобразований не оказывали бы существенного влияния на пространственное положение точек местности в требуемой системе отсчета.

Согласно ГОСТ 32453-2017 [1] для трансформирования координат определяемых точек с помощью глобальных навигационных спутниковых систем применяется метод ортогональных преобразований. Для системы координат 1942 года (СК-42) по результатам многосуточных спутниковых наблюдений на пунктах фундаментальной астрономо-геодезической сети (ФАГС), распределенных по территории Российской Федерации, определены глобальные параметры для ортогонального преобразования координат. Средняя квадратическая погрешность преобразований координат с использованием глобальных параметров для СК-42 и местных систем координат (МСК), основанных на СК-42, составляет 4–5 м [2], что не удовлетворяет современным требованиям к геодезическому обеспечению хозяйственно-экономической деятельности и обороны страны.

Точность ортогонального преобразования координат обусловлена погрешностями взаимного положения любой пары пунктов в геодезических сетях, закрепляющих используемые системы координат. При ортогональном трансформировании на преобразованные координаты переносятся внутренние неортогональные деформации исходной системы координат, которые вызывают невязки на пунктах с известными координатами в двух системах отсчета. Повышение точности трансформирования может быть достигнуто путем распределения в координатном пространстве невязок на совмещенных пунктах. Для этого создаются цифро-

вые модели поправок, которые компенсируют неортогональные деформации используемых систем координат.

Оценка точности преобразования координат точек местности с использованием создаваемых цифровых моделей поправок для решения задач обороны страны является важной и актуальной задачей. В данной статье рассматриваются вопросы оценки точности цифровых моделей поправок для преобразования плоских координат точек местности в локальных районах из системы координат СК-42 в ПЗ-90.11.

### ОБОСНОВАНИЕ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ЦИФРОВЫХ МОДЕЛЕЙ ПОПРАВКИ ДЛЯ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ КООРДИНАТ

Пусть имеется цифровая модель поправок для преобразования координат точек местности из СК-42 в ПЗ-90.11, которая представляет собой поле разностей плоских координат ограниченного множества одних и тех же геодезических пунктов.

Алгоритм преобразования плоских прямоугольных координат пунктов ГГС из СК-42 в ПЗ-90.11 с использованием цифровой модели поправок представлен равенством

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{\text{ПЗ-90.11}} = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{\text{СК-42}} + \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где  $\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}$  – поправки для перехода от СК-42 к ПЗ-90.11.

Достоверную оценку точности трансформирования с использованием цифровой модели поправок можно получить только на основе выборочных значений истинных ошибок преобразованных координат, для получения которых на пунктах ГГС, не являющихся узлами регулярной сетки, выполняются спутниковые определения координат в системе ПЗ-90.11.

При сравнении непосредственных спутниковых определений местоположения в системе ПЗ-90.11 и результатов преобразований координат пунктов ГГС из СК-42 будем иметь разности значений координат  $\begin{bmatrix} d_x \\ d_y \end{bmatrix}_i$ , которые обусловлены как погрешностями контрольных

спутниковых определений, так и ошибками поправок

$$\begin{bmatrix} d_x \\ d_y \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{i_{\text{СК}}} + \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}_i - \begin{bmatrix} x_{\text{из}} \\ y_{\text{из}} \end{bmatrix}_{i_{\text{ПЗ}}} = \begin{bmatrix} \theta_{\Delta x} + \theta_{x_{\text{из}}} \\ \theta_{\Delta y} + \theta_{y_{\text{из}}} \end{bmatrix}_i. \quad (2)$$

В данном выражении введены обозначения:

$\begin{bmatrix} x_{\text{из}} \\ y_{\text{из}} \end{bmatrix}_{i_{\text{ПЗ}}}$  – координаты пункта ГГС из спутниковых определений;

$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{i_{\text{СК}}}$  – координаты пункта ГГС в СК-42;

$\begin{bmatrix} \theta_{x_{\text{из}}} \\ \theta_{y_{\text{из}}} \end{bmatrix}_i$  – ошибки координат из спутниковых определений;

$\begin{bmatrix} \theta_{\Delta x} \\ \theta_{\Delta y} \end{bmatrix}_i$  – ошибки поправок.

Для оценки точности предлагаемого алгоритма преобразования координат необходимо на основе спутниковых определений получить представительную выборку разностей координат и вычислить средние квадратические значения разностей:

$$m_{\Delta d_x} = \sqrt{\frac{[\varepsilon_x^2]}{n-1}}, \quad m_{\Delta d_y} = \sqrt{\frac{[\varepsilon_y^2]}{n-1}}, \quad (3)$$

где  $n$  – число контрольных спутниковых определений координат пунктов ГГС;

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x_i} \\ \varepsilon_{y_i} \end{bmatrix} & - \text{случайные ошибки в разностях, } \begin{bmatrix} \varepsilon_{x_i} \\ \varepsilon_{y_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{x_i} - \delta_x \\ d_{y_i} - \delta_y \end{bmatrix}; \\ \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} & - \text{остаточные систематические ошибки разностей, обусловленные системати-} \\ & \text{ческими ошибками поправок } \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}_i, \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sum_{i=1}^n d_{x_i}}{n} \\ \frac{\sum_{i=1}^n d_{y_i}}{n} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Поскольку  $m_{\Delta d_x}$ ,  $m_{\Delta d_y}$  характеризуют случайные составляющие в разностях  $\begin{bmatrix} d_x \\ d_y \end{bmatrix}$ , то будет справедливо:

$$\begin{aligned} m_{d_x}^2 &= m_{\Delta d_x}^2 + \delta_x^2 = m_{x_{из.}}^2 + m_{\Delta x}^2, \\ m_{d_y}^2 &= m_{\Delta d_y}^2 + \delta_y^2 = m_{y_{из.}}^2 + m_{\Delta y}^2. \end{aligned} \quad (4)$$

Отсюда следует:

$$\begin{aligned} m_{\Delta x}^2 &= m_{\Delta d_x}^2 - m_{x_{из.}}^2 + \delta_x^2, \\ m_{\Delta y}^2 &= m_{\Delta d_y}^2 - m_{y_{из.}}^2 + \delta_y^2. \end{aligned} \quad (5)$$

Таким образом, для оценки точности цифровых моделей поправок требуется выполнить:

- а) контрольные спутниковые определения на пунктах ГГС с получением в ПЗ-90.11 координат  $x_{из.}$ ,  $y_{из.}$  и средних квадратических ошибок спутниковых определений:  $m_{x_{из.}}$ ,  $m_{y_{из.}}$ ;
- б) вычисление разностей координат

$$\begin{bmatrix} d_x \\ d_y \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{i_{СК}} + \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}_i - \begin{bmatrix} x_{из.} \\ y_{из.} \end{bmatrix}_{i_{ПЗ}} \quad (6)$$

и систематических ошибок поправок

$$\begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sum_{i=1}^n d_{x_i}}{n} \\ \frac{\sum_{i=1}^n d_{y_i}}{n} \end{bmatrix}; \quad (7)$$

- в) оценку случайной составляющей в разностях координат:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{x_i} \\ \varepsilon_{y_i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{x_i} - \delta_x \\ d_{y_i} - \delta_y \end{bmatrix}; \quad (8)$$

$$m_{\Delta d_x} = \sqrt{\frac{[\varepsilon_x^2]}{n-1}}, \quad m_{\Delta d_y} = \sqrt{\frac{[\varepsilon_y^2]}{n-1}}; \quad (9)$$

- г) вычисление средних квадратических ошибок цифровой модели поправок:

$$\begin{aligned} m_{\Delta x} &= \sqrt{m_{\Delta d_x}^2 - m_{x_{из.}}^2 + \delta_x^2}; \\ m_{\Delta y} &= \sqrt{m_{\Delta d_y}^2 - m_{y_{из.}}^2 + \delta_y^2}. \end{aligned} \quad (10)$$

Количество контрольных пунктов для оценки точности цифровой модели поправок должно обеспечивать надежные значения средних квадратических погрешностей преобразования координат.

Для обоснования числа контрольных пунктов воспользуемся формулой для оценки влияния числа измерений на погрешность приближенного значения средней квадратической ошибки

$$m_{\tilde{m}} \approx \frac{m}{\sqrt{2n}}. \quad (11)$$

Согласно известному в метрологии критерию ничтожных погрешностей примем

$$m - \tilde{m} < \varepsilon m = m_{\tilde{m}}.$$

где  $\varepsilon$  – малая, конкретно назначаемая величина (степень риска), обычно она составляет

$$\varepsilon = 0,05 \div 0,2.$$

Тогда

$$m_{\bar{m}} = \varepsilon m \approx \frac{m}{\sqrt{2n}} \Rightarrow \varepsilon \approx \frac{1}{\sqrt{2n}}.$$

Отсюда находим

$$n = \frac{1}{2\varepsilon^2}. \quad (12)$$

Для  $\varepsilon < 0,15$  будем иметь

$$n = \frac{1}{2\varepsilon^2} > 20.$$

Таким образом, для надежной оценки точности цифровой модели поправок число контрольных определений координат пунктов ГГС должно быть не менее 20.

При принятии решения о совмещении пунктов необходимо руководствоваться следующими требованиями.

1. Совмещенные пункты должны принадлежать одному и тому же каталогу и должны располагаться равномерно по всей территории номенклатурной трапеции масштаба 1:200 000.

2. При выборе совмещенных пунктов приоритет имеют пункты триангуляции 1-го и 2-го классов.

3. Доступность геодезического пункта (наличие удобного подъезда или короткого времени пешего подхода к пункту).

4. Сохранность центров.

5. Отсутствие наружного знака (сигнала или пирамиды) над пунктом будет приоритетом, но не обязательным условием.

6. Хорошие условия для выполнения спутниковых определений на пункте.

Таким образом, с целью тестирования цифровой модели поправок для преобразования плоских координат из СК-42 в ПЗ-90.11 необходимо иметь около 20 совмещенных пунктов, равномерно расположенных на площади около 10 000 км<sup>2</sup>. Расстояния между пунктами в этом случае будут составлять порядка 20–30 км, что соответствует требованиям к плотности пунктов СГС-1.

## ВЫВОД

Предлагаемая методика позволяет по ограниченному числу измерений на контрольных пунктах ГГС надежно оценивать в виде систематической и случайной составляющих точность цифровых моделей поправок на листы карт масштаба 1:200 000 для перехода от плоских прямоугольных координат СК-42 к плоским прямоугольным координатам ПЗ-90.11.

## Список используемых источников

1. ГОСТ 32453-2017. Глобальная навигационная спутниковая система. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. – М. : Стандартинформ, 2017. – 19 с.

2. Параметры земли 1990 года (ПЗ-90.11) : специализированный справочник. – М. : ВТУ ГШ РФ, 2020. – С. 64

3. ГОСТ Р 55024-2012. Сети геодезические. Классификация, общие технические требования. – М. : Стандартинформ, 2017. – 12 с.

4. ГКИНП (ГНТА)-01-006-03. Основные положения о государственной геодезической сети РФ : утв. приказом Федеральной службы геодезии и картографии России от 17 июня 2003 г. № 101-пр. – URL: <https://meganorm.ru> (дата обращения: 19.04.2022).

5. ГКИНП (ОНТА)-01-271-03. Руководство по созданию и реконструкции городских геодезических сетей с использованием спутниковых систем ГЛОНАСС-GPS. – URL: <http://government.ru/docs/all/110379> (дата обращения: 19.04.2022).

6. ГОСТ Р 57374-2016. Глобальная навигационная спутниковая система. Методы и технологии выполнения геодезических работ. Пункты ФАГС. Технические условия. – URL: <https://docs.cntd.ru/document> (дата обращения: 19.04.2022).

7. О порядке получения, использования и предоставления геопространственной информации : Постановление Правительства Российской Федерации от 28 мая 2007 г. № 326. – URL: <http://government.ru/docs/all/110379> (дата обращения: 19.04.2022).

8. Об утверждении перечня измерений, относящихся к сфере государственного регулирования обеспечения единства измерений, выполняемых при осуществлении геодезической и картографической деятельности, и обязательных метрологических требований к ним, в том числе показателей точности измерений : приказ Минэкономразвития России от 23.07.2013 № 412. – URL: <https://normativ.kontur.ru/document?moduleId=1&documentId=220698&ysclid=lgkxau2x10793712779> (дата обращения: 19.04.2023).

В. А. Овчаров,  
доктор технических наук;  
А. С. Подшибякин;  
А. В. Харжевская,  
кандидат технических наук;  
А. Ф. Шинкаренко,  
кандидат технических наук

## ТЕХНОЛОГИЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ВРЕДНОСНЫХ ПАКЕТОВ В ЗАДАЧАХ АУДИТА УЯЗВИМОСТЕЙ ПРИКЛАДНЫХ ПРОГРАММНЫХ РЕШЕНИЙ

В статье представлены результаты исследований нового класса атак на цепочку поставок (*supply chain attack*). Обоснован новый подход к обнаружению уязвимостей, в том числе нулевого дня, программных пакетов в процессе использования технологий *DevOps* при разработке прикладного программного обеспечения (ПО) до того, как они будут помечены инструментами анализа состава ПО (*Software Composition Analysis, SCA*). Приведен пример обнаружения вредоносного поведения *python*-пакета с использованием методов статического и динамического анализа сторонних зависимостей перед процессом сборки в конвейерах *CI/CD*. Предложена новая технология анализа и идентификации вредоносных программных пакетов, а также выработаны методические рекомендации по снижению рисков эксплуатации уязвимостей в прикладном ПО.

Ключевые слова: программное обеспечение, атаки на цепочку поставок, конвейер *CI/CD*, технологии *DevOps*, уязвимости ПО, дефекты сред разработки и языков программирования, вредоносный пакет, уязвимость.

### ВВЕДЕНИЕ

Атаки на цепочки поставок представляют собой новый класс угроз, нацеленных на разработчиков и поставщиков системного и прикладного программного обеспечения (ПО) на всех этапах его жизненного цикла (ЖЦ). Целью данных атак является получение потенциальным нарушителем удаленного доступа к исходным кодам, процессам сборки или механизмам обновления путем заражения официальных приложений для распространения вредоносного ПО (ВПО).

Исходя из проанализированной за последнее десятилетие фактографии атак данного класса, конечными объектами для нарушителей выступают компании-поставщики ПО. Цель нарушителей – это получение удаленного доступа к информационной инфраструктуре стратегических партнеров, клиентов, включая организации, поддерживающие функционирование систем и объектов критической информационной инфраструктуры (КИИ) государства.

Обеспечение информационной безопасности (ИБ) цепочки поставок с открытым исходным кодом – сложная задача, которая выходит за рамки аудита ИБ или контроля установки обновлений для последних опубликованных бюллетеней уязвимостей. Безопасность цепочки поставок заключается в целостности всей системы разработки и доставки ПО на протяжении всего ЖЦ – от первых коммитов кода до прохождения ими через конвейер *CI/CD*, до фактической доставки прикладного ПО конечным потребителям.

### АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ АТАК НА ЦЕПОЧКУ ПОСТАВОК ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Система управления ИБ организации проектируется таким образом, чтобы гарантированно не допускать реализации потенциальным нарушителем атак на внутреннюю инфраструктуру

туру. Однако атаки на цепочки поставок или атаки с эксплуатацией доверия к сторонней организации (*supply-chain attacks*) – достаточно эффективный способ доставки и распространения ВПО. Атаки на цепочки поставок осуществляются на сторонние компании, которые, как правило, принимают недостаточные внутренние меры по обеспечению ИБ. Как только протоколы безопасности одного из участников цепочки перестают обеспечивать необходимый уровень защиты от недеklarированных возможностей (НДВ), соответствующие уязвимости начинают представлять угрозу ИБ инфраструктуры целевой организации.

Таким образом, атаки на цепочку поставок ПО могут осуществляться на этапах разработки, распространения, эксплуатации и модернизации ПО. В табл. 1 представлена фактография различных типов атак на цепочку поставок за последнее десятилетие.

Таблица 1

## Основные типы атак на цепочки поставок ПО за последнее десятилетие

Этап ЖЦ ПО	Стадия атаки/тип атаки	Вендор	Описание инцидента (год)
Разработка ПО	Компиляция исходного кода	<i>Xcode</i>	В приложения, скомпилированные с помощью вредоносной <i>Xcode</i> IDE, внедрен вредоносный код, в результате ряд приложений в <i>AppStore</i> распространяли ВПО (2015)
		<i>Xshell, CCleaner</i>	К исходному коду приложения добавлен вредоносный код удаленного управления, в результате официальное ПО распространяло бэкдор (2017)
		Asus	Распространение бэкдоров через предустановленный на устройства <i>Asus</i> инструмент автоматического обновления <i>ASUS Live Update</i>
		<i>Solar Winds</i>	НСД во внутреннюю сеть, загрузка на платформу <i>Orion</i> вредоносного обновления; клиенты <i>SolarWinds</i> после установки обеспечили доступ нарушителей к инфраструктуре (2020)
	Внедрение бэкдоров	<i>Juniper Networks</i>	В сетевом оборудовании обнаружен бэкдор, позволяющий через SSH/Telnet получить удаленный доступ к устройству с правами администратора и расшифровать VPN-трафик (2015)
		HP	Установка аудиодрайвера, выполняющего функции кейлоггера и провоцирующего утечку вводимой пользователем информации (2017)
		<i>Google Chrome</i>	Различные плагины браузера <i>Chrome</i> взломаны через бэкдоры, осуществляя кражу паролей пользователей браузера (2017)
Распространение ПО	Загрузка ПО	<i>Octopus Scanner</i>	Распространение ВПО <i>Octopus Scanner</i> через вредоносные Java-проекты, размещенные на <i>Github</i> (2020)
		VGCA	Распространение ВПО через государственный центр сертификации <i>Vietnam Government Certification Authority</i> (операция <i>SignSight</i> ) (2020)
	Подмена HTTP-/DNS-трафика	<i>Firefox</i>	Маскировка шпионского ПО <i>FinFisher</i> под веб-браузер (2013)
	Атака подмены пакетов ( <i>typosquatting</i> )	<i>Python</i>	Имена пакетов библиотеки <i>Python/Nodejs</i> в официальном репозитории были сфальсифицированы ( <i>urllib</i> вместо <i>urlib</i> и т. д.), которые содержали тот же код, что и оригинальные, кроме измененных скриптов установки (2017)

Окончание табл. 1

Этап ЖЦ ПО	Стадия атаки/тип атаки	Вендор	Описание инцидента (год)
		<i>Ruby</i>	Платформы репозиториев PyPI/NPM/RubyGems стали эффективными векторами атак для распространения ВПО: нарушители загрузили вредоносные пакеты на внутрикорпоративные серверы компаний (2021)
	Взлом логистической цепочки, переупаковка оборудования с внедрением НДВ	<i>Cisco</i>	АНБ использовало перехват логистической цепочки для установки бэкдоров на оборудование <i>Cisco</i> (2015)
Эксплуатация ПО	Подмена обновления ПО, перехват DNS/HTTP-трафика	<i>M.E.Doc</i>	Сервер обновления официального сайта ПО <i>M.E.Doc</i> был атакован и заражен ВПО, компьютеры пользователей при обновлении <i>M.E.Doc</i> были заражены ВПО <i>NotPetya</i> (2017)
	Атаки на элементы облачной инфраструктуры	<i>Volusion/Google Cloud</i>	НСД к инфраструктуре платформы электронной коммерции <i>Volusion</i> , внедрение вредоносного кода для кражи данных банковских карт из онлайн-форм (2019)

Несанкционированные модификации пакетов ПО оказались распространенным и надежным вектором атак, затрагивающим всех потребителей ПО. Цепочка разработки, поставки и развертывания ПО довольно сложна и сопряжена с многочисленными угрозами (табл. 1) на каждом ее этапе: «разработка – сборка – публикация» (рис. 1). Несмотря на то, что существуют точечные ИБ-решения для конкретных уязвимостей [1], в настоящее время не существует всеобъемлющей сквозной структуры, которая одновременно определяла бы, как смягчать угрозы в цепочке поставок ПО и обеспечивала бы требуемый уровень ИБ.

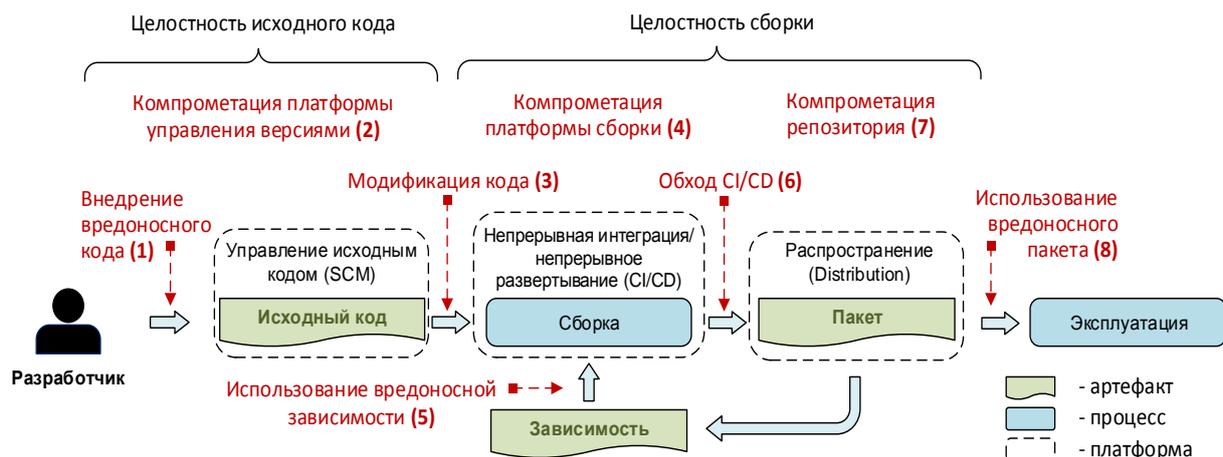


Рис. 1. Схема цепочки поставок ПО с примерами атак

На приведенном выше рисунке первым узлом графа является исходный код – начало цепочки поставок [например, *Git commit* (исходный код), размещенный на платформе *GitHub*]. Следующий шаг: сборка – процесс, преобразующий набор входных артефактов в набор выходных. Входные данные могут быть источниками, зависимостями или эфемерными выходными данными сборки [например, *.travis.yml* (процесс), управляемый платформой *Travis CI*].

Под артефактом понимается неизменная элементарная часть данных (например, файл, git-фиксации, каталог определенным образом сериализованных файлов, образ контейнера, образ прошивки). Следующим узлом графа является пакет – артефакт, опубликованный для дальнейшего использования при разработке ПО [например, образ (пакет) *Docker*, распространяемый на платформе *DockerHub*]. В представленной графовой модели пакет – это всегда результат процесса сборки. Зависимость – артефакт, который является входными данными для процесса сборки, но не является исходными данными (например, пакет *Alpine*, распространяемый на платформе *Alpine Linux*). В представленной модели – это всегда пакет. В табл. 2 сопоставлены наиболее распространенные классы угроз для соответствующих инцидентов ИБ в цепочках поставок ПО.

Таблица 2

## Основные угрозы цепочке поставок ПО

№ п/п	Угроза	Пример инцидента ИБ
1	Загрузка вредоносного кода в исходный репозиторий	<i>Linux</i> (2020–2021): нарушитель намеренно внес уязвимости в ядро <i>Linux</i> через патчи в списке рассылки
2	Компрометация платформы управления версиями	<i>RHP</i> (2021): нарушитель скомпрометировал git-сервер <i>RHP</i> и внедрил две вредоносные фиксации
3	Сборка кода, не соответствующего системе управления версиями	<i>Webmin</i> (2018–2019): нарушитель изменил инфраструктуру сборки, чтобы использовать исходные файлы, не соответствующие системе контроля версий
4	Компрометация платформы сборки	<i>SolarWinds</i> (2020–2021): используя вредоносное обновление, нарушитель скомпрометировал платформу сборки для централизованного мониторинга и управления
5	Использование вредоносной зависимости (например, А-Н, рекурсивно)	Поток событий (2018): нарушитель добавил зависимость и обновил ее, добавив вредоносное поведение. Обновление не соответствовало коду, размещенному на <i>GitHub</i>
6	Загрузка артефакта, созданного не системой CI / CD	<i>CodeCov</i> (2021): нарушитель использовал перехваченные учетные данные для загрузки вредоносного артефакта в корзину <i>GCS</i>
7	Компрометация репозитория	Атаки на зеркала пакетов (2018): исследователь запускал зеркала для нескольких популярных репозиториях пакетов, которые могли использоваться для их обслуживания
8	Использование вредоносного пакета	<i>Browserify typosquatting</i> (2021): нарушитель загрузил вредоносный пакет с именем, аналогичным исходному

Анализ атак на цепочку поставок [2–4] также показал, что основная часть атак была нацелена на разные типы системного и прикладного ПО, включая текстовые и видеоредакторы, видеоплееры, файловые менеджеры и т. д. Кроме того, большую долю занимают атаки на репозитории ПО, так как прикладное ПО многих организаций построено на использовании открытого исходного кода (рис. 2).

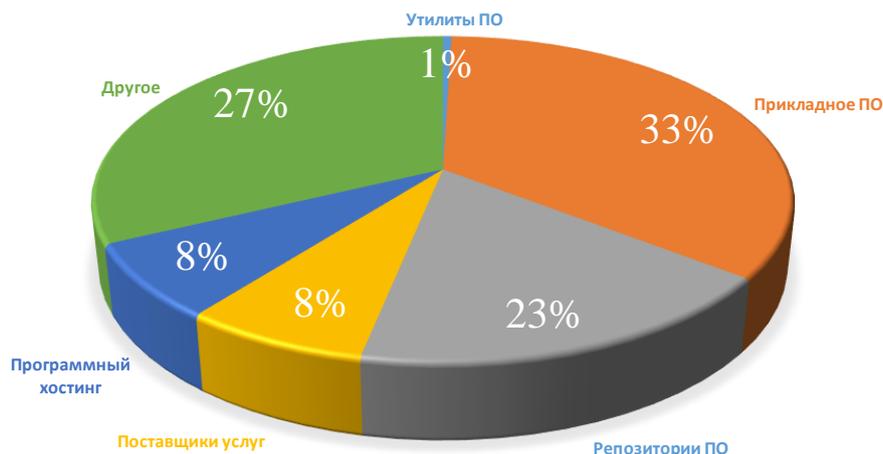


Рис. 2. Основные цели атак на цепочку поставок ПО

Таким образом, проведенный анализ позволил выделить следующие наиболее распространенные в настоящее время типы атак на цепочку поставок ПО:

- эксплуатация уязвимостей нулевого дня в цепочке поставок ПО;
- эксплуатация дефектов сред разработки и языков программирования;
- разработка и доставка ВПО.

## АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИИ УЯЗВИМОСТЕЙ НУЛЕВОГО ДНЯ В ЦЕПОЧКЕ ПОСТАВОК ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Атаки на цепочку поставок имеют широкий спектр воздействия, включая атаки на код и данные прикладного ПО. По мере развития технологий *DevOps* активно внедряется практика непрерывной интеграции и непрерывного развертывания (*Continuous Integration, Continuous Delivery, CI/CD*) при разработке программных решений, при которой прикладное ПО развивается автоматически как локально, так и через SaaS. На сегодняшний день основная часть усилий направлена на обеспечение ИБ систем, в которых функционирует прикладное ПО, однако аспекты безопасности сборки учитываются не полностью – данная ответственность лежит на поставщике услуг. При сборке ПО используются инструменты ИБ (*Clarity, FOSSA, SourceClear, Nexus IQ, Patton* и др.), которые выполняют только первичный анализ состава ПО или проверку зависимостей для обнаружения устаревших пакетов, пакетов с известными уязвимостями и т. д. (OWASP: A9-использование компонентов с известными уязвимостями).

В случае успешной установки вредоносного компонента во время сборки ПО в конвейерах CI/CD возможны кража кода и любых жестко закодированных конфиденциальных данных, установка (эксплуатируемого после развертывания) бэкдора, НСД к ресурсам ЦП, ОЗУ для выполнения сложных вычислительных операций, боковое перемещение (*lateral movement*) в сети и повышение привилегий с помощью собранных данных, кража переменных среды (окружения), в которых, как правило, хранятся секретные ключи API или другая информация, кража конфиденциальных файлов, учетных данных, сертификатов и т. д.

В работе для обнаружения вредоносных пакетов с помощью методов статического и динамического анализа разработан экспериментальный вредоносный пакет *Python (poc-rogue)*, реализующий кражу переменных среды и отправку этих данных на сервер при попытке его установки. В качестве инструмента статического анализа для обнаружения вредоносных пакетов *Python* использован инструмент *Semgrep*. На рис. 3 приведен пример правил *Semgrep* для обнаружения доступа к переменным среды.



```
strace -s 2000 -fqqe trace=openat,execve,connect --seccomp-bpf <cmd>.
```

В этом выражении введены следующие обозначения: *-s 2000* – назначить максимальный размер выводимой строки 2000 символов; *-f* – отслеживать системные вызовы в дочерних процессах; *qq* – не выводить сообщения о подключении, отсоединении и статусе выхода из процесса; *e* – позволяет отфильтровать только нужные системные вызовы или события; *trace* – отслеживать только системные вызовы *openat*, *execve*, *connect*; *openat ()* – семейство системных вызовов для открытия файла из API *Python*; *execve ()* – семейство системных вызовов для выполнения команд; *connect ()* – семейство системных вызовов для определения исходящих сетевых подключений; *--seccomp-bpf* – семейство системных вызовов для определения исходящих сетевых подключений.

Для выполнения динамического анализа пакета *roc-rogue* разработан скрипт *dynamic\_analysis.py*, инициализируемый до фактического использования пакета (рис. 5).

```

Analyzing: -e git://github.com/ajinabraham/roc-rogue.git#egg=Rogue
rogue tried to access environment variables by executing , ["env"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["env"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["env"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["env"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["env"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["env"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["sh", "-c", "set"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["sh", "-c", "set"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["sh", "-c", "set"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["sh", "-c", "set"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["sh", "-c", "set"] command during installation.
rogue tried to access environment variables by executing , ["sh", "-c", "set"] command during installation.
rogue tried to access sensitive environment location [/home/ajin/.profile] during installation.
rogue tried to access sensitive environment location [/etc/environment] during installation.
rogue tried to access sensitive environment location [/etc/profile] during installation.
rogue tried to access sensitive environment location [/home/ajin/.bashrc] during installation.
rogue tried to connect to [127.0.0.1:1337] during installation.

```

Рис. 5. Результаты динамического анализа вредоносного пакета

Из рис. 5 видно, что пакет *roc-rogue* во время установки выполнял нелегитимные операции, которые были обнаружены инструментом *strace*. Проанализировав возможности эксплуатации уязвимостей нулевого дня в цепочке поставок ПО, можно сформулировать следующие методические рекомендации:

1. Периодическое плановое сканирование пакетов ПО с использованием инструментов статического анализа (SAST) при использовании API.
2. Объединение инструментария динамического анализа (DAST) с SAST.
3. Использование технологий анализа состава ПО (SCA) с SAST.

## АНАЛИЗ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДЕФЕКТОВ СРЕД РАЗРАБОТКИ И ЯЗЫКОВ ПРОГРАММИРОВАНИЯ

Отчеты ведущих мировых компаний (*Symantec*, *Check Point Software*, *Veracode* и др.) в сфере ИБ отмечают, что большинство разрабатываемых и поставляемых заказчикам приложений уязвимы. За последние несколько лет проблемы, связанные с утечкой информации, CRLF-инъекциями, криптографией и качеством кода являются наиболее распространенными типами уязвимостей в прикладном ПО, а CRLF- и SQL-инъекции входят в список OWASP-10 наиболее опасных векторов атак на веб-приложения.

Проведенный анализ (рис. 6) показал, что 59% разработанных на C++ приложений и 53% приложений, разработанных на PHP, имеют наиболее критичные типы уязвимостей, в то время как приложения, разработанные на *JavaScript* и *Python* имеют 9 и 10% критичных типов уязвимостей соответственно.

.Net	C++	Java	JavaScript	PHP	Python
Утечка информации (CWE-200, 209) 62,8 %	Обработка ошибок (CWE-544) 66,5%	CRLF-Иньекция (CWE-93, 113) 64,4%	Межсайтовый скриптинг (XSS) (CWE-79) 31,5%	Межсайтовый скриптинг (XSS) (CWE-79) 74,6%	Криптографические проблемы (CWE-310) 35,0%
Качество кода (CWE-398, 561) 53,6 %	Ошибки управления буфером (CWE-119) 46,8%	Качество кода (CWE-398, 561) 54,3 %	Ошибки управления учетными данными (CWE-255) 29,6%	Криптографические проблемы (CWE-310) 71,6%	Межсайтовый скриптинг (XSS) (CWE-79) 22,2%
Недостаточная проверка входных данных (CWE-20) 48,8%	Числовые ошибки (CWE-189) 45,8%	Утечка информации (CWE-200, 209) 51,9 %	CRLF-Иньекция (CWE-93, 113) 28,4%	Обход пути (CWE-22, 23) 64,6%	Обход пути (CWE-22, 23) 20,6%
Криптографические проблемы (CWE-310) 45,9%	Обход пути (CWE-22, 23) 41,9%	Криптографические проблемы (CWE-310) 43,3%	Недостаточная проверка входных данных (CWE-20) 25,7%	Утечка информации (CWE-200, 209) 63,3 %	CRLF-Иньекция (CWE-93, 113) 16,4%
Обход пути (CWE-22, 23) 35,4%	Криптографические проблемы (CWE-310) 40,2%	Обход пути (CWE-22, 23) 30,4%	Утечка информации (CWE-200, 209) 22,7 %	Неадекватная инициализация (CWE-454, 665) 61,7%	Недостаточная проверка входных данных (CWE-20) 8,3%
CRLF-Иньекция (CWE-93, 113) 25,3%	Качество кода (CWE-398, 561) 36,6 %	Ошибки управления учетными данными (CWE-255) 26,5%	Криптографические проблемы (CWE-310) 20,9%	Внедрение кода (CWE-94) 48,0%	Утечка информации (CWE-200, 209) 8,3%
Межсайтовый скриптинг (XSS) (CWE-79) 24,0%	Переполнение буфера (CWE-120, 121, 122) 35,3%	Межсайтовый скриптинг (XSS) (CWE-79) 25,2%	Ошибки аутентификации (CWE-287) 14,9%	Инкапсуляция (CWE-485, 1061) 48,0%	Конфигурация сервера (CWE-16, 602) 8,1 %
Ошибки управления учетными данными (CWE-255) 19,9%	Состояние гонки (CWE-365, 366) 30,2%	Недостаточная проверка входных данных (CWE-20) 25,2%	Обход пути (CWE-22, 23) 11,5%	Внедрение команд или аргументов (CWE-78, 88) 45,4%	Ошибки управления учетными данными (CWE-255) 7,2%
SQL-инъекции (CWE-89) 12,7%	Потенциальный бэкдор (CWE-489) 25, %	Инкапсуляция (CWE-485, 1061) 18,1%	Качество кода (CWE-398, 561) 7,6 %	Ошибки управления учетными данными (CWE-255) 44,3%	Использование потенциально опасной функции (CWE-242, 676) 6,9%
Инкапсуляция (CWE-485, 1061) 12,4%	Неадекватная инициализация (CWE-454, 665) 22,4%	Злоупотребление API (CWE-227) 16,2%	Ошибки авторизации (CWE-862, 1212) 4,0%	Качество кода (CWE-398, 561) 40,3 %	Ошибки авторизации (CWE-284, 285, 862, 863) 6,8%

Рис. 6. Соотношение частоты различных типов уязвимостей прикладного ПО в зависимости от языка программирования

Анализ состава ПО показал, что треть разрабатываемого прикладного ПО реализовано с использованием сторонних библиотек или библиотек с открытым исходным кодом. Применение открытого исходного кода при разработке прикладного ПО увеличивает вероятность атак нарушителя с использованием различных уязвимостей.

К наиболее часто используемым сторонний код языкам программирования относятся *JavaScript*, *Ruby* и *PHP*. Использование готовых *PHP*-библиотек увеличивает вероятность появления уязвимости более чем на 50%. Более 40% *PHP*-библиотек имеют уязвимости типа межсайтовый скриптинг (XSS), уязвимости аутентификации и контроля доступа при этом практически не учитываются. На более чем 20% библиотек с открытым исходным кодом имеются эксплойты, информация по функциональности и работоспособности которых (Proof-of-Concept, PoC) имеется в открытом доступе. Так, в открытых источниках на 27% некорректных *PHP*-библиотек, используемых в приложениях веб-серверов, опубликованы соответствующие коды эксплойтов.

Также выявлено, что прикладное ПО, написанное на рассматриваемых языках программирования, длительное время имеет незакрытые уязвимости с высокой оценкой критичности (CVSS 9.1-10.0). Ошибки, вызывающие данные уязвимости, входят в топ-25 опасных ошибок: межсайтовый скриптинг (CWE-79), запись за границами буфера (CWE-787, оценка 46.17), некорректная проверка входных данных (CWE-20, оценка 33.47), выполнение операций за пределами буфера памяти (CWE-119, оценка 23.73), внедрение SQL-кода (CWE-89, оценка 20.69), использование после освобождения (CWE-416, оценка 18.87), подделка межсайтовых запросов CSRF (CWE-352, оценка 17.29), целочисленное переполнение (CWE-190, оценка 15.81).

Однако, как показывают результаты анализа, основную долю уязвимостей (до 90%) можно исправить с помощью установки опубликованного обновления.

## ТЕХНОЛОГИЯ АНАЛИЗА И ИДЕНТИФИКАЦИИ ВРЕДНОСНЫХ ПРОГРАММНЫХ ПАКЕТОВ

Разработчики системного и прикладного ПО в настоящее время используют сложную, распределенную и взаимосвязанную экосистему безопасной разработки (*Secure Software Development Lifecycle, SSDLC*) и цепочки поставок высокотехнологичных программных решений (рис. 7). Современное ПО собирается с использованием сторонних компонентов, компонентов с открытым исходным кодом и интегрируется в критически важные проекты для обеспечения требуемой функциональности. У открытого исходного кода много преимуществ, однако остро стоит вопрос обеспечения безопасности такого ПО и своевременного выявления, исправления и публикаций его уязвимостей.

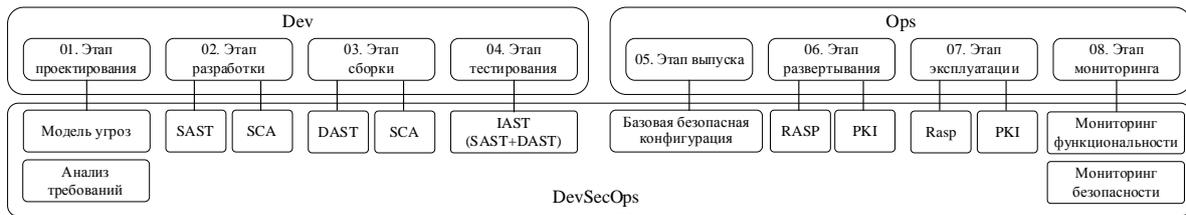


Рис. 7. Жизненный цикл (SSDLC) и соотношение этапов безопасной разработки ПО

Разработанная технология анализа и идентификации вредоносных программных пакетов (ВПП) включает статические (анализ ПО на основе шаблонов) и динамические (фаззинг, профилирование) методы (рис. 8).

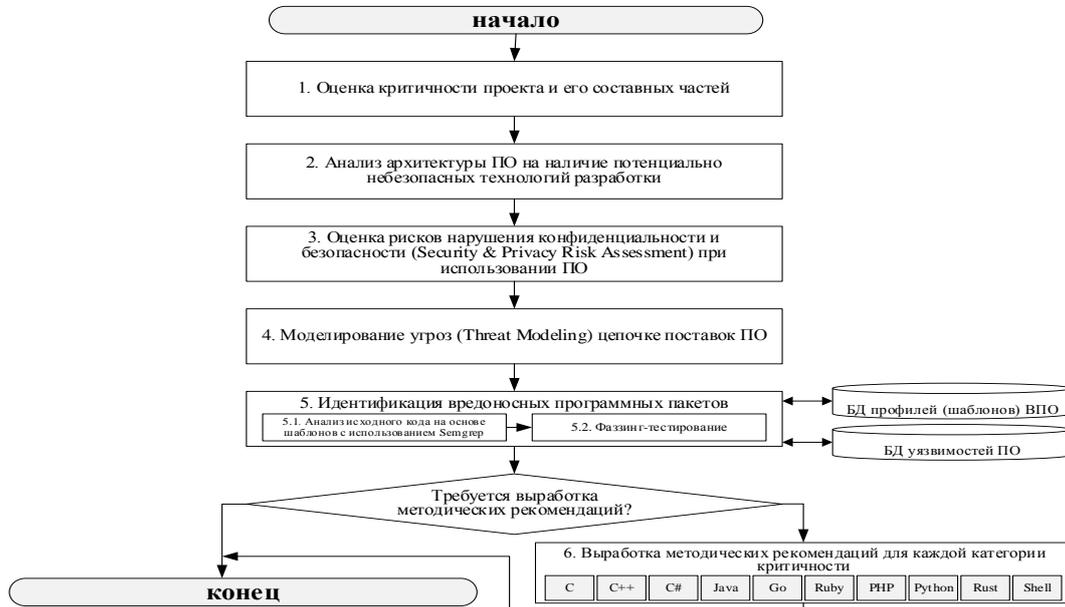


Рис. 8. Технология анализа и идентификации ВПП

Основными целями оценивания критичности проектов с открытым исходным кодом являются:

- определение оценки критичности каждого проекта и его составных частей;
- составление списка критически важных проектов, от которых зависит коллектив разработчиков ПО;

– использование полученных данных для упреждающего повышения уровня ИБ критически важных проектов.

Оценка критичности [5] проекта основана на вычислении показателя:

$$Kp_{project} = \frac{1}{\sum_i \alpha_i} \sum_i \alpha_i \frac{\log(1 + S_i)}{\log(1 + \max(S_i, T_i))}. \quad (1)$$

Данный показатель определяет влияние и важность проекта и представляет собой число от 0 (наименее критичное) до 1 (наиболее критичное). Для оценки критичности проекта с открытым исходным кодом используются параметры, приведенные в табл. 3.

Таблица 3

Параметры для оценки критичности проекта

Параметр (S <sub>i</sub> )	Описание	Вес (α <sub>i</sub> )	Макс. порог (T <sub>i</sub> )	Примечание
created_since	Время с момента создания проекта (в месяцах)	1	120	Старый проект с большой вероятностью более широко используется
updated_since	Время с момента последнего обновления проекта (в месяцах)	-1	120	Неподдерживаемые проекты без недавних коммитов будут меньше использоваться
Contributor_count	Количество участников проекта (с коммитами)	2	5000	Вовлечение в проект разных участников указывает на важность проекта
org_count	Количество организаций, к которым принадлежат участники	1	10	Указывает на межорганизационную зависимость
commit_frequency	Среднее количество коммитов в неделю за последний год	1	1000	Частые коммиты кода указывают на важность проекта и высокую подверженность уязвимостям
Recent_releases_count	Количество релизов за последний год	0,5	26	Частые выпуски указывают на потребность пользователя. Меньший вес, вследствие редкого использования
closed_issues_count	Количество вопросов, закрытых за последние 90 дней	0,5	5000	Указывает на высокую вовлеченность участников и сосредоточение внимания на решении проблем пользователей. Меньший вес, поскольку он зависит от участников проекта
updated_issues_count	Количество проблем, обновленных за последние 90 дней	0,5	5000	Указывает на высокую вовлеченность участников. Меньший вес, поскольку он зависит от участников проекта
comment_frequency	Среднее количество комментариев к проблеме за последние 90 дней	1	15	Указывает на высокую активность и потребность пользователя
dependents_count	Количество упоминаний проекта в сообщениях коммита	2	500000	Указывает на использование репозитория. Параметр работает на всех языках, которые не имеют графов зависимостей пакетов. Необходимо добавить деревья зависимостей пакетов

В настоящее время выделено 10 категорий критически важных проектов, разделенных в зависимости от языка программирования (C, C++, C#, Go, Java, PHP, Python, Ruby, Rust, Shell).

Моделирование угроз цепочке поставок в контексте SSDLC представляет собой процесс анализа архитектуры ПО на предмет наличия в ней потенциальных уязвимостей и небез-

опасных технологий. В целях повышения надежности и безопасности ПО предлагается внедрение процесса проверок ИБ на этапе проектирования архитектуры. На этом же этапе формируются требования со стороны специалистов по безопасности приложений. Проведенные исследования позволили обосновать подход к моделированию угроз ПО с открытым исходным кодом на основе MSDL в соответствии с работой [7], сочетающим приемлемый уровень автоматизации и наглядности.

Разработанная технология анализа и идентификации ВПП основана на использовании открытого решения для статического анализа (Semgrep) и открытых решений по созданию БД уязвимостей в ПО на основе фаззинг-тестирования, объединяя преимущества методов статического и динамического анализа, приведенные в табл. 4.

Таблица 4

#### Основные характеристики методов статического и динамического анализа

Характеристики	Анализ кода (статический анализ)	Фаззинг-тестирование (динамический анализ)
Встраивание в CI	Возможно	Возможно
Покрытие кода	≈100%	Зависит от тестовых данных и алгоритмов мутации
Ложные срабатывания	Высокая вероятность	Низкая вероятность
Пропуск ошибок	Зависит от базы знаний анализатора	Зависит от тестовых данных
Типы ошибок	Широкий спектр	Определенный спектр ошибок
Ручной анализ	Высокая доля	Отсутствует

Анализатор *Semgrep* имеет парсеры для языков *Python, JavaScript, Java, Golang, C, Ruby, Typescript, PHP*. Он преобразует исходный код и шаблон поиска в абстрактное синтаксическое дерево (АСД), а затем использует АСД шаблона поиска для сопоставления с АСД исходного кода [6]. Отличительной особенностью анализатора *Semgrep* является написание надежных и безопасных шаблонов с их облегченным применением. *Semgrep* позволяет работать с тремя абстракциями, которые, в свою очередь, позволяют шаблону соответствовать требованиям, представленным на рис. 9.

Эквивалентность	Многоточие (...)		Метапеременные: \$X	
	абстрагирование (игнорирование) необязательных операторов, выражений или аргументов функций		неизвестны поисковые выражения (например, вызовы функций, аргументы, присваивания и т. д.)	
	Шаблон	Код	Шаблон	Код
let x = 1; const x = 1; var x = 1;	foo(...,5).	foo(1,2,3,4,5) foo(5)	\$X = 42;	transaction_id = 42; x = 42;

Рис. 9. Требования к шаблону соответствия

Анализ ПО на основе шаблонов основан на понятии эквивалентности двух выводов для грамматик, с помощью которого задан синтаксис языка программирования, по соответствующим им (грамматикам) деревьям синтаксического анализа. Анализ потока данных основан на составлении и решении систем линейных уравнений. Для описания алгоритмов на основе систем уравнений применяется математический аппарат теории решеток [4]. В основе абстрактной интерпретации лежит аппроксимация семантики поведения программы для получения вычислимой и при этом достоверной семантики. Полученная аппроксимация должна обеспечивать проверку частичных свойств программы. Анализ потока управления обеспечивает определение последовательности анализируемых конструкций, передачу параметров в

вызываемые функции и возвращаемого значения в точку вызова. Порядок выполнения выражается в виде графа потока управления (CFG). Блок-схема разработанной технологии идентификации ВПП показана на рис. 10.

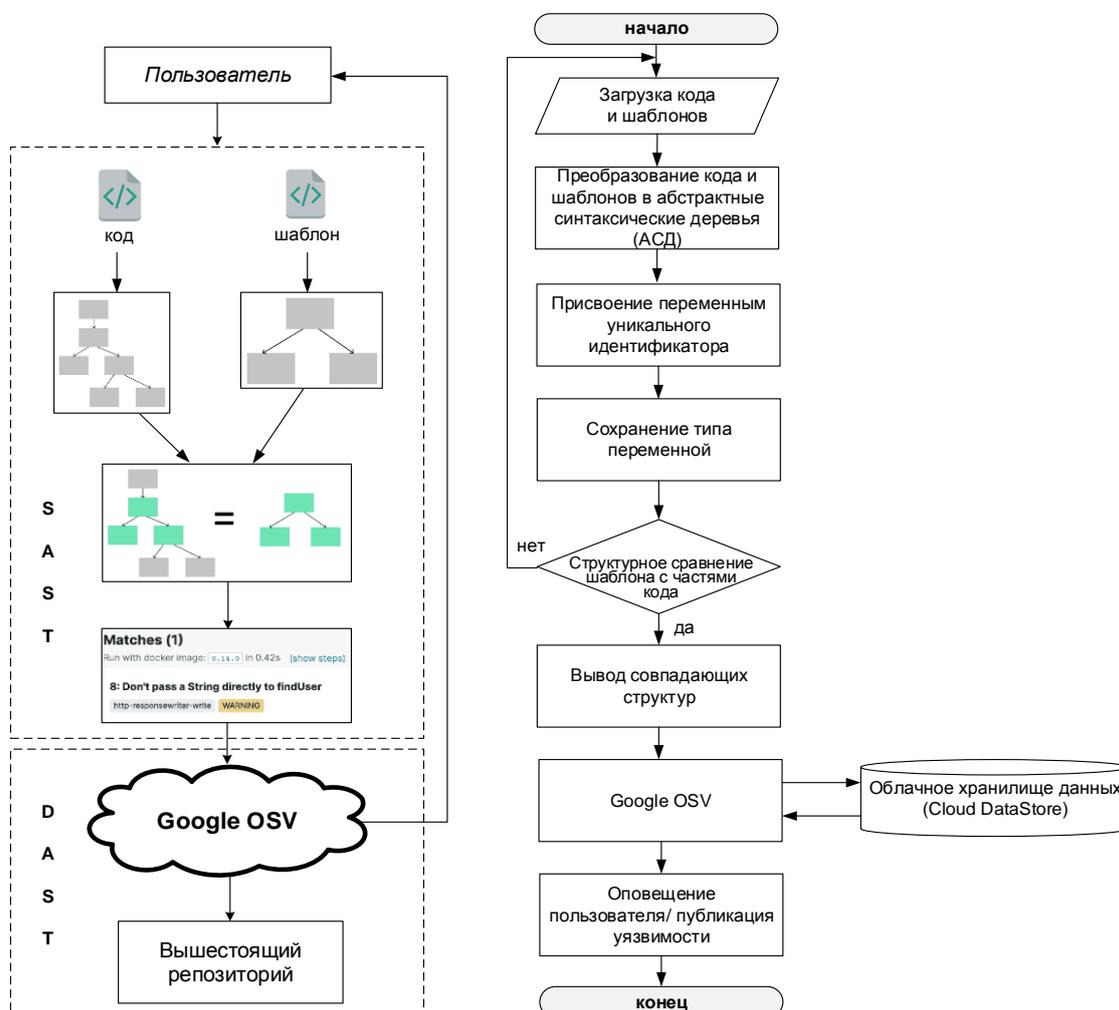


Рис. 10. Блок-схема технологии идентификации ВПП

Разработчикам и пользователям ПО сложно сопоставить уязвимость CVE (*Common Vulnerabilities and Exposures*) с конкретной версией используемого пакета из-за несоответствия схемы управления версиями в существующих стандартах уязвимостей [например, CPE (*Common Platform Enumeration*)] фактическим схемам управления версиями с открытым исходным кодом. В результате упускаются уязвимости, влияющие на потребителей ПО. Также специалистам после исправления уязвимости требуется время для определения списка уязвимых версий (коммитов) во всех ветвях для нижестоящих потребителей. Таким образом, многие проекты с открытым исходным кодом, в том числе критически важные, испытывают нехватку временных ресурсов для публикации исчерпывающей и точной информации об уязвимостях. Это приводит к тому, что разработчики ПО с открытым исходным кодом несвоевременно устраняют проблемы ИБ.

Для устранения перечисленных недостатков работы с уязвимостями в ПО с открытым исходным кодом разработана БД уязвимостей (рис. 11), позволяющая:

- сократить объем работы, необходимой для публикации уязвимостей;

– повысить точность информации об уязвимостях, предоставив о них исчерпывающие метаданные и упростить их поиск.

Разработанная БД работает на платформе *GCP*, представляет собой API, позволяющий разработчикам и пользователям проектов с открытым исходным кодом запрашивать информацию об уязвимостях и включает следующие компоненты:

*Cloud Datastore* – хранилище данных об уязвимостях;

*OSS-Fuzz* – основной источник данных об уязвимостях;

*Google Kubernetes Engine (GKE)* предназначен для запуска контейнеров *Docker*, использующих *gVisor* для изолирования недоверенных рабочих нагрузок. Контейнеры *Docker* реализуют метод деления пополам и анализ воздействий;

*Cloud Run* обеспечивает работу API сервера;

*Cloud Endpoints* обслуживает API сервер;

*App Engine* – платформа для хостинга основного веб-интерфейса (<https://osv.dev>), использует планировщик задач *Cron*;

Планировщик *Cron* планирует задачи, назначает идентификаторы уязвимостям и публикует о них информацию.

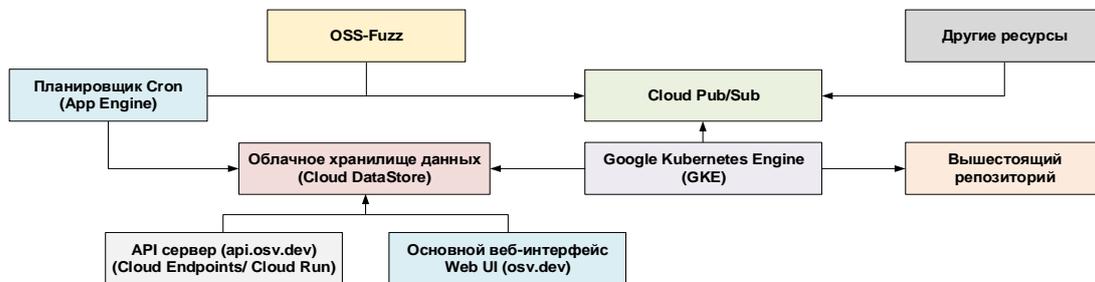


Рис. 11. Архитектура БД уязвимостей ПО

В настоящее время БД (рис. 12) содержит уязвимости, обнаруженные сервисом *OSS-Fuzz* непрерывного фаззинга для ПО с открытым исходным кодом. При этом *OSS-Fuzz* сочетает современные методы фаззинга с масштабируемым распределенным исполнением, поддерживает код *C/C ++*, *Rust*, *Go*, *Python*, *Java/JVM*. Кроме того, *OSS-Fuzz* поддерживает фаззинг сборок *x86\_64* и *i386*, а также механизмы фаззинга *libFuzzer*, *AFL++* и *Honggfuzz* в сочетании с *Sanitizers*, а также *ClusterFuzz*, среду выполнения распределенного фаззера и инструмент отчетности.

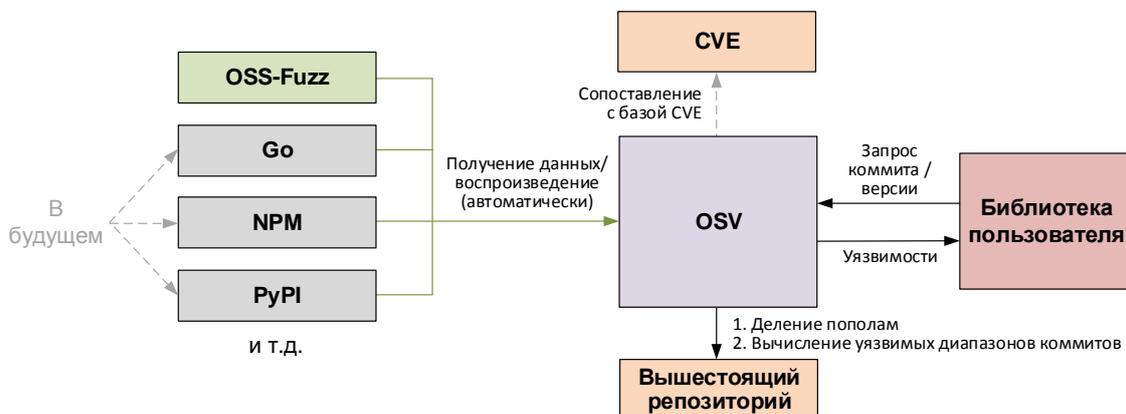


Рис. 12. Структурная схема БД уязвимостей ПО

API принимает хеш коммита *git* или номер версии и возвращает список их уязвимостей. Для каждой уязвимости выполняется алгоритм деления кода пополам для определения конкретного уязвимого коммита, а также конкретный коммит, в котором уязвимость исправлена. Структура описания уязвимости в БД представлена на рис. 13.

id	string Уникальный идентификатор уязвимости в формате DB-ENTRYID, где DB – база данных, ENTRYID – формат, используемый базой данных. Например, «OSV-2020-111», «CVE-2021-3114» или «GHSА-vp9c-fpхх-744v» ..	<pre>{   "id": "string",   "package": {     "name": "string",     "ecosystem": "string"   },   "summary": "string",   "details": "string",   "severity": "NONE",   "affects": {     "ranges": [       {         "type": "UNSPECIFIED",         "repo": "string",         "introduced": "string",         "fixed": "string"       }     ]   },   "versions": [     "string"   ],   "references": [     "string"   ],   "aliases": [     "string"   ],   "extra": {},   "modified": "2019-08-24T14:15:22Z",   "created": "2019-08-24T14:15:22Z" }</pre>
package	object Обязательный. Информация о пакете или упаковке.	
summary	string Обязательный. Краткая информация об уязвимости. Рекомендуется использовать не более 120 символов.	
details	string Обязательный. Дополнительная информация об уязвимости.	
severity	string Обязательный. Серьезность уязвимости. Значения: «НЕТ», «НИЗКИЙ», «СРЕДНИЙ», «ВЫСОКИЙ», «КРИТИЧЕСКИЙ».	
affects	object Обязательный. Затронутые диапазоны коммитов.	
references	array of strings Необязательный. URL-адреса для получения дополнительной информации / рекомендаций (например, «https://»).	
aliases	array of strings Необязательный. Идентификаторы уязвимости в других базах данных.	
extra	object Необязательный. Дополнительные метаданные. Для представления JSON.	
modified	string <data-time> Отметка RFC3339, указывающая время последнего изменения записи.	
created	string <data-time> Отметка RFC3339, указывающая время создания записи.	

Рис. 13. Структура описания уязвимости в БД

## МЕТОДИЧЕСКИЕ РЕКОМЕНДАЦИИ ПО СНИЖЕНИЮ РИСКОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ УЯЗВИМОСТЕЙ В ПРИКЛАДНОМ ПРОГРАММНОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ

По результатам соотнесения проекта с соответствующей категорией критичности осуществляется выработка методических рекомендаций по противодействию атакам на цепочки поставок данного ПО. Ниже перечислены общие для всех десяти категорий меры противодействия и рекомендации по предотвращению различных типов атак.

*Для сотрудников службы безопасности:*

1. Отслеживать аномальный сетевой трафик и несанкционированные действия ПО, функционирующего на сервере и ПК. Заранее помещать ПО в песочницу для оперативного обнаружения скрытых воздействий.
2. Сохранять и всесторонне анализировать информацию о программном и аппаратном обеспечении, используемом в организации. Определять и оперативно реагировать на убытки при обнаружении атак на цепочку поставок.
3. Разработать план реагирования на инциденты атак.
4. Обеспечить надежность хранилища (репозитория) ПО организации для минимизации количества загрузок ПО из недоверенных сотрудниками источников.
5. Установить максимально допустимый уровень риска для открытых репозиториях.
6. Запретить использование компонентов с истекшим сроком службы (EOL).
7. Запретить использование компонентов с известными уязвимостями.
8. Составить списки разрешенных и запрещенных лицензий ПО.

9. Поддерживать высокую надежность инфраструктуры сборки и обновления.
10. Немедленно применять обновления для ОС и программного обеспечения.
11. Внедрить обязательный контроль целостности компонентов.
12. Требовать многофакторную аутентификацию для администраторов.
13. Требовать применение протокола SSL для обновления ПО и реализовать закрепление сертификатов.

14. Импортировать спецификации ПО (SBOM) в системы, способные отслеживать, анализировать и упреждающе контролировать все компоненты, используемые каждым ресурсом (например, в масштабах предприятия, всей облачной инфраструктуры и т. д.).

Кроме того, служба ИБ должна анализировать возможные методы и приемы нарушителей для предотвращения реализации атак. Для этого рекомендуется создавать ситуации для их приманки. Ниже приведены методы, используемые нарушителями, для создания и присвоения имени пакета с высокой вероятностью его использования разработчиками и пользователями:

- 1) анализ всех имен пакетов официальной исходной библиотеки:
  - присвоение упрощенных имен пакетов (например, от `xx-sdk-python` до вредоносных `xx-sdk`, от `yy-sdk2021` до вредоносных `yy-sdk` и от `yy-sdk` до вредоносных `yy` или `yysdk`);
  - изменение имени подобных пакетов: например с `zz-python` на `python-zz`;
- 2) анализ метода цитирования программного пакета:
  - использование `tensorflow-serve-api` в коде означает «`import tensorflow-serve.apis`». В этом случае нарушитель может упреждающе зарегистрировать имя `tensorflow-serve`;
- 3) анализ имен, файлов `README.md` и файлов зависимостей проекта с открытым исходным кодом *GitHub*:
  - анализ инструкции по установке `README.md` (например, команду `pip/npm/gem install`), файлов зависимостей (`requirements.txt`, `package.json`, `Gemfile`), проверка регистрации соответствующего пакета в официальном источнике; при анализе официальных проектов предприятия или личных проектов с открытым исходным кодом сотрудников предприятия можно обнаружить утечку значения внутреннего имени пакета, которая значительно повышает вероятность реализации атаки на предприятие;
- 4) поиск на информационном ресурсе предприятия утечки информации:
  - сканирование информационных ресурсов целевой компании с целью поиска файлов: `package.json`, `requirements.txt`, `*.js` и других для выявления имени целевого пакета;
- 5) прямой «тайпсквоттинг» известных названий программ, пакетов и общепринятых терминов.

*Для разработчиков и поставщиков:*

- 1) использовать интегрированную среду разработки (IDE), загруженную с официальных источников; использовать HTTPS и другие зашифрованные протоколы для распространения и обновлений ПО; избегать встроенных возможностей удаленного управления; регулярно проверять код официальных информационных ресурсов, разработанного и эксплуатируемого ПО на предмет несанкционированного воздействия;
- 2) при разработке ПО использовать частные доверенные репозитории;
- 3) автоматизировать обновление компонентов ПО (только из доверенных репозиторий);
- 4) обновлять компоненты ПО, которые подвержены высокому или умеренному риску воздействия;
- 5) ограничить срок эксплуатации используемых компонентов ПО тремя годами или менее, за исключением дорогостоящих одноцелевых актуальных компонентов;
- 6) создавать безопасные средства обновления ПО как часть жизненного цикла его разработки;
- 7) проверять наличие цифровых подписей и не позволять средству обновления программного обеспечения принимать общие вводимые данные и команды;

8) подписывать все компоненты, включая файлы конфигурации, сценарии, файлы XML и пакеты;

9) вовремя регистрировать имена внутренних корпоративных пакетов на официальных источниках, таких как PyPI/NPM/RubyGems для предотвращения атак типа typosquatting; вовремя регистрировать и загружать на официальные источники обновленный код для пакетов с открытым исходным кодом.

10) сократить количество поставщиков ПО, использовать наиболее безопасные компоненты ПО от поставщиков;

11) стандартизировать компоненты для каждой функции;

12) автоматизировать создание спецификаций программного обеспечения (SBOM);

13) использовать URL-адрес пакета для описания компонентов в SBOM;

14) автоматизировать анализ всех сторонних компонентов и компонентов с открытым исходным кодом во время непрерывной интеграции (CI);

15) раскрывать инциденты в цепочке поставок и своевременно предоставлять клиентам достоверную информацию.

*Для пользователей:*

1) всегда придерживаться позиции, что любое ПО зарубежного производства не является полностью безопасным и заслуживающим доверия. Использовать только разрешенное ПО с сертификатами безопасности;

2) следовать официальным инструкциям при установке ПО. Обращать внимание на правильность ввода команд в командной строке;

3) требовать по договору SBOM от поставщиков и включать их приобретение в закупки.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, основными предпосылками к атакам на цепочки поставок являются: НДВ инструментов для разработки ПО; украденные сертификаты с цифровой подписью или подписанные вредоносные приложения с использованием идентификационной информации компании-разработчика; размещение вредоносного специализированного кода в компонентах оборудования или прошивок; предустановленное ВПО на устройствах (камерах, USB, телефонах и т. д.).

Следует отметить, что назрела острая необходимость внедрять эффективные средства управления ИБ в системы сборки, интеграции и развертывания ПО для снижения вероятности вредоносного воздействия посредством атак на цепочки поставок.

Владение актуальной информацией сотрудниками служб безопасности и разработчиками ПО о наиболее распространенных типах уязвимостей, особенно критических, и понимание природы их возникновения имеют решающее значение для их оперативного устранения и предотвращения потенциальных атак, в том числе на цепочки поставок. Разработанная технология позволяет эффективно формировать методику процесса безопасной разработки (DevSecOps), сборки и развертывания ПО и повышать его безопасность на всех этапах ЖЦ.

## Список используемых источников

1. Еремеев М. А., Новиков С. В., Овчаров В. А. Модели, методы и средства обнаружения распределенных компьютерных атак: учеб. пособие. – СПб., 2015. – 84 с.

2. Operation ShadowHammer: a high-profile supply chain attack // Securelist. – URL: <https://securelist.com/operation-shadowhammer-a-high-profile-supply-chain-attack/90380> (дата обращения: 06.09.2022).

3. Supply chain attacks // Microsoft. – URL: <https://docs.microsoft.com/en-us/windows/security/threat-protection/intelligence/supply-chain-malware> (дата обращения: 06.09.2022).
4. Analysis of the software supply chain attack of the pack to grab the Note low-cost fishing // Tencent Security Response Center. – URL: <https://security.tencent.com/index.php/blog/msg/185> (дата обращения: 06.09.2022).
5. Component Analysis // OWASP. – URL: [https://owasp.org/www-community/Component\\_Analysis](https://owasp.org/www-community/Component_Analysis) (дата обращения: 06.09.2022).
6. DependencyTrack // GitHub. – URL: <https://github.com/DependencyTrack/dependency-track> (дата обращения: 06.09.2022).
7. Методика моделирования угроз безопасности информации / ФСТЭК. – URL: <https://fstec.ru/tekhnicheskaya-zashchita-informatsii/dokumenty/149-proekty/2070-metodicheskij-dokument> (дата обращения: 06.09.2022).

А. А. Абдурахимов\*,  
доктор технических наук, профессор;

В. Н. Баландин\*,

кандидат технических наук, доцент;

М. Д. Гуляев\*\*

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

\*\*ВП МО 4116, Московская обл., г. Химки

## ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ ТРАНСПОРТНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Представлена методика, обеспечивающая возможность нахождения рациональной схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов с помощью применения специального робототехнического комплекса и обслуживающих КА-роботов. Предлагается способ расчета массы одного КА-робота, предназначенного для обслуживания низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов на высоте 350 км и суммарной массы орбитальной группировки КА-роботов, выполняющих обслуживание МКА по оптимальной схеме транспортного обслуживания.

Ключевые слова: космический аппарат, транспортное обслуживание, робототехнический комплекс, орбита фазирования, характеристическая скорость.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время одним из основных направлений развития мировой и отечественной космонавтики является повышение уровня автономности космических аппаратов (КА) путем обеспечения высокой отказоустойчивости их бортовых систем.

Для низкоорбитальных малых космических аппаратов (МКА) срок активного существования ограничен целым рядом факторов, один из которых – запас рабочего тела для поддержания заданных параметров орбиты.

Один из перспективных способов решения данной проблемы – обслуживание низкоорбитальной группировки МКА с помощью космического аппарата-робота, который способен дозаправлять низкоорбитальные МКА рабочим телом для двигательных установок и заменять отдельные элементы, например аккумуляторы.

От схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки МКА зависит стоимость ее обслуживания. Поэтому имеет смысл рассматривать два наиболее дешевых варианта обслуживания группировки МКА с помощью КА-роботов при сохранении оперативности обслуживания.

Первый вариант – уменьшение количества обслуживающих КА-роботов при увеличении их размеров и массы. Это значит, один КА-робот сможет обслужить несколько МКА из орбитальной группировки.

Второй вариант – увеличение количества обслуживающих КА-роботов при уменьшении их размеров и массы.

Таким образом, данные исследования позволяют определить техническую возможность обслуживания низкоорбитальной группировки малых КА за счет использования КА-роботов, а также обосновать выбор приоритетного направления развития систем обслуживания группировок МКА.

Объектом исследований являются методы и средства обслуживания МКА на низкой околоземной орбите для увеличения срока их активного существования.

Предметом исследований являются схемы орбитальных маневров в целях транспортного обслуживания всей орбитальной группировки МКА, в условиях временных ограничений на сроки обслуживания всех МКА.

Цель работы – разработка методики обоснования рациональной схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки МКА путем использования обслуживающих КА-роботов, а также оценивание массовых характеристик и необходимого количества обслуживающих КА-роботов.

Полученные результаты исследования с использованием применяемой методики позволяют подобрать рациональные схемы транспортного обслуживания МКА для различных орбитальных группировок.

### **ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ ОБСЛУЖИВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОРБИТАХ С ПОМОЩЬЮ КА-РОБОТОВ**

Разработка, создание и практическое использование малых космических аппаратов – одно из основных направлений развития мировой и отечественной космонавтики. Благодаря их успешному функционированию на орбите, в настоящее время решается широкий спектр научно-исследовательских, социально-экономических, научно-образовательных и оборонных задач. Сокращенные сроки создания, сравнительно низкая стоимость выведения МКА на орбиту позволяют эффективно использовать их как в интересах органов государственного управления, так и для решения проблем регионального, отраслевого и корпоративного характера.

Однако срок активного существования МКА существенно ниже, чем у средних и больших космических аппаратов. Это связано прежде всего с меньшими запасами рабочего тела для двигательных установок, которые используются для поддержания или коррекции орбиты, ориентации в пространстве, поддержания заданной ориентации. Срок активного существования МКА также часто ограничен ресурсом работы аккумуляторной батареи системы электроснабжения.

Следовательно, возникает необходимость создания такого робототехнического комплекса, который сможет выполнять на орбите Земли операции дозаправки и замены аккумуляторных батарей при стыковке с МКА.

Такое обслуживание низкоорбитальной группировки МКА можно проводить неограниченное число раз, что позволит существенно увеличить срок активного существования всех МКА, входящих в ее состав, и соответственно снизить стоимость всей космической системы.

Для создания обслуживающих КА-роботов минимальной массы при сохранении массы полезного груза и робототехнического комплекса необходимо для каждой отдельной орбитальной группировки находить рациональную схему транспортного обслуживания, позволяющую уменьшить затраты рабочего тела на перелеты между МКА орбитальной группировки и подобрать оптимальное количество КА-роботов.

### **ОБОСНОВАНИЕ ВАРИАНТОВ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ТРАНСПОРТНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Рассмотрим решение задачи транспортного обслуживания на примере перспективной орбитальной группировки МКА дистанционного зондирования Земли, построенной на полярных круговых орбитах высотой  $H = 350$  км, расположенных в трех орбитальных плоскостях, равномерно распределенных по долготе восходящего узла, по семь КА в каждой плоскости.

Исходные данные:

- МКА, находящиеся в одной плоскости, расположены на равном удалении друг от друга;
- все КА-роботы выводятся одной РН непосредственно к одному из МКА;
- время, необходимое для обслуживания одного МКА –  $\tau_{\text{обсл}} = 50$  мин.

Для выбора оптимальной схемы обслуживания низкоорбитальной группировки МКА рассмотрим три основных варианта транспортного обслуживания.

**Первый вариант** – обслуживание низкоорбитальной группировки МКА с помощью трех КА-роботов. Схема транспортного обслуживания в данном случае будет выглядеть следующим образом:

1) три КА-робота выводятся с помощью РН к одному МКА на круговую орбиту высотой  $H = 350$  км;

2) два КА-робота, которым необходимо изменить плоскость орбиты, выполняют маневры по увеличению высоты апогея орбиты (для уменьшения затрат характеристической скорости на поворот плоскости орбиты) и в точке апогея выполняют маневры по повороту для перехода на соответствующую плоскость орбиты, затем выполняют маневры уменьшения высоты апогея для возврата на круговую орбиту;

3) все три КА-робота на своих орбитах обслуживают МКА и совершают перелет к следующему МКА по орбитам фазирования.

Определим оптимальную высоту апогея орбиты, на которую необходимо перейти для выполнения маневра поворота плоскости орбиты на  $60^\circ$ , из условия минимальных затрат характеристической скорости на выполнение всех трех маневров (увеличение высоты апогея, поворот плоскости орбиты, уменьшение высоты апогея):

$$\Delta V_{\text{пов}} = \sqrt{\frac{2\mu(h_{\text{п}}+R_3)}{(h_{\text{а}}+R_3)(h_{\text{п}}+h_{\text{а}}+2R_3)}} * \sqrt{2(1-\cos\gamma)}, \quad (1)$$

где  $\Delta V_{\text{пов}}$  – затраты характеристической скорости на поворот плоскости орбиты на заданный угол  $\gamma$ ;

$\mu$  – гравитационный параметр Земли;

$h_{\text{п}}$  – высота перигея орбиты;

$h_{\text{а}}$  – высота апогея орбиты;

$R_3$  – радиус Земли;

$\gamma$  – угол поворота плоскости орбиты.

$$\Delta V_{\text{имп}} = \sqrt{\frac{2\mu}{(h_{\text{п}}+R_3)}} * \left( \sqrt{\frac{2(h_{\text{а}}+R_3)}{(h_{\text{п}}+h_{\text{а}}+2R_3)}} - 1 \right), \quad (2)$$

где  $\Delta V_{\text{имп}}$  – затраты характеристической скорости на увеличение высоты апогея.

Рассмотрим график зависимости суммарных затрат характеристической скорости на выполнение поворота плоскости орбиты на  $60^\circ$  от высоты апогея орбиты (рис. 1).

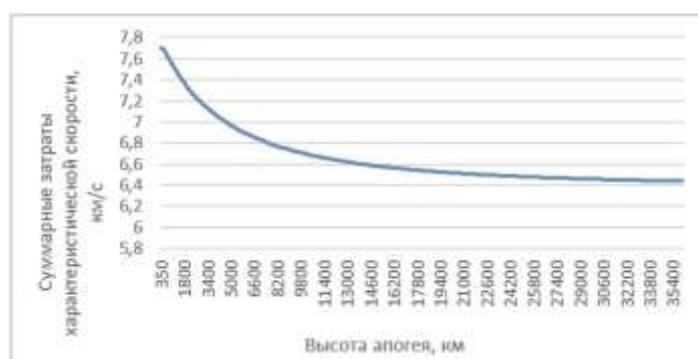


Рис. 1. Зависимость суммарных затрат характеристической скорости от высоты апогея орбиты

Из графика следует, что суммарные затраты характеристической скорости уменьшаются с увеличением высоты апогея. Однако с увеличением высоты апогея возрастает и время, необходимое для выполнения всех трех маневров (рис. 2):

$$t_{\text{ман}} = \pi * \sqrt{\frac{(h_{\text{п}} + h_{\text{а}} + 2R_3)^3}{8\mu}}, \quad (3)$$

где  $t_{\text{ман}}$  – время, затраченное на выполнение маневра по увеличению высоты апогея орбиты.

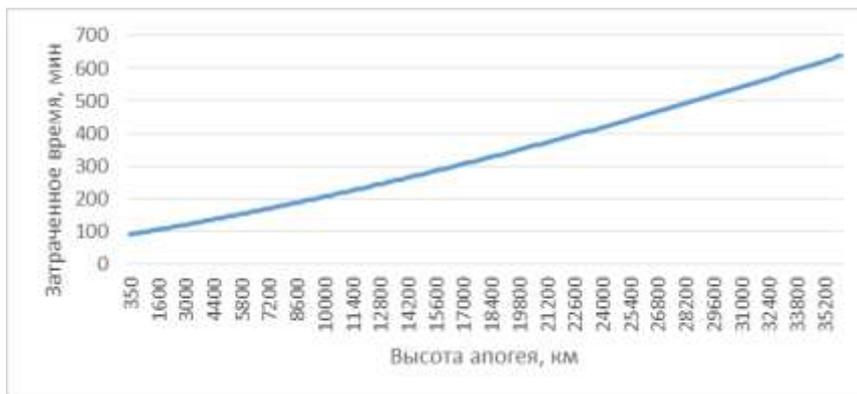


Рис. 2. Зависимость суммарного времени выполнения трех маневров от высоты апогея орбиты

Для данной схемы транспортного обслуживания выбираем высоту апогея орбиты, необходимой для выполнения маневра поворота плоскости орбиты, равной  $H = 10000$  км. Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты составляют  $6,7$  км/с, а время выполнения маневра –  $200$  мин.

Время, затраченное на обслуживание всей орбитальной группировки тремя КА-роботами, составляет –  $27,22$  ч.

Следует заметить, что суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты можно уменьшить, однако при этом будет ухудшаться оперативность выполнения задачи по обслуживанию всей орбитальной группировки МКА.

**Второй вариант** – обслуживание низкоорбитальной группировки МКА с помощью одного КА-робота. Схема транспортного обслуживания в данном случае будет выглядеть следующим образом:

- 1) один КА-робот выводится с помощью РН к одному МКА на круговую орбиту высотой  $H = 350$  км;
- 2) затем этот КА-робот обслуживает МКА и совершает перелет к следующему МКА по орбитам фазирования, пока не обслужит все семь МКА в первой орбитальной плоскости;
- 3) после облуживания всех МКА в первой орбитальной плоскости КА-робот совершает маневр по повороту для перехода на соответствующую плоскость обриты для обслуживания МКА во второй орбитальной плоскости;
- 4) далее КА-робот выполняет обслуживание МКА во второй орбитальной плоскости, пока не обслужит все семь МКА.
- 5) после облуживания всех МКА во второй орбитальной плоскости КА-робот совершает маневр по повороту для перехода на соответствующую плоскость обриты для обслуживания МКА в третьей орбитальной плоскости;
- 6) далее КА-робот выполняет обслуживание МКА в третьей орбитальной плоскости, пока не обслужит все семь МКА.

Для данной схемы транспортного обслуживания целесообразно выбрать высоту апогея орбиты, которая необходима для выполнения маневра поворота плоскости орбиты, равной  $H = 22000$  км (см. рис. 1 и 2). Суммарные затраты характеристической скорости на выполне-

ние маневра поворота плоскости орбиты составляют 6,5 км/с, а время выполнения маневра – 385 мин.

Время, затраченное на обслуживание всей орбитальной группировки тремя КА-роботами, составляет – 116,5 ч.

**Третий вариант** – обслуживание низкоорбитальной группировки МКА с помощью шести КА-роботов. Схема транспортного обслуживания в данном случае будет выглядеть следующим образом:

1) шесть КА-роботов выводятся с помощью РН к одному МКА на круговую орбиту высотой  $H = 350$  км;

2) четыре КА-робота, которым необходимо изменить плоскость орбиты, попарно выполняют маневры по увеличению высоты апогея орбиты (для уменьшения затрат характеристической скорости на поворот плоскости орбиты) и в точке апогея выполняют маневры по повороту для перехода на соответствующую плоскость орбиты, затем выполняют маневр уменьшения высоты апогея для возврата на круговую орбиту.

3) далее КА-роботы на своих орбитах обслуживают МКА и совершают перелеты к следующим МКА по орбитам фазирования. В каждой плоскости тот КА-робот, который обслуживает МКА № 1, совершает перелеты к МКА № 2, № 4, № 6 и обслуживает их же, а второй КА-робот в заданной плоскости, обслуживает и совершает перелеты к МКА № 3, № 5, № 7 (рис. 3).

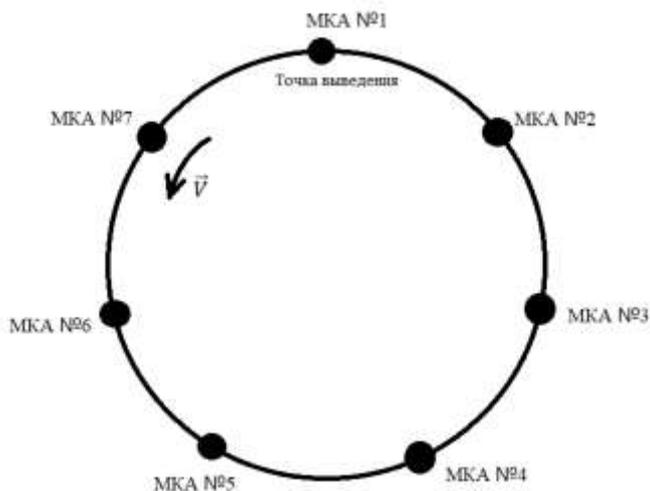


Рис. 3. Условное обозначение МКА на орбите по номерам

Для данной схемы транспортного обслуживания целесообразно выбрать высоту апогея орбиты, которая необходима для выполнения маневра поворота плоскости орбиты, равной  $H = 10000$  км (см. рис. 1 и 2). Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты составляют 6,7 км/с, а время выполнения маневра – 200 мин.

Время, затраченное на обслуживание всей орбитальной группировки шестью КА-роботами, составляет – 16,9 ч.

### МЕТОДИКА РАССЧЕТА МАССЫ ОБСЛУЖИВАЮЩЕГО КА-РОБОТА ДЛЯ ЗАДАННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

Исходные данные для определения массы КА-робота:

$m_{\text{цс}} = 200$  кг – масса робототехнического комплекса КА-робота;

$m_{\text{пг}} = 14$  кг – масса полезного груза для замены на одном МКА;

$I_{уд} = 3300$  м/с – удельный импульс ДУ (на компонентах АТ+НДМГ);

Определяем запас необходимой характеристической скорости для выполнения всех перелетов между МКА с помощью орбиты фазирования по формуле [2]

$$\Delta V_{хар} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3+h}} \left( \sqrt{\frac{2(R_3+h_a)}{(R_3+h_a)+(R_3+h)}} - 1 \right), \quad (4)$$

где  $\Delta V_{хар}$  – запас характеристической скорости для выполнения одного перелета.

Находим массу рабочего тела для выполнения одного перелета по формуле

$$M_{РТ} = M_{КА0} \left( 1 - e^{-\frac{\Delta V_{хар}}{I_{уд}}} \right), \quad (5)$$

где  $M_{РТ}$  – масса рабочего тела, необходимая для перехода на орбиту фазирования с помощью ДУ.

Находим массу остальных систем КА-робота:

$$M_{КА0} = M_{ЦС} + M_{РТ} + M_{СХП} + M_{ДВ} + M_{КОС} + M_{К} + m_{ПГ}, \quad (6)$$

где  $M_{КА0}$  – начальная масса КА-робота.

Масса системы хранения и подачи рабочего тела:

$$M_{СХП} = k_{СХП} M_{РТ} \quad (7)$$

где  $k_{СХП}$  – относительная масса СХП,  $k_{СХП} = 0,05$ .

Масса двигательной установки

$$M_{ДВ} = \gamma_{ДВ} a_0 M_{КА0}, \quad (8)$$

где  $\gamma_{ДВ}$  – тяговая удельная масса двигателя,  $\gamma_{ДВ} = 5 * 10^{-2}$  кг/Н;

$a_0$  – тяговооруженность КА-робота,  $a_0 = 1$  м/с.

Масса комплекса обеспечивающих систем

$$M_{КОС} = k_{КОС} (M_{КА0} - M_{ЦС} - m_{ПГ}), \quad (9)$$

где  $k_{КОС}$  – относительная масса КОС,  $k_{КОС} = 0,02$ .

Масса элементов конструкции ЖРДУ

$$M_{К} = k_{К} (M_{РТ} + M_{СХП} + M_{ДВ} + M_{КОС}), \quad (10)$$

где  $k_{К}$  – относительная масса конструкции элементов ЖРДУ,  $k_{К} = 0,015$ .

Получаем конечное уравнение для массы КА-робота:

$$M_{КА0} = \frac{(M_{ЦС} + m_{ПГ})(1 - k_{КОС} - k_{К} k_{КОС}) + M_{РТ}(1 + k_{К} + k_{СХП} + k_{К} k_{СХП})}{1 - \gamma_{ДВ} a_0 - k_{К} \gamma_{ДВ} a_0 - k_{КОС} - k_{К} k_{КОС}}. \quad (11)$$

Для выбора оптимальной схемы транспортного обслуживания необходимо сравнить схемы по суммарной массе всех обслуживающих КА-роботов. Для этого рассчитаем массу одного КА-робота в первом, втором и третьем вариантах схемы транспортного обслуживания.

Используя формулу (11) находим начальную массу одного КА-робота для всех вариантов схем обслуживания:

1)  $M_{КА01} = 3600$  кг,  $M_{РТ1} = 2864$  кг (79,5%),  $M_{ЦС} + m_{ПГ} = 298$  кг (8,3%);

2)  $M_{КА02} = 23534$  кг,  $M_{РТ2} = 21239$  кг (90%),  $M_{ЦС} + m_{ПГ} = 298$  кг (1,2%);

3)  $M_{КА03} = 1935$  кг,  $M_{РТ3} = 1412$  кг (73%),  $M_{ЦС} + m_{ПГ} = 298$  кг (15,4%),  $M_{КА04} = 2323$  кг,  $M_{РТ4} = 1751$  кг (75%),  $M_{ЦС} + m_{ПГ} = 298$  кг (12,8%).

В первом варианте масса трех КА-роботов для обслуживания всей ОГ составляет 10800 кг.

Во втором – для обслуживания всех МКА нам достаточно иметь один КА-робот массой 23534 кг.

В третьем варианте для обслуживания всей ОГ нам необходимо иметь три КА-робота первого типа и три КА-робота второго типа. Тогда масса шести КА-роботов, необходимых для обслуживания всех МКА, составляет 12774 кг.

На основе полученных данных можно сделать вывод, что лучшей из рассмотренных является первая схема транспортного обслуживания с использованием трех КА-роботов, так как при данной схеме суммарная масса необходимого количества КА-роботов минимальна. При уменьшении количества обслуживающих КА-роботов или времени обслуживания всей ОГ суммарная масса КА-роботов увеличивается.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В данной работе представлены методика обоснования схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки МКА с помощью обслуживающих КА-роботов, оснащенных необходимым робототехническим комплексом, а также выбор оптимальной схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки, проведены расчеты массы одного обслуживающего КА-робота.

Сделан вывод о том, что оптимальной схемой транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки МКА является схема транспортного обслуживания с использованием трех КА-роботов, так как при данной схеме суммарная масса необходимого количества КА-роботов минимальна и составляет 10800 кг.

В зависимости от заданного времени обслуживания всей ОГ при одинаковом количестве обслуживающих КА-роботов будет меняться их суммарная масса: при увеличении времени обслуживания суммарная масса уменьшается, а при уменьшении времени обслуживания суммарная масса наоборот будет увеличиваться.

## **Список используемых источников**

1. *Ермолаев В. И.* Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов / под ред. А. П. Ковалёва. – СПб. : типография ФГУП ЦКБ «Рубин», 2003. – 585 с.
2. *Никольский В. В.* Бортовые обеспечивающие системы : учеб. пособие. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 155 с.
3. *Никольский В. В.* Основы проектирования автоматических космических аппаратов : учеб. пособие. – СПб. : БГТУ «Военмех», 2007. – 230 с.

И. С. Абрамов;  
 М. А. Александров,  
*кандидат технических наук;*  
 Е. П. Минаков,  
*доктор технических наук, профессор*

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЛЕТОВ АСТЕРОИДОВ ЧЕРЕЗ РУБЕЖ ОБНАРУЖЕНИЯ ПРИ РАВНОМЕРНОМ РАЗМЕЩЕНИИ ТЕЛЕСКОПОВ С ВЕРТИКАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ ОСЕЙ ВИЗИРОВАНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

Работа посвящена исследованию возможностей использования Луны для борьбы с астероидной опасностью, делает актуальным оценивание характеристик пролетов астероидов через рубеж их обнаружения при равномерном размещении телескопов с вертикальной ориентацией осей визирования с пересекающимися зонами обзора на поверхности Луны. В этой связи целью исследований является определение времен и вероятности пролетов астероидов через рубеж их обнаружения.

Основными результатами исследований являются расчеты минимального и максимального времени движения астероидов и вероятности их обнаружения при пролетах такого рубежа, а также оценки этих характеристик, в соответствии с которыми могут быть определены исходные данные и границы последующих исследований.

Ключевые слова: Луна, астероид, космический телескоп, рубеж обнаружения астероидов, минимальное (максимальное) время движения астероида, вероятности пролета астероида через рубеж обнаружения.

### ВВЕДЕНИЕ

Основным средством обнаружения астероидов были и будут оставаться в обозримой перспективе космические телескопы (КТ), а одним из типов рубежей обнаружения астероидов – рубеж, образуемый пересекающимися зонами их обзора [7]. Исходными данными для оценивания характеристик пролетов астероидов через такой рубеж (рубеж обнаружения непрерывного типа) при равномерном размещении телескопов на поверхности Луны являются их технические характеристики, одинаковые для всех телескопов: предельная дальность обнаружения астероидов –  $d \approx 10 \cdot 10^{16}$  км и угол обзора –  $\gamma \approx 30''$  [7].

Телескопы располагаются на всей поверхности Луны равномерно с угловым расстоянием между ними, обеспечивающим непрерывный глобальный обзор космического пространства (КП) в диапазоне высот над поверхностью Луны от  $H_{\min}$  до  $H_{\max}$ :  $0 \leq H_{\min} < H_{\max} < d$ . Множество точек зон обзора телескопов образует рубеж обнаружения астероидов (РОА), существующий на заданном интервале времени, структура которого состоит из зон непрерывного и разрывного обзора КП. При указанной дальности обнаружения астероидов РОА включает в себя Землю, что приводит к образованию «мертвой зоны», в пределах которой невозможно наблюдать астероиды и которая непрерывно перемещается в КП вместе с Луной (рис. 1).

Так как момент времени вхождения астероида в пределы РОА априорно неизвестен, то к основным характеристикам пролетов астероидов через РОА следует отнести:

- минимальное время движения до поверхности Земли –  $\Delta t_{\min}$ ;
- максимальное время их движения до поверхности Земли –  $\Delta t_{\max}$ ;
- вероятность пролета астероида через РОА на заданном интервале времени:  $\Delta t - P_{\text{об}}(\Delta t)$ .

Указанные характеристики в первом приближении могут быть оценены при следующих основных допущениях:

- 1) астероид может лететь к центру Земли по прямой линии со скоростью до 70 км/с;
- 2) Луна движется вокруг Земли по круговой орбите радиуса  $r_{\text{Л}} = 385000$  км;
- 3) модель Земли – шар радиуса  $R_3 = 6371$  км;

- 4) модель Луны – шар радиуса  $R_{л} = 1738$  км;
- 5) астероид может быть обнаружен в любой точке в пределах от  $H_{\min}$  (0 км) до  $H_{\max}$  РОА;
- 6) влияние Солнца на использование телескопов не учитывается.

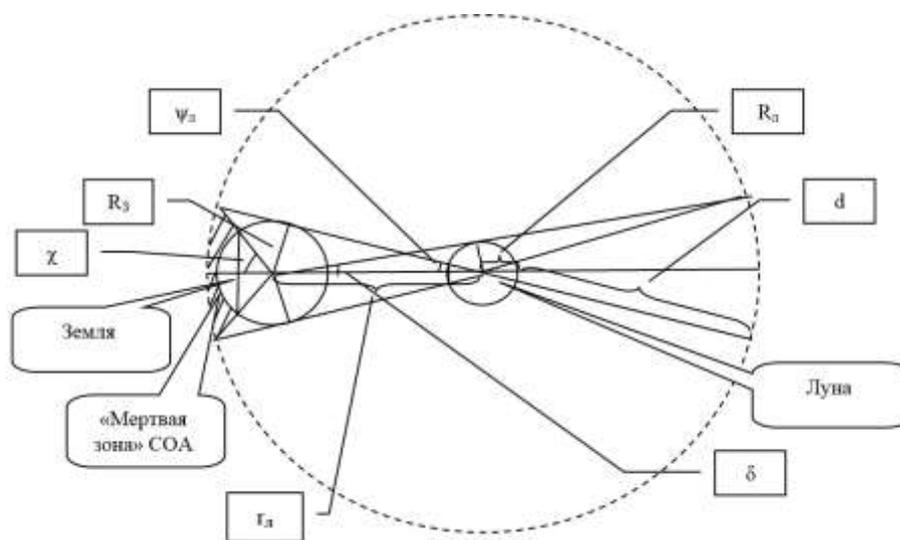


Рис. 1. Образование «мертвой зоны» и ее непрерывное перемещение в КП вместе с Луной

Одним из вариантов РОА является его построение при равномерном расположении КТ на поверхности Луны. В этом случае РОА представляет собой шар, включающий в себя Луну, радиуса  $(R_{л} + d)$ .

Требуется оценить минимальное и максимальное время движения астероида до поверхности Земли и вероятность его пролета через РОА.

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНОГО И МАКСИМАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ ДВИЖЕНИЯ АСТЕРОИДА В ПРЕДЕЛАХ РУБЕЖА ОБНАРУЖЕНИЯ

При принятых допущениях максимальное время движения астероида в пределах РОА до поверхности Земли определяется выражением

$$\Delta t_{\max} = ((R_{л} + H_{\max}) + (r_{л} - R_{з})) / V_{А},$$

где  $V_{А}$  – скорость движения астероида.

Минимальное время движения астероида в пределах РОА до поверхности Земли может быть оценено по формуле

$$\Delta t_{\min} = ((R_{л} + H_{\max}) - (r_{л} + R_{з})) / V_{А}.$$

Апробация приведенной модели осуществлялась в ходе вычислительных экспериментов при варьировании  $V_{А} = 10(20)70$  км/с, исходные данные для которых представлены в табл.1. На рис. 2 представлен соответствующий график зависимости  $\Delta t_{\max}$  и  $\Delta t_{\min}$  от  $V_{А}$ .

Таблица 1

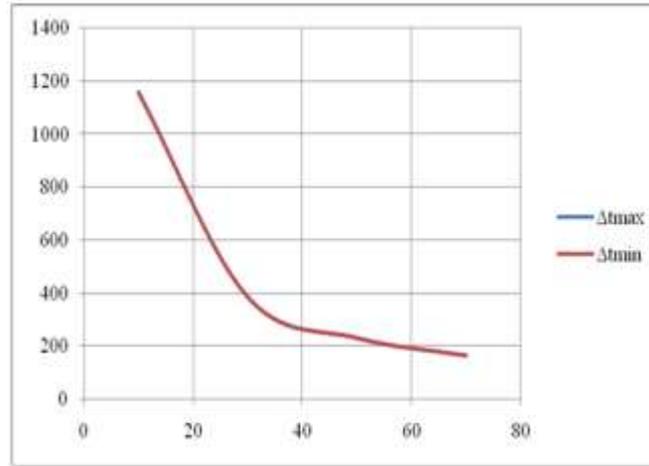
#### Исходные данные

$R_{з}$ , км	$R_{л}$ , км	$r_{л}$ , км	$d$ , км	$\gamma$ , с
6371	1738	385000	$10 \cdot 10^{16}$	30

Таблица 2

## Результаты оценивания времен пролета РОА

$V_A$ , км/с	$\Delta t_{\max}$ , с	$\Delta t_{\max}$ , мин	$\Delta t_{\max}$ , час	$\Delta t_{\max}$ , сут	$\Delta t_{\min}$ , с	$\Delta t_{\min}$ , мин	$\Delta t_{\min}$ , час	$\Delta t_{\min}$ , сут
10	100038037	1667300,61	27788,344	1157,8476	99961037	1666017,3	27766,955	1156,9564
30	33346012	555766,871	9262,7812	385,94922	33320346	555339,09	9255,6515	385,65215
50	20007607	333460,122	5557,6687	231,56953	19992207	333203,46	5553,3909	231,39129
70	14291148	238185,802	3969,7634	165,40681	14280148	238002,47	3966,7078	165,27949

Рис. 2. График зависимости  $\Delta t_{\max}$  и  $\Delta t_{\min}$  от  $V_A$ 

Из приведенных в табл. 2 и на рис. 2 данных видно, что при  $d = 10 \cdot 10^{16}$  км  $\Delta t_{\max} \approx \Delta t_{\min}$  и составляют величины от 165 до 1156 суток от момента обнаружения астероида до момента его столкновения с Землей.

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ ПРОЛЕТА АСТЕРОИДА ЧЕРЕЗ РУБЕЖ ОБНАРУЖЕНИЯ

Угол между касательной линией из центра Луны к поверхности Земли и радиусом орбиты Луны  $\psi_L$  определяется по формуле (см. рис. 1):

$$\sin \psi_L = R_3 / r_L.$$

Расстояние между центром Земли и точкой пересечения касательной линии из центра Луны к внешней границе РОА  $s$  вычисляется по теореме косинусов:

$$s^2 = (R_L + H_{\max})^2 + r_L^2 - 2 \cdot (R_L + H_{\max}) \cdot r_L \cdot \cos \psi_L.$$

Угол между радиусом орбиты Луны и отрезком между центром Земли и точкой пересечения касательной линии из центра Луны к внешней границе РОА  $\zeta$  определяется по теореме синусов:

$$\zeta = \pi - \arcsin((R_L + H_{\max}) \cdot \sin \psi_L / s).$$

Дополнительный угол  $\chi$  к углу между радиусом орбиты Луны и отрезком между центром Земли и точкой пересечения касательной линии из центра Луны к внешней границе РОА рассчитывается по формуле

$$\chi = \pi - \zeta .$$

Половина радиуса шарового сегмента, отсекаемого на поверхности Земли отрезком между центром Земли и точкой пересечения касательной линии из центра Луны к внешней границе РОА  $a$  рассчитывается в соответствии с зависимостью

$$a = R_3 \cdot \sin \chi .$$

Высота шарового сегмента, отсекаемого на поверхности Земли отрезком между центром Земли и точкой пересечения касательной линии из центра Луны к внешней границе РОА  $h$  рассчитывается по формуле

$$h = R_3 - R_3 \cdot \cos \chi .$$

Площадь шарового сегмента проекции «мертвой зоны» на поверхность Земли вычисляется как [7]

$$S_{\text{шс}} = 2 \cdot \pi \cdot R_3 \cdot h .$$

Вероятность мгновенного (за время  $\Delta t = 0$ ) необнаружения астероида

$$P_{\text{н}}(0) = S_{\text{шс}} / S_3 ,$$

где  $S_3$  – площадь поверхности Земли,  $S_3 = 4 \cdot \pi \cdot R_3^2$ .

Вероятность мгновенного (за время  $\Delta t = 0$ ) обнаружения астероида

$$P_{\text{об}}(0) = 1 - P_{\text{н}}(0) .$$

Половина радиуса шарового сегмента, отсекаемого на поверхности Земли верхней (нижней) границей шарового сегмента при вращении его вокруг Земли вместе с Луной, вычисляется по формуле

$$a_1 = R_3 \cdot \sin \chi .$$

Высота шарового сегмента, отсекаемого на поверхности Земли верхней (нижней) границей шарового сегмента при вращении его вокруг Земли вместе с Луной, определяется зависимостью

$$h_1 = R_3 - R_3 \cdot \cos \chi .$$

Площадь шарового сегмента, отсекаемого на поверхности Земли верхней (нижней) границей шарового сегмента при вращении его вокруг Земли вместе с Луной, определяется зависимостью

$$S_{\text{шс1}} = 2 \cdot \pi \cdot R_3 \cdot h_1 .$$

Площадь, ометываемая шаровым сегментом площадью  $S_{\text{шс}}$  при вращении его вокруг Земли вместе с Луной, определяется зависимостью

$$S_{\text{шс2}} = S_3 - 2 \cdot S_{\text{шс1}} = 4 \cdot \pi \cdot R_3^2 - 2 \cdot \pi \cdot (2 \cdot R_3 \cdot h_1 + a_1^2) .$$

Скорость изменения площади, ометываемой шаровым сегментом площадью  $S_{\text{шс}}$  при вращении его вокруг Земли вместе с Луной, определяется зависимостью

$$V_{\text{л}} = S_{\text{шс2}} / T_{\text{л}} ,$$

где  $T_{\text{л}}$  – период обращения Луны вокруг Земли,  $T_{\text{л}} = 27,32166$  сут.

Вероятность обнаруженного пролета астероида через РОА (приближение его к Земле со стороны «мертвой зоны») за время  $\Delta t$  может быть оценена геометрическим способом по формуле

$$P_{об}(\Delta t) = (S_3 - S_{шк} + V_{л} \cdot \Delta t) / S_3.$$

Вероятность необнаруженного пролета астероида через РОА за время  $\Delta t$  также может быть оценена геометрическим способом по формуле

$$P_{н}(\Delta t) = (S_{шк} - V_{л} \cdot \Delta t) / S_3.$$

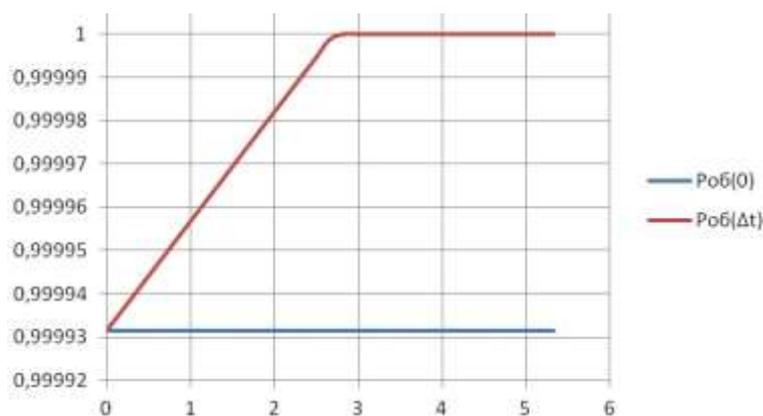
Очевидно, что при  $\Delta t = 0$  величина  $P_{об}(0) = S_{шк} / S_3$ . При  $\Delta t > S_{шк} / V_{л}$  вероятность  $P_{об}(\Delta t) = 1$ .

Результаты вычислительных экспериментов по оцениванию указанных вероятностей для исходных данных, приведенных в табл. 1, сведены в табл. 3. Соответствующие непрерывные графики  $P_{об}(\Delta t)$  и  $P_{об}(0)$  приведены на рис. 3.

Таблица 3

### Результаты вычислительных экспериментов

$\Delta t$ , ч	$\Delta t$ , с	$T_{л}$ , сут.	$P_{н}(0)$	$P_{об}(0)$	$V_{л}$ , км <sup>2</sup> /с	$P_{об}(\Delta t)$	$P_{н}(\Delta t)$
0	0	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	0,999931536	6,84642E-05
0,5	1800	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	0,999944154	5,5846E-05
1	3600	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	0,999956772	4,32277E-05
1,5	5400	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	0,999969391	3,06095E-05
2	7200	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	0,999982009	1,79913E-05
2,5	9000	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	0,999994627	5,37303E-06
3	10800	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	1	0
3,5	12600	27,32166	6,846E-05	0,9999315	3,5756181	1	0

Рис. 3. Графики  $P_{об}(\Delta t)$  и  $P_{об}(0)$ 

Из данных табл. 3 и графика на рис. 3 видно, что при  $\Delta t \geq 3$  ч вероятность обнаружения астероида в пределах РОА становится равной 1.

Сопоставляя данные табл. 2 и 3, можно утверждать, что за время движения астероида от границы РОА до столкновения с Землей он многократно будет обнаружен КТ в пределах рассматриваемого РОА.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная модель позволяет оценить предельные значения характеристик  $\Delta t_{\min}$ ,  $\Delta t_{\max}$ ,  $P_{\text{об}}(\Delta t)$ . Следует иметь в виду: они соответствуют, как показали расчеты, колоссальному числу КТ – более 114188136 единиц. Как следствие этого, основными направлениями дальнейших исследований следует считать:

- 1) поиск такой структуры РОА, которая позволяет сократить число КТ лунного базирования;
- 2) оценивание характеристик пролетов астероидами РОА при движении по траекториям, не проходящим через центр Земли;
- 3) оценивание характеристик пролетов астероидами РОА при движении по параболическим и гиперболическим траекториям.

## Список используемых источников

1. AKARI/IRC near-infrared asteroid spectroscopic survey: AcuA-spec / U. Fumihiko [et al.] // Publ.Astron.Soc.Jpn. – 2019. – Vol. 71, iss. sp. 1. – P. 1–52.
2. Формирование единого классификатора опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве / Е. А. Павлова [и др.] // Космические исследования. – 2021. – Т. 59, № 2. – С. 126–134.
3. Миронов В. В., Усовик И. В. Ретроспектива проблемы космического мусора. Ч. 1. Техногенное засорение космического пространства и средства его контроля // Космические исследования. – 2020. – Т. 58, № 2. – С. 117–130.
4. Миронов В. В., Муртазов А. К. Ретроспектива проблемы космического мусора. Ч. 2. Мониторинг космического мусора естественного происхождения в космическом пространстве оптическими методами астрономии // Космические исследования. – 2021. – Т. 59, № 1. – С. 51–62.
5. Мониторинг природных и техногенных космических угроз: результаты миссии Ломоносов и проект Универсат-Сократ / В. А. Садовничий [и др.] // Космические исследования. – 2019. – Т. 57, № 1. – С. 46–56.
6. Космическая система обнаружения опасных небесных тел, приближающихся к Земле с дневного неба («Сода») / М. А. Зверева [и др.] // Космические исследования. – 2018. – Т. 56, № 4. – С. 300–310.
7. Салмин В. В., Ишков С. А., Старинова О. Л. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой. – Самара : СНЦ РАН, 2016. – 164 с.

Д. А. Антонов;  
В. В. Оркин,  
*кандидат технических наук;*  
С. А. Платонов,  
*кандидат технических наук*

## **КОНЦЕПТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДОЛЖНОСТНЫМИ ЛИЦАМИ ОРГАНА УПРАВЛЕНИЯ**

Решение задач управления большими организационно-техническими системами требует перераспределения усилий, затрачиваемых на те или иные мероприятия, проводимые в интересах вышестоящих органов управления в условиях ограничений по времени их выполнения. В целях обеспечения требуемых значений показателей оперативности и результативности функционирования системы большинство задач автоматизируются. Создаются автоматизированные системы поддержки принятия решений, для которых необходимо определить структуру, а также параметры в различных условиях функционирования.

Ключевые слова: автоматизированная система управления, система поддержки принятия решений, анализ альтернатив, база данных, структура системы.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Информационное обеспечение деятельности руководящего состава в больших организационно-технических системах приобретает все большее значение в настоящее время. Поэтому границы области применения автоматизированных систем поддержки принятия решений (СППР) будут расширяться, а сами системы будут решать намного больше видов информационных задач при функционировании в различных условиях. Модели систем поддержки принятия решений, в том числе с применением ситуационного подхода, и их параметры рассматривались в ряде работ. Прежде всего появился сам принцип ситуационного управления [1, 2]. Теоретические подходы к обоснованию выбора при функционировании больших систем рассмотрены в работе [3]. Препятствием для поиска решения является тот факт, что задачи больших организационно-технических систем зачастую слабоформализуемы. Чтобы представить их в машиночитаемой форме необходимо прибегнуть к итерационным методам и прикладной лингвистике. Причем все параметры и критерии могут быть не заданы, соответственно и поиск решения будет затруднен. Создание и развитие методов обоснования решений в слабоформализуемых задачах может быть обеспечено только путем совершенствования инструментария ситуационного выбора, ориентированного на широкое применение эвристических приемов [3]. Важно также принимать во внимание изменяющиеся внешние условия и дестабилизирующие факторы; требования к качеству выполнения технологических операций; наличие изменений состава сил и средств. В связи с появлением новых факторов, решение задач, стоящих перед должностными лицами, в целом усложняется, возрастает ответственность за своевременность и правильность вырабатываемых решений.

В работе [4] рассматривались вопросы изменения управляющего воздействия на информационную систему как компонента автоматизированной СППР. Само управляющее воздействие в большинстве случаев автоматизировано и осуществляется на основе программно реализованных моделей и алгоритмов. Если подняться на уровень выше, то необходимо рассмотреть среду, в которой функционирует лицо, принимающее решение (ЛПР), и реализует свои функции человек-машинный коллектив, а также воздействие среды на процесс поиска информации и выработку решений. Концептуальная модель такой среды предлагается в ра-

боте [5]. Она представлена авторами в широком смысле и включает в себя такие компоненты, как проблема, на решение которой направлена деятельность человеко-машинного коллектива; коллектив машин и людей, взаимодействующих посредством среды в целях решения проблемы; модель процесса, описывающая процедуру поддержки принятия решений в части сбора информации, разработки и оценки альтернатив [5]. То есть среда представляется лишь активной и управляющей составляющей всего окружения СППР (среды в классическом понимании).

В данной работе рассматривается процесс сопоставления набора параметров исходной задачи (на примере задачи планирования операции), поступившей от руководящего состава, значений этих параметров и условий функционирования всей системы с имеющимися вариантами решения, заложенными в базы данных и знаний автоматизированной СППР.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Функционирование автоматизированных систем поддержки принятия решений должно быть предусмотрено для различных условий, а процесс решения информационных задач должен протекать в соответствии с текущей ситуацией в автоматизированной системе управления. Реальные ситуации зачастую отличаются увеличивающейся сложностью задач, постоянным изменением внешних условий функционирования и динамичностью процессов. В таких условиях возможности конкретной группы людей зачастую входят в противоречие с большим объемом информации, необходимым для осмысления и переработки в ходе управления многочисленными организационными и технологическими процессами [6]. Часть этой информации должна быть введена в СППР. На данный момент правильное сопоставление входящей информации с заложенными в систему решениями имеет большое значение в автоматизированных системах управления, используемых в ситуационных центрах и больших центрах анализа стекающейся в них информации. Кроме того, коллектив органа управления во взаимодействии с автоматизированной СППР должен иметь возможность повторно использовать фрагменты процесса принятия решений, имевшего место в прошлом.

Задачей работы является нахождение и формализация структуры и параметров системы поддержки принятия решений, таких чтобы обеспечить выполнение процедур сбора информации, разработки и оценки альтернатив управления в складывающейся обстановке с учетом априорной информации о наличии условий для гарантированного выполнения задач вышестоящего органа управления по планированию проведения операции.

Функционирование автоматизированной СППР должно быть направлено на достижение ее целей и обеспечение требуемых значений комплексного показателя эффективности функционирования:

$$F(t, \mathbf{V}, \mathbf{Z}, \mathbf{S}, U_f) \geq F_{TR}, \quad (1)$$

где  $t$  – интервал времени функционирования системы (общее время планирования операции);

$\mathbf{V}$  – независимые от внешних факторов параметры и характеристики СППР;

$\mathbf{Z}$  – внешние параметры автоматизированной СППР, включая воздействия извне;

$\mathbf{S}$  – параметры состояния СППР;

$U_f$  – управляющее воздействие на систему (изменение алгоритма функционирования или параметров системы).

Необходимо найти такое  $U_f$ , чтобы решение задачи по планированию проведения операции удовлетворяло требованиям органа управления при условии  $P_i' > P_{iTR}'$ , где  $P_i'$  – вероятность своевременного решения задачи конкретного вида в СППР.

## СТРУКТУРА СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

В системе поддержки принятия решений (рис. 1) одним из компонентов предусматривается внешний интерфейс, с которым взаимодействуют должностные лица органа управления. Через данный интерфейс предполагается ввод запросов (заявок) на получение информации, условий информационных задач, а также задач, предполагающих логический вывод или анализ. Для каждого вида задач должен быть определен набор вводимых параметров. При недостаточной информации значения параметров запроса должны быть определены самими должностными лицами на основе имеющегося опыта. Через интерфейс предусматривается вывод информации по запросам и готовых решений, получаемых от экспертного модуля. Интерфейс СППР представляет собой аппаратно-программный комплекс, взаимодействующий при помощи устройств ввода/вывода с должностными лицами органа управления, с экспертным модулем и с информационной системой, а точнее с ее частью – системой обслуживания. В систему обслуживания, минуя экспертный модуль, поступают стандартные поисковые запросы. Через экспертный модуль проходят задачи, требующие анализа и логического вывода.

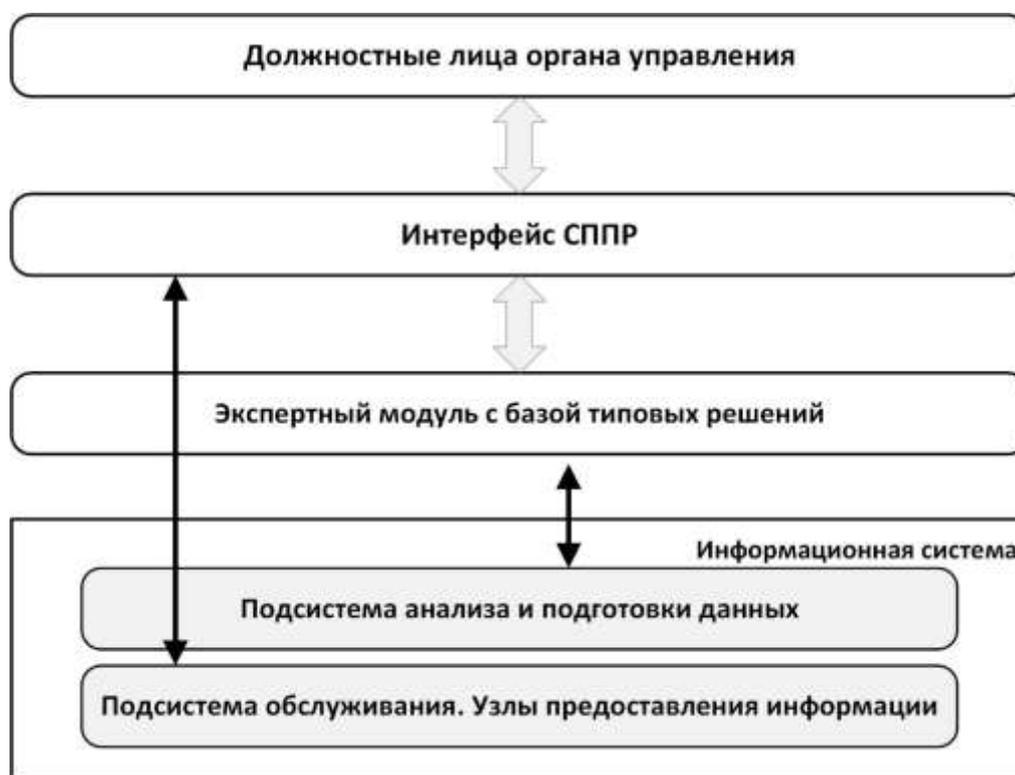


Рис. 1. Основные компоненты системы поддержки принятия решений

Экспертный модуль является одним из важнейших компонентов СППР. Основная задача экспертного модуля – определить соответствие условий информационной задачи имеющимся в системе решениям и при нахождении соответствия выдать решение должностным лицам органа управления. Он содержит базу типовых решений по различного рода задачам и способен выдать через интерфейс решение или набор данных сразу по запросу. Экспертный модуль взаимодействует с подсистемой анализа и подготовки данных (рис. 2), являющейся основной в СППР. В эту подсистему данные и условия задачи поступают при невозможности выдать должностным лицам решение сразу из базы типовых решений.

Данные исходной задачи поступают во входной блок, в котором выделим блок приведения задачи к требуемой форме и блок формирования критериев достижения целей. Одной из

задач, стоящих перед разработчиками автоматизированных систем поддержки принятия решений с применением элементов ситуационного управления, является необходимость трансформации словесного описания ситуаций, возможных при функционировании автоматизированной системы управления, во внутреннее представление в системе. Также во внутреннее представление должны быть переведены и условия информационных задач, вводимых в систему. Необходимо описать и сформулировать различные решения и ситуации для наполнения базы данных ситуаций и базы знаний (решенных задач). В блоке приведения задачи к требуемой форме применяется система лингвистических процессоров. При анализе входной лингвистической информации и представлении ее для анализатора должно предусматриваться решение двух задач, стоящих перед подсистемой, а именно: поиск ответа на поступающие запросы на основе информации, хранящейся в системе, и пополнение базы знаний новой информацией.

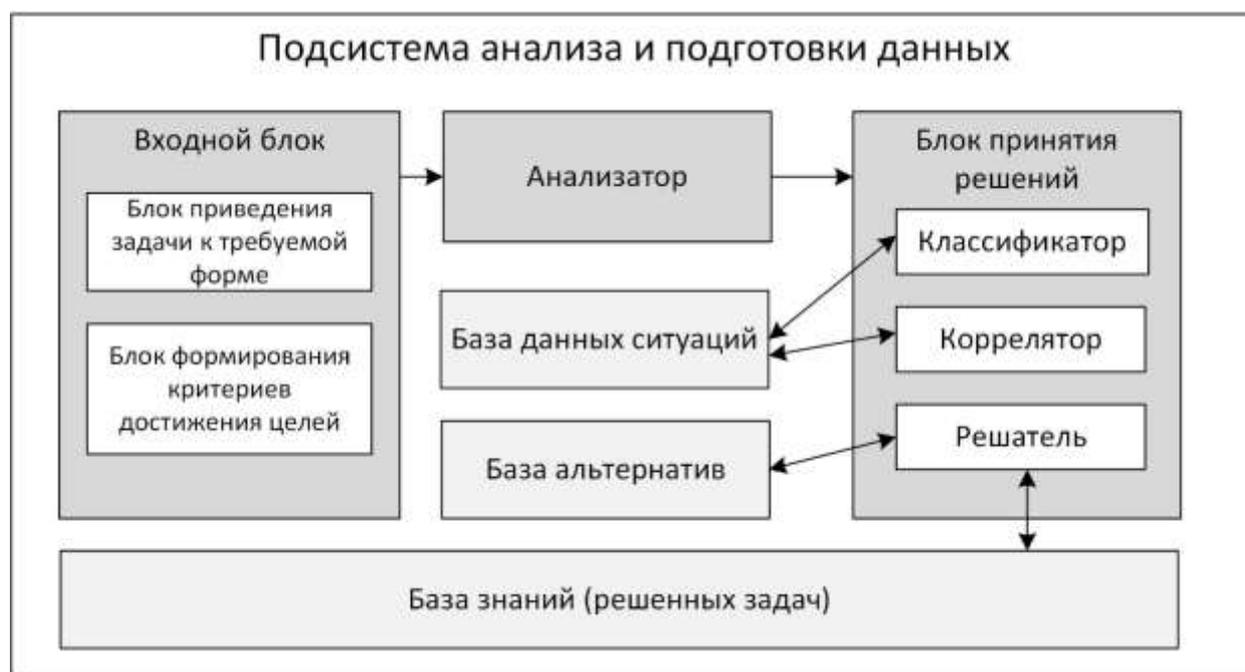


Рис. 2. Основные компоненты подсистемы анализа и подготовки данных

Такое разделение задач производится при работе со входной лингвистической информацией и представлении ее для анализатора. Преобразование информации в блоке приведения задачи к требуемой форме включает морфологический и синтаксический анализы, а также семантический анализ для интерпретации в терминах анализатора. Практически всегда область работы трансляторов достаточно узка и соответствует целям, стоящим перед системой поддержки принятия решений и перед вышестоящей автоматизированной системой управления. Используемые в блоке программные сервисы могут поддерживаться конфигуратором, предполагающим диалог с экспертом. Безусловно, без участия человека некоторая машинная конфигурация задачи может быть не определена (не уточнены параметры и данные для начала поиска альтернатив). Таким образом здесь реализуется принцип постоянной координации, заключающийся в том, что при отсутствии контроля шанс потерять исполнителями цели и контекст процесса оказывается достаточно большим [6].

После начального преобразования задачи вступает в работу блок формирования критериев достижения целей. Критерии достижения целей формируются с учетом значений входных параметров и определяются задачей. Параметры и представление критериев во входном блоке должны соответствовать набору параметров, используемых анализатором. Анализатор имеет первостепенную задачу, состоящую в определении необходимости изменения управ-

ления и поиска альтернативы действий, поэтому предусмотрена возможность анализа информации, получаемой в процессе функционирования от менеджеров мониторинга состояния подсистемы обслуживания с целью получения общей картины имеющейся ситуации. Если поиск альтернативы действий все же необходим, задача передается анализатором в блок принятия решений.

Блок принятия решений прежде всего должен найти решение в ситуации, описание которой поступило в систему, с учетом информации, хранящейся в базе знаний (решенных задач), по выделенным анализатором наиболее важным критериям достижения целей для поиска возможных решений из базы альтернатив. Также учитывается полученная информация о состоянии подсистемы обслуживания. В блоке принятия решений представлены классификатор и коррелятор, которые определены классической теорией основными компонентами системы ситуационного управления [1].

Классификатор относит ситуацию к одному из классов базы данных ситуаций, которым сопоставлены конкретные решения. Полученная информация передается в коррелятор, использующий определенные правила выбора решения. После этого решатель выполняет выбор конечного решения по изменению управления в соответствии с имеющимися базами альтернатив и знаний (решенных задач). Отличие между базами заключается лишь в том, что в базе альтернатив находятся заложенные варианты управляющих воздействий, прежде всего, на подсистему обслуживания, а в базе знаний – история имевших место задач с описанием ситуации и принятых решений по данным задачам. Таким образом, решатель сравнивает связку «поставленная задача – выбранное решение», полученную на выходе коррелятора, с информацией, содержащейся в базе знаний решенных задач [1].

## ПАРАМЕТРЫ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

Прежде всего, рассмотрим более подробно выражение (1).

Кортеж  $S$  включает в себя общие данные по СППР и среде ее функционирования, а также контролируемые и неконтролируемые параметры состояния системы. К общим параметрам относятся:

1) характеристики коллектива, решающего комплексную задачу (команды ЛПР):

$N_3$  – количество экспертов, привлекаемых для решения задачи (ряда задач);

$N_a$  – количество членов команды ЛПР (агентов), работающих с СППР в процессе поиска решения;

2)  $D$  – множество имеющихся в системе типовых решений (паттернов);

3)  $H$  – множество характеристик интерфейса СППР;

3)  $\Pi$  – параметры задачи, включающие ряд показателей и требования к их значениям (информация о задаче).

Для определения контролируемых параметров, относящихся к системе обслуживания, используются менеджеры мониторинга системы обслуживания. Результаты оценки параметров поступают в анализатор. В качестве примера необходимо привести такие параметры как длина очереди к обработчикам, время обработки заявок (длительность типовых вычислений), либо производительность серверов.

Независимые от внешних факторов параметры и характеристики СППР определены выражением

$$V = \langle A, Sv, Serv, K \rangle, \quad (2)$$

где  $A$  – множество видов запросов к подсистеме обслуживания, включая виды решаемых расчетных задач,  $A = \{a_1, a_2, \dots\}$ ;

$S_v$  – множество параметров, характеризующих размерность и связность [8] структуры подсистемы обслуживания, взаимодействие между узлами предоставления информации,  $S_v = \{sv_1, sv_2, \dots\}$ ;

$Serv$  – множество параметров, характеризующих производительность серверов в узлах предоставления информации [8],  $Serv = \{serv_1, serv_2, \dots\}$ ;

$K$  – параметры, характеризующие надежность технических узлов СППР.

Внешние воздействия и информационные запросы к подсистеме обслуживания СППР определены выражением

$$Z = \langle \Lambda(A), Z_v \rangle,$$

где  $\Lambda(A)$  – множество потоков заявок (интенсивность потоков) на предоставление информационных услуг, поступающих в систему,  $\Lambda(A) = \{\lambda_1, \lambda_2, \dots\}$ ;

$Z_v$  – воздействия извне на распределенную подсистему обслуживания.

В качестве комплексного показателя эффективности определим вероятность своевременного решения задачи по планированию операции конкретного вида  $P_i^t$ .

На рис. 3 представлены элементы концептуальной модели автоматизированной СППР при формировании информации для должностных лиц органа управления, отражающие ее структуру и параметры.

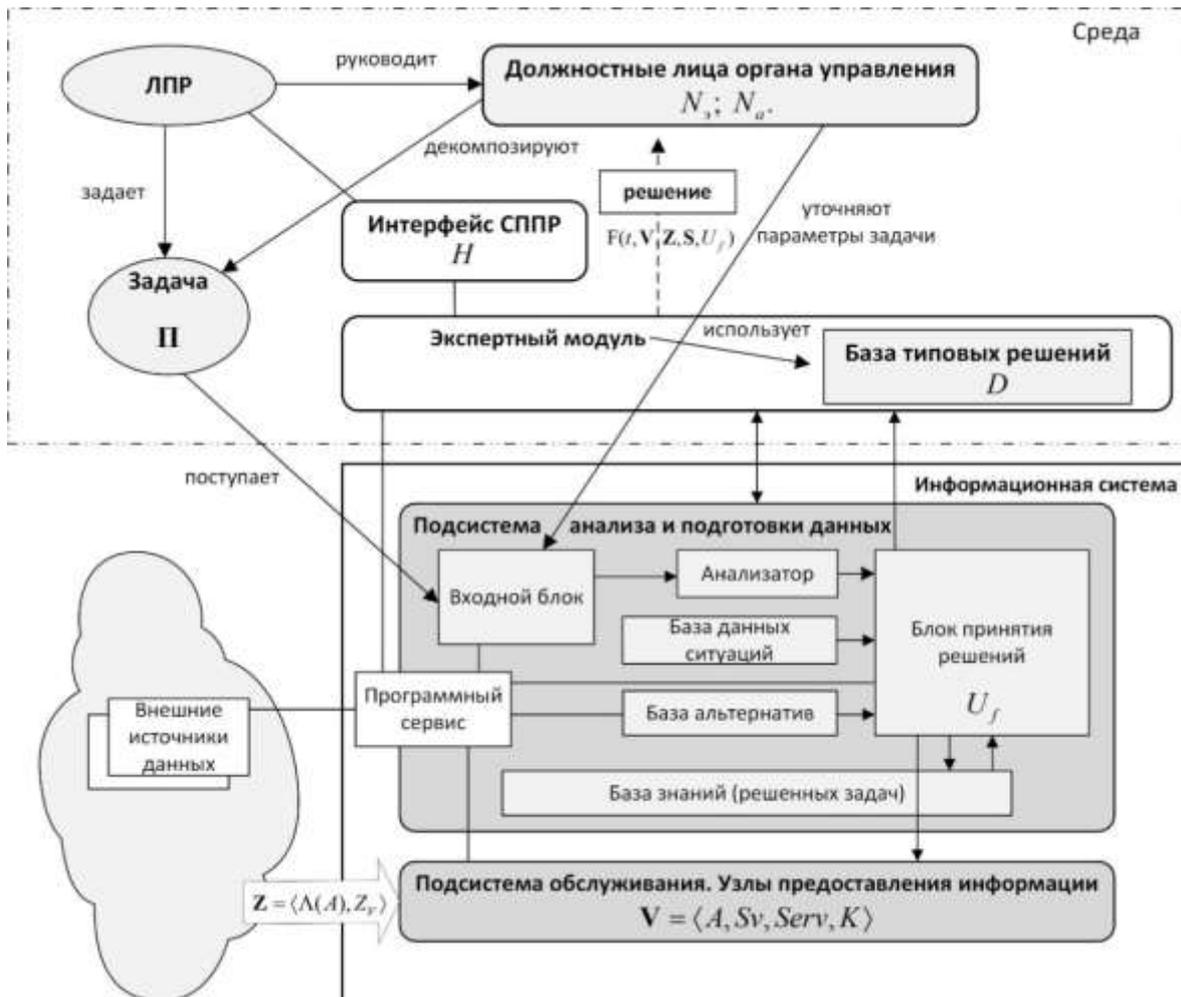


Рис. 3. Элементы концептуальной модели автоматизированной СППР при формировании информации для должностных лиц органа управления

Данная модель отражает связи между основными компонентами системы и основными показателями, определяя их место при формировании информации для должностных лиц органа управления. Частным показателем результативности, характеризующим функционирование подсистемы обслуживания, из состава информационной системы можно определить вероятность своевременного обслуживания с требуемым качеством [9].

Часто вместо определения вероятности своевременного решения задачи планирования операции (в связи с тем, что требуемые значения данного показателя не определяются в руководящих документах) используют показатели оперативности, причем частные показатели. Целесообразно принять во внимание возможность использования такого показателя, как время решения подзадачи  $t_i$ , потому что для многих типов задач требуемые времена их решения определены. Имея информацию по имеющимся ресурсам для выполнения конкретных подзадач и средним временам их решения  $t_i$ , получаем, что формирование управляющего воздействия происходит только после анализа достаточности имеющихся ресурсов для выполнения определенных операций, а также анализа информации по результатам решения задач в прошлом [7]. В случае отсутствия необходимых условий для выполнения определенных во входном блоке критериев, СППР обозначит нехватку необходимых ресурсов, а также сформирует и представит на рассмотрение альтернативные варианты выполнения мероприятий. Также стоит отметить, что с накоплением информации в базе знаний решенных задач возрастает вероятность принятия оптимального решения в конкретной ситуации, а оперативность решения исходной задачи возрастает. Важно учитывать и возможность изменения алгоритмов поиска информации в информационной системе. Влияние возможности ситуационного изменения алгоритма поиска информации на значение показателей оперативности решения комплексной задачи показано в работе [9], где продемонстрирована необходимость компонентов подсистемы анализа и подготовки данных из состава представленной концептуальной модели.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Мероприятия в сложных организационно-технических системах зачастую ограничены по времени, поэтому важно правильно их спланировать и обеспечить выполнение с учетом имеющихся ресурсов. Для принятия грамотного и обоснованного решения должностными лицами органа управления предлагается использование автоматизированной системы поддержки принятия решений, которая может быть реализована в различных вариантах, программными или аппаратно-программными средствами. Один из вариантов построения СППР представлен в данной работе. Предложена концептуальная модель автоматизированной СППР при формировании информации для должностных лиц органа управления, отражающая ее структуру и параметры. Основными отличительными чертами предлагаемой концептуальной модели автоматизированной СППР являются: наличие возможности отслеживания причины тех или иных аргументов или результатов, «понимаемых» как людьми-участниками, так и программными агентами; наличие блока приведения задачи к требуемой форме с возможностью диалога агентов с данным блоком для формулирования элементов задачи; наличие базы типовых решений для повышения оперативности обслуживания заявок на предоставление информации в ряде случаев.

Отличие данной модели с точки зрения практики заключается в том, что основными параметрами СППР выделяются те, которые непосредственно оказывают влияние на результативность либо оперативность решения задачи: параметры, характеризующие размерность и связность структуры подсистемы обслуживания, взаимодействие между узлами предоставления информации, количество заложенных в систему типовых решений, а также вариантов (алгоритмов) функционирования подсистемы обслуживания.

### Список используемых источников

1. *Поспелов Д. А.* Ситуационное управление: теория и практика. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 288 с.
2. *Клыков Ю. И.* Ситуационное управление большими системами. – М. : Энергия, 1974. – 134 с.
3. *Захаров И. Г.* Обоснование выбора. Теория практики. – СПб. : Судостроение, 2006. – 528 с.
4. *Оркин В. В., Нестеренко О. Е., Платонов С. А.* Модель системы ситуационного управления в автоматизированной системе поддержки принятия решений // Вопросы оборонной техники. Сер. : Технические средства противодействия терроризму. – 2021. – № 1-2. – С. 40–45.
5. *Смирнов А. В., Левашова Т. В., Пономарев А. В.* Поддержка принятия решений на основе человеко-машинного коллективного интеллекта: современное состояние и концептуальная модель // Информационно-управляющие системы. – 2020. – № 2. – С. 60–70.
6. *Retelny D., Bernstein M. S., Valentine M. A.* No workflow can ever be enough: How crowdsourcing workflows constrain complex work // Proceedings of the ACM on Human-Computer Interaction. – 2017. – Vol. 1, № 2. – Art. 89.
7. Актуальные научно-технические проблемы разработки и внедрения взаимосвязанного комплекса унифицированных интегрированных систем поддержки принятия решений (СППР) в АСУ объектами военно-государственного управления / П. Н. Автамонов и [др.] // Известия Южного федерального университета. Технические науки. – 2014. – № 3 (152). – С. 14–27.
8. *Легков К. Е., Оркин В. В.* К вопросу моделирования функционирования информационной подсистемы автоматизированной системы управления // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 664. – С. 34–42.
9. *Оркин В. В.* Модель функционирования автоматизированной системы управления, учитывающая информацию мониторинга производительности в узлах сетевой инфраструктуры // Интеллектуальные технологии на транспорте. – 2019. – № 1. – С. 13–18.

Д. Г. Белянин,  
кандидат технических наук;  
С. Ю. Герасименко;  
С. Ю. Пирогов,  
доктор технических наук, профессор;  
А. Э. Султанов,  
кандидат технических наук

## АНАЛИЗ СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПОВЫШЕНИЯ УРОВНЯ МНОГОРАЗОВОСТИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Предложен перспективный способ выведения полезного груза за счет использования многоразовой двухступенчатой ракеты космического назначения с последовательной схемой соединения ступеней и возвращаемым ракетным блоком первой ступени. Приведена структурная схема перспективного средства выведения и функциональная схема выведения полезного груза на орбиту с использованием многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя с последовательной схемой соединения ступеней и возвращаемым ракетным блоком первой ступени.

Ключевые слова: многоразовые средства выведения, ракета-носитель, полезная нагрузка, сбрасываемые одноразовые топливные баки.

### ВВЕДЕНИЕ

Космическая отрасль является одной из наиболее высокотехнологичных, и ее состояние во многом характеризует общий уровень развития промышленности и технологий в стране. Существующие космические достижения России по большей части основаны на достижениях СССР. На момент развала Советского Союза возможности СССР и США в космосе были примерно сопоставимы. В дальнейшем ситуация с отечественной космонавтикой стала постепенно ухудшаться.

Если не считать услуг по доставке американских астронавтов на международную космическую станцию (МКС), необходимость в которых возникла по причине отказа США от дорогостоящей программы *Space Shuttle*, то Россия во всем уступает США: практически нет успешных крупных научных проектов, сравнимых с отправкой марсоходов, развертыванием орбитальных телескопов или отправкой космических аппаратов к удаленным объектам Солнечной системы. Стремительное развитие частных коммерческих компаний привело к существенному снижению доли Роскосмоса на рынке космических запусков. Поставляемые в США российские жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) РД-180 в ближайшей перспективе будут заменены на американские BE-4 от компании *Blue Origin*.

С высокой вероятностью в ближайший год США откажутся от услуг России в качестве «космического извозчика», завершив испытания собственных пилотируемых космических аппаратов (рис. 1).

Основным устоявшимся трендом, который в ближайшей перспективе должен привести к существенному снижению стоимости вывода полезной нагрузки (ПН) на орбиту, является создание многоразовых ракет-носителей (РН). В какой-то мере это уже происходит: заявленной целью компании *SpaceX* является снижение стоимости вывода грузов на орбиту в десять раз, а на текущий момент удалось снизить цену примерно в полтора раза. Прорывом в этом направлении может стать появление двухступенчатой РН BFR с полной многоразовостью обеих ступеней и ожидаемой надежностью полетов на уровне современных авиалайнеров.

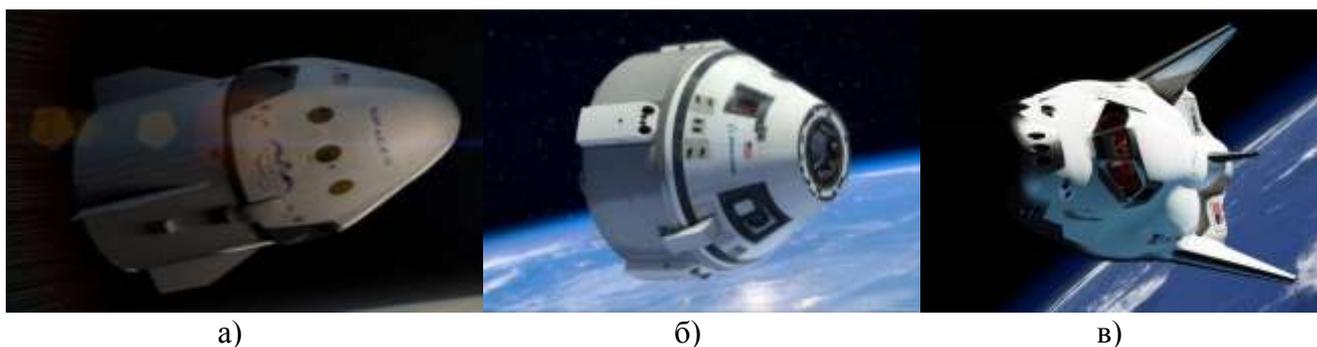


Рис. 1. Перспективные американские пилотируемые космические аппараты:  
 а – SpaceX Dragon V2; б – Boeing CST-100; в – Sierra Nevada Dream Chaser

Отечественные проекты создания новых средств выведения, в которых заложены инновационные решения (рис. 2), позволяющие реализовать частичную многоразовость, расширение азимутальности пуска, и как следствие – повышение экономичности, остались не реализованными.



Рис. 2. Нереализованные отечественные проекты перспективных средств выведения:  
 а – многоцелевая авиационно-космическая система (МАКС);  
 б – многоразовый ускоритель «Байкал»; в – многоразовая ракетно-космическая система;  
 г – проект «Ишим»; д – проект «Амур»; е – РН «Корона»

В отечественной космической отрасли наблюдаются следующие тенденции:

- замедление обновления отечественных средств выведения ведет к их ускоренному моральному устареванию;
- рост стоимости вывода 1 кг ПН на орбиту с темпом, превышающим темп роста зарубежных фирм;
- стоимостные характеристики разрабатываемых отечественных РН и сроки их создания существенно превышают характеристики аналогичных проектов РН зарубежных стран;

– основной сдерживающий фактор развития применения малых космических аппаратов – высокая стоимость пусковых услуг и, как следствие, высокая удельная стоимость выведения на низкую околоземную орбиту (6–20 тыс. долл. за 1 кг) (рис. 3).

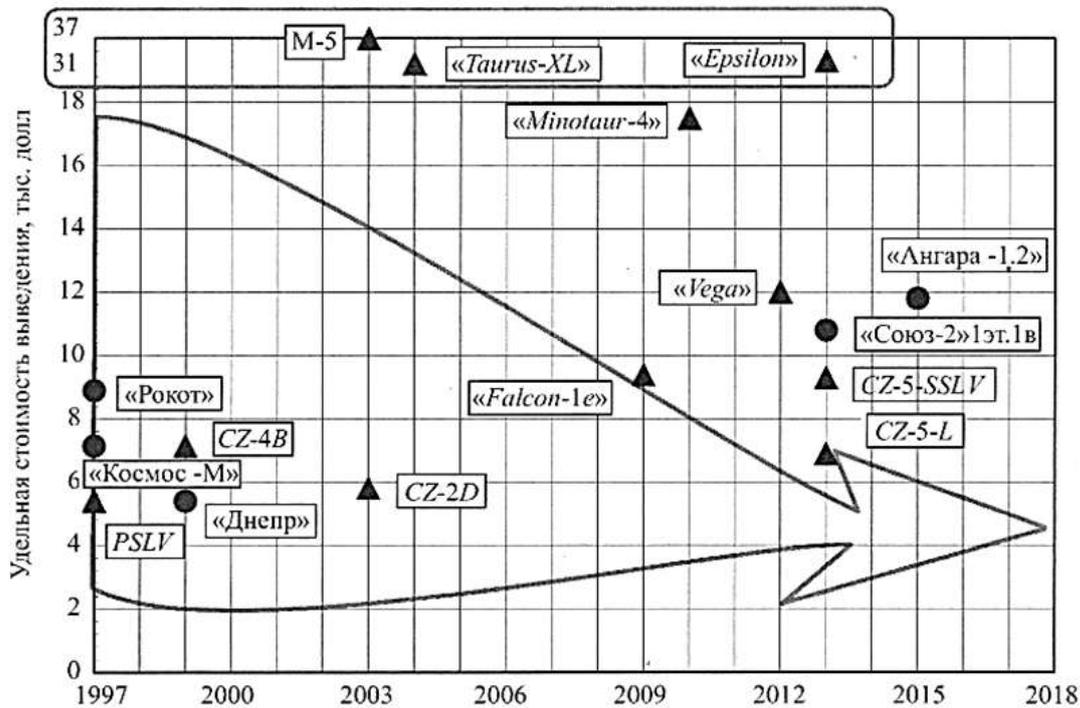


Рис. 3. Удельная стоимость выведения ПН на низкую околоземную орбиту с помощью РН сверхлегкого и легкого классов:  
● – отечественные РН; ▲ – зарубежные РН

В ходе подготовки к круглому столу «Перспективы развития системы средств выведения космических аппаратов в интересах решения задач Министерства обороны Российской Федерации» Международного военно-технического форума «АРМИЯ-2020» в Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского в рамках НИР «Иртыш-КС» был проведен анализ схемно-технических решений повышения уровня многоразовости ракет космического назначения в целях обоснования облика многоразовой ракеты космического назначения.

Анализ проведенных исследований показал, что при разработке перспективных способов вывода многоразовых воздушно-космических летательных аппаратов (МВКЛА) и ПН на околоземную орбиту необходимо обеспечить высокое значение коэффициента конструктивного совершенства. Известными способами, например, путем применения композитных материалов для изготовления топливных баков, нельзя значительно повысить указанный коэффициент.

Для увеличения коэффициента конструктивного совершенства необходимо снизить конечную массу конструкции второй ступени путем применения сбрасываемых одноразовых топливных отсеков, расположенных сверху соосно МВКЛА.

Структурно-функциональная схема предлагаемого многоразового средства выведения представлена на рис. 4 и 5.

На рис. 4 изображена структурная схема многоразовой двухступенчатой ракеты космического назначения с последовательной схемой соединения ступеней и возвращаемым ракетным блоком первой ступени 1. Вторая ступень ракеты космического назначения состоит из МВКЛА 2, одноразовых топливных баков 3 и адаптера 4, расположенных сверху соосно МВКЛА. Многоразовый маршевый ЖРД второй ступени 5 расположен внутри МВКЛА.

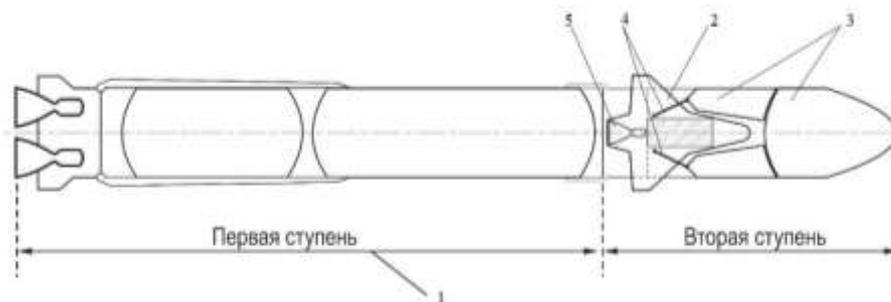


Рис. 4. Многоразовая двухступенчатая ракета космического назначения с последовательной схемой соединения ступеней

На рис. 5 изображена ракета космического назначения в момент старта 1, представлена функциональная схема выведения МВКЛА и ПН на орбиту с использованием многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя с последовательной схемой соединения ступеней 1 и возвращаемым ракетным блоком первой ступени 2. После отделения возвращаемой первой ступени 2 включается многоразовый маршевый жидкостный ракетный двигатель второй ступени 3, расположенный в корпусе МВКЛА 4. При работе второй ступени ракеты-носителя в маршевый ЖРД 3 подается топливо из топливных отсеков 5, расположенных сверху соосно МВКЛА 3. После выработки ракетного топлива, одноразовые топливные баки 5 с адаптером отделяются от МВКЛА. Затем МВКЛА 4 выполняет целевые задачи и возвращается на аэродром 6.

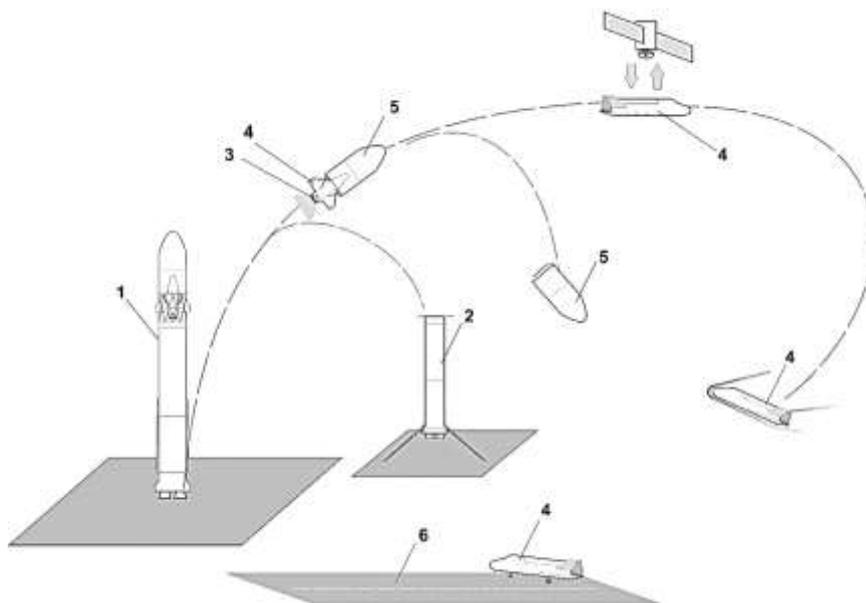


Рис. 5. Функциональная схема выведения МВКЛА и ПН на орбиту с использованием многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя с последовательной схемой соединения ступеней

Проведенные исследования в рамках НИР «Иртыш-КС» показывают, что применение сбрасываемых одноразовых топливных баков позволяет снизить пассивную массу конструкции второй ступени и увеличить коэффициент конструктивного совершенства при сохранении возможности аэродинамического маневрирования МВКЛА в верхних слоях атмосферы, а также возвращения ПН с околоземной орбиты.

Для определения удельной стоимости выведения полезного груза с помощью представленной в статье многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя была взята математическая модель, описанная в [2, 3]:

$$C = \frac{1}{k} (C_{\text{ДУ1}} m_{\text{ДУ1}} \left( \frac{a}{n} + b \right) + C_{\text{б01}} m_{\text{б01}} + C_{\text{нб1}} m_{\text{нб1}} \left( \frac{a}{n} + b \right) + C_{\text{о2}} m_{\text{о1}} + C_{\text{Т}} m_{\text{Т1}} + C_{\text{ДУ2}} m_{\text{ДУ2}} + C_{\text{б02}} m_{\text{б02}} + C_{\text{нб2}} m_{\text{нб2}} + C_{\text{о2}} m_{\text{о2}} + C_{\text{Т}} m_{\text{Т2}} + \frac{C_{\text{пу}}}{M_{\text{РН}}}),$$

- где
- $C$  – стоимость запуска 1 кг полезного груза на НОО;
  - $k$  – коэффициент конструктивного совершенства;
  - $M_{\text{РН}}$  – стартовая масса РН, кг;
  - $C_{\text{пу}}$  – цена пусковых услуг (без стоимости РН), руб;
  - $C_{\text{ДУ1}}, C_{\text{ДУ2}}$  – цена 1 кг двигательной установки (ДУ) 1-й и 2-й ступеней соответственно, руб/кг;
  - $C_{\text{б01}}, C_{\text{б02}}$  – цена 1 кг баковых отсеков 1-й и 2-й ступеней соответственно, руб/кг;
  - $C_{\text{нб1}}, C_{\text{нб2}}$  – цена 1 кг небакковых отсеков 1-й и 2-й ступеней соответственно, руб/кг;
  - $C_{\text{о2}}$  – цена 1 кг кислорода, руб/кг;
  - $C_{\text{Т}}$  – цена 1 кг керосина, руб/кг;
  - $m_{\text{ДУ1}}$  – относительная масса ДУ 1-й ступени (относительно полной массы РН);
  - $m_{\text{ДУ2}}$  – относительная масса ДУ 2-й ступени;
  - $m_{\text{б01}}, m_{\text{б02}}$  – относительная масса баковых отсеков 1-й и 2-й ступеней соответственно;
  - $m_{\text{нб1}}, m_{\text{нб2}}$  – относительная масса небакковых отсеков 1-й и 2-й ступеней соответственно;
  - $m_{\text{Т1}}, m_{\text{Т2}}$  – относительная масса керосина 1-й и 2-й ступеней соответственно;
  - $m_{\text{о1}}, m_{\text{о2}}$  – относительная масса кислорода 1-й и 2-й ступеней соответственно;
  - $b$  – коэффициент, учитывающий стоимость послеполетного обслуживания ДУ 1-й ступени;
  - $n$  – количество пусков;
  - $a$  – коэффициент, учитывающий ресурс ДУ (возможное количество пусков ДУ 1 ступени РН = 10):  $a = 1$  при  $n \leq 10$ ,  $a = 2$  при  $11 \leq n \leq 20$ ,  $a = 3$  при  $21 \leq n \leq 30$  и т. д.

Результаты проведенных исследований представлены на рис. 6.

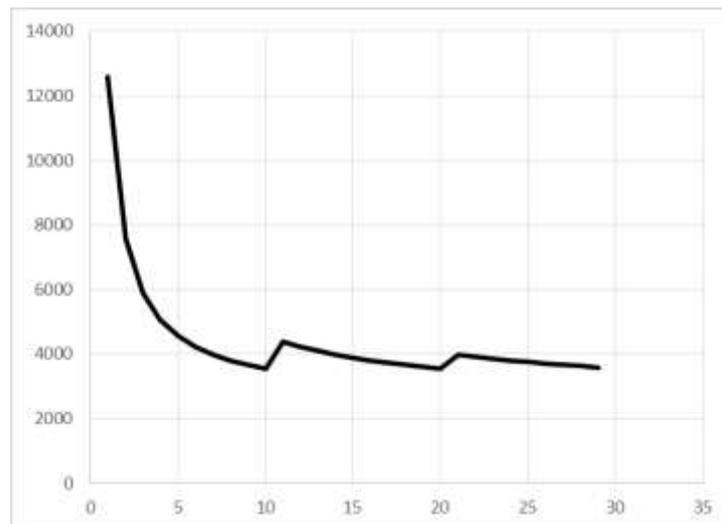


Рис. 6. Зависимость стоимости (в долларах США) выведения 1 кг полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту от количества пусков РН с возвращаемой двигательной установкой 1-й ступени и применения в качестве частично возвращаемой 2-й ступени МВКЛА при ограничении ресурса ДУ 10 пусками

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная структурно-функциональная схема многоразового средства выведения дает возможность создания перспективного средства выведения ПН на целевые орбиты, применение которого обеспечит: снижение удельной стоимости выведения полезного груза, конкурентоспособность отечественных средств запуска на мировом рынке пусковых услуг, а также развитие перспективных космических технологий.

Показано, что стоимость выведения полезного груза в случае разработки предлагаемой многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя будет составлять не более 3–4 тыс. долларов США за 1 кг полезного груза на НОО.

## Список используемых источников

1. Шилимов В. Ф., Плясунов А. А. Проектирование ракет. Энергомассовый анализ ракет: учеб. пособие. – Л. : ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1982. – 59 с.
2. Оценка технико-экономического эффекта применения многоразовых элементов конструкции ракет-носителей / Д. Г. Белянин [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 138–145.
3. Оценка влияния класса ракеты-носителя на снижение удельной стоимости выведения полезного груза за счет многоразового 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.
4. Герасименко С. Ю., Пирогов С. Ю., Постишко В. И. Исследование зависимости начальных параметров движения отделяемых частей ракет-носителей от параметров ракетодинамической системы спасения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 237–242.
5. Ракеты-носители : учебник / К. Б. Болдырев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 390 с.

А. С. Васильев,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
И. В. Захаров,  
*доктор технических наук, доцент;*  
С. С. Зыкова

## **МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ДЕГРАДИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СРЕДЫ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ПАРИРОВАНИЯ ЕЕ ОТКАЗОВ**

В публикации отмечены особенности организации и функционирования информационно-вычислительной среды (ИВС) сверхмалых космических аппаратов с реализацией механизма парирования отказов. Обоснована необходимость уточнения соответствующих моделей информационно-вычислительных систем. Представлена модель функционирования деградирующей ИВС СМКА с учетом парирования ее отказов. Показан пример сравнительного оценивания вариантов организации вычислительных процессов в ИВС СМКА и обоснована целесообразность использования предложенной модели.

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат, бортовая вычислительная система, информационно-вычислительная среда, управляемая деградация, парирование отказов.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время развитие космической техники достигло уровня, когда для решения военных задач целесообразно использование орбитальных группировок (ОГ) малых и сверхмалых космических аппаратов (СМКА). Разработка, изготовление и применение на практике многоспутниковых ОГ СМКА – это современное, активно развивающееся направление в мировой космонавтике. Этот процесс стал возможен благодаря передовым достижениям в миниатюризации бортового оборудования на основе современной элементной базы, активному использованию полимерных и композиционных материалов, интеграции бортового аппаратного комплекса на основе многофункциональных средств вычислительной техники, возможности использования негерметичных конструкций.

Использование СМКА характеризуется рядом преимуществ, неоспоримо важных для военного применения, основными из которых являются следующие [1]:

- низкие весовые характеристики позволяют запускать СМКА ракетами-носителями сверхлегкого класса, а также в качестве дополнительного груза;
- относительно невысокая стоимость серийного изготовления СМКА;
- увеличивается скорость развертывания ОГ, поскольку для выведения того же количества СМКА необходимо меньшее количество запусков;
- высокая живучесть целевых функций космической системы за счет их распределения на большом количестве микроспутников;
- дальнейшее развитие передовых наукоемких технологий в области космического приборостроения и их внедрение в военную сферу применения.

Вместе с тем нельзя не отметить определенные трудности при использовании ОГ СМКА:

- имеется ограничение функций СМКА по причине низких массогабаритных характеристик по сравнению с традиционными КА;
- СМКА имеют пониженную стойкость к воздействию факторов космического пространства, например, ионизирующих излучений разного типа;
- задачи по миниатюризации массогабаритных характеристик СМКА не позволяют внедрять в их структуру элементы, обеспечивающие защиту от мелкого космического мусора;

– ограниченные ресурсные возможности способствуют уменьшению срока активного существования СМКА.

Указанные недостатки особенно остро проявляются при решении военных задач.

Организационной основой построения бортовых комплексов управления современных космических аппаратов выступает, без сомнения, информационно-вычислительная техника. Одним из наиболее перспективных направлений ее развития является интеллектуализация управления деградирующими информационно-вычислительными ресурсами в целях парирования возникающих отказов.

Следует выделить два магистральных направления парирования отказов в информационно-вычислительной среде (ИВС) СМКА:

- использование различных видов избыточности имеющейся на борту аппаратуры;
- управление порядком и составом решаемых задач.

Эти способы реализуются динамическим учетом состояния бортовой аппаратуры, как самого КА, так и их группировки в целом, при управлении вычислительными процессами [3, 9]. В случаях отказа технических средств и в условиях нарушения основных функций при стандартной технологии реконфигурации для обеспечения работы более востребованных элементов, как правило, удаляют из системы часть действующих элементов, или исключают менее важные функции [4]. При этом чаще всего не осуществляется анализ функционирования объекта, не выявляются информационные и целевые возможности объекта. Поэтому в целях обеспечения эффективного функционирования ОГ СМКА в условиях деструктивных воздействий при растущих требованиях к оперативности решения целевых задач, длительности функционирования КА и ресурсных ограничениях на аппаратно-программную реализацию необходимо совершенствование научно-методического аппарата анализа и синтеза архитектуры бортовой ИВС и управления ею.

Основной особенностью предлагаемого подхода к парированию отказов в деградирующей ИВС СМКА, обусловившей необходимость разработки новой модели функционирования ИВС, является учет динамического изменения параметров задач. Существующие модели функционирования бортовых вычислительных средств КА, например [2, 5, 7–9], характеризуются рядом недостатков, не позволяющих комплексно учитывать указанные особенности, и, следовательно, недостаточной адекватностью реальному применению ИВС СМКА рассматриваемого класса по назначению. Поэтому необходимо построить динамическую модель функционирования ИВС СМКА с реализацией механизма парирования отказов, служащую основой для разработки методик оценивания характеристик системы с изменяющимися параметрами работы ее элементов и потоков задач.

## **ФОРМАЛИЗАЦИЯ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ**

Будем рассматривать ОГ многофункциональных СМКА. В ходе функционирования они решают ряд целевых задач (ЦЗ) применительно к совокупности целевых объектов (ЦО) [6]. Степень достижения цели применения ОГ СМКА зависит от числа СМКА, отработавших по ЦО, и от состава решенных каждым СМКА функциональных задач. При этом предполагается возможность как одиночных, так и массивов отказов бортовой аппаратуры (БА) СМКА в силу предполагаемого воздействия неблагоприятных факторов различного характера.

Информационно-вычислительная среда СМКА представляет собой гетерогенную конвергентную мультипроцессорную структуру, оснащенную функциональными узлами (устройствами реконфигурации), позволяющими коммутировать вычислительные потоки и обеспечивать выполнение бортовым комплексом управления и целевой аппаратурой своих функций в случаях отказов отдельных компонентов за счет наличия различных видов избыточности. При этом вычислительные модули (ВМ) характеризуются множеством потенциально решаемых задач, а ЦЗ характеризуются необходимыми для их решения наборами компонентов БА.

Таким образом, при работе СМКА по конкретному ЦО могут быть, во-первых, задействованы не все возможные функции (иначе говоря, решены не все потенциально выполнимые ЦЗ), и, во-вторых, при этом могут быть задействованы не все компоненты ИВС и БА. Это позволит управлять резервом аппаратуры за счет информационной и аппаратной избыточности, обеспечивая возможность парирования отказов в неблагоприятных условиях путем оптимизации расходования ресурса.

Пример схемы, иллюстрирующей планирование вычислительного процесса в ИВС рассматриваемого класса, приведен на рис. 1.

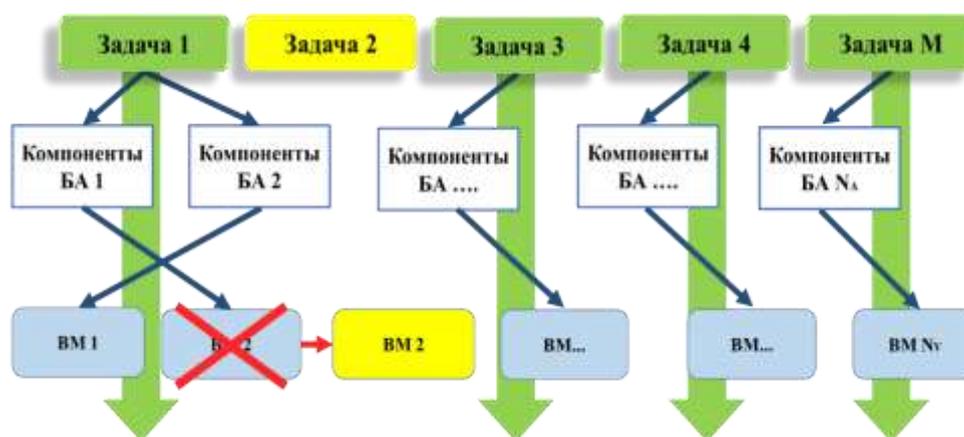


Рис. 1. Схема планирования вычислительного процесса в ИВС СМКА с парированием отказов

Решение о режимах функционирования компонентов ИВС и другой БА принимается автономно на борту в реальном масштабе времени алгоритмом управления вычислительными процессами. Для принятия этого решения на борту СМКА имеется информация о состоянии БА и ВМ [9], а также об относительной важности решения ЦЗ по тем или иным ЦО с учетом текущей обстановки (вероятностно-временных характеристик возможных неблагоприятных воздействий) и состояния ОГ.

Исходя из вышесказанного, будем считать, что в качестве входных параметров модели функционирования ИВС СМКА задаются следующие исходные данные.

1. Состав целевых задач  $Z = \{Z_j | j = 1 \dots M\}$ , решаемых группировкой из  $N_{КА}$  однотипных СМКА.

Состав ИВС СМКА задается множеством компонентов БА  $\{A_k | k = 1 \dots N_A\}$ , предназначенных для решения ЦЗ, и множеством вычислительных модулей (ВМ)  $\{V_k | k = 1 \dots N_V\}$ ,  $N_A + N_V = N$ .

Связь задач и компонентов БА описана матрицей

$$A = \|a_{kj}\|_{N_A \times M}, \quad a_{kj} = \begin{cases} 0, & A_k \text{ не необходим для решения задачи } Z_j \\ 1, & A_k \text{ не требуется для решения задачи } Z_j. \end{cases}$$

Связь задач и ВМ описана матрицей

$$V = \|v_{kj}\|_{N_V \times M}, \quad v_{kj} = \begin{cases} 0, & V_k \text{ может решить задачу } Z_j \\ 1, & V_k \text{ не может решить задачу } Z_j. \end{cases}$$

2. Законы распределения вероятности отказов (для определенности в форме интенсивности отказов) компонентов БА  $A_k$  и ИВС  $V_k$  в активном  $\lambda_k^{(1)}(t)$  и дежурном  $\lambda_k^{(0)}(t)$  режимах,  $k = 1 \dots N$ .

3. Множество ЦО  $\mathbb{O} = \{O_i | i = 1 \dots K\}$  на интервале планирования  $T$  и интервалы работы СМКА по объектам  $\{t_i\}$ : СМКА работает по ЦО  $O_k$  на интервале времени  $(t_{i-1}, t_i]$ ,  $i = 1 \dots K$ .

4. Ценность выполняемых задач в виде матрицы  $C = \|c_{ijl}\|_{K \times M \times N_{KA}}$  при условии, что по  $i$ -му объекту  $j$ -ю задачу выполнило  $l$  СМКА.

5. План функционирования ИВС СМКА в виде матрицы  $Q = \|q_{ijk}\|_{K \times M \times N}$ , где по  $i$ -му объекту  $j$ -ю задачу решает  $k$ -й компонент.

Требуется найти зависимость показателя достигаемого целевого эффекта – ожидаемой суммарной ценности выполненных задач  $R(t|Z, C, Q)$  от времени  $t \in [0; T]$  при заданных параметрах.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕГРАДАЦИИ ИВС СМКА С УЧЕТОМ ПАРИРОВАНИЯ ОТКАЗОВ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

Как отмечалось выше, парирование отказов заключается в использовании различных видов имеющейся на борту избыточности аппаратуры и управлении составом решаемых задач. Эти способы реализуются, во-первых, использованием аппаратных узлов, позволяющих осуществлять реконфигурацию ИВС, и, во-вторых, динамическим учетом состояния ОГ СМКА и компонентов бортовой аппаратуры при управлении вычислительными процессами на борту СМКА.

На рис. 2 показаны различные подходы к организации функционирования ИВС СМКА.

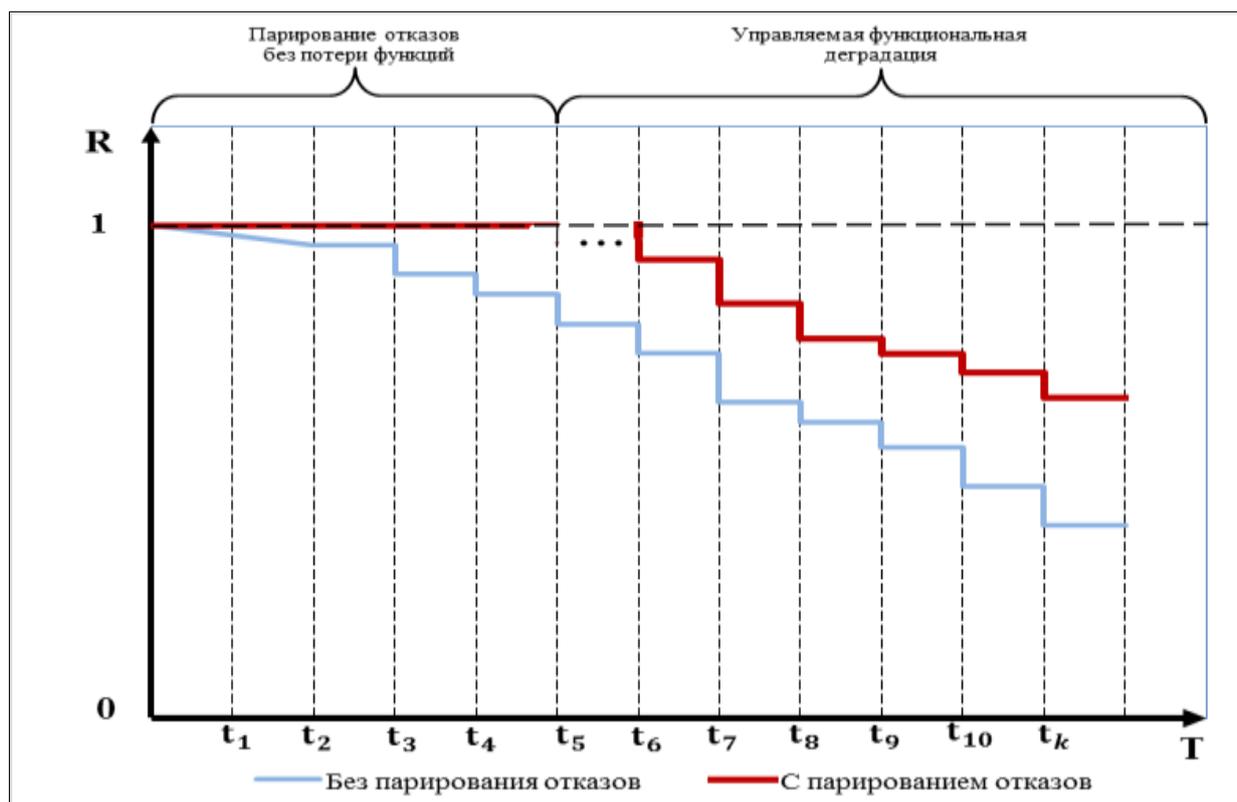


Рис. 2. Дegrадация ИВС при различной организации вычислительного процесса

Для обоснования рационального управления парированием отказов в ИВС рассматриваемого класса введем показатель достигаемого целевого эффекта функционирования СМКА – ожидаемой суммарной ценности выполненных задач:

$$R = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^M P_{ij}(t) \sum_{l=1}^{N_{KA}} c_{ijl} \rho_l(t), \quad (1)$$

где  $c_{ijl}$  – элемент матрицы  $C$ , который характеризует состояние ОГ, важность ЦО и значимость решаемой задачи;  
 $p_l(t)$  – вероятность того, что в составе ОГ в момент времени  $t$  исправно функционирует  $l$  КА.

Вероятность  $P_{ij}(t)$  в (1) выполнения  $j$ -й задачи по  $i$ -му ЦО рассчитывается из соотношения

$$P_{ij}(t) = \prod_{k:q_{jk}=1} p_k(t), \quad (2)$$

где  $p_k$  – вероятность выполнения ЦЗ  $k$ -м компонентом ИВС. Значение  $q_{ijk}$  представляет собой элемент плана функционирования ИВС, является управляемым параметром и характеризует режимы работы БА и ИВС.

При планировании вычислительного процесса в БВС КА необходим поиск компромисса между производительностью и ресурсоемкостью, так, например, в результате конфигурации с высокой производительностью обеспечивается высокое качество решения задач на заданном интервале времени, но вследствие более интенсивного расходования ресурсов снижается ожидаемый целевой эффект при дальнейшем функционировании БВС.

Пусть на решение ЦЗ может быть назначено несколько ВМ, работающих в горячем резерве. Следовательно, для решения ЦЗ по данному ЦО должны быть исправны все назначенные компоненты БА, и хотя бы один из назначенных ВМ. Тогда соотношение (2) преобразуется к виду

$$P_{ij}(t) = \prod_{k:q_{jk}=1, 1 \leq k \leq N_A} p_k(t) \cdot \prod_{k:q_{jk}=1, N_A+1 \leq k \leq N} (1 - p_k(t)). \quad (3)$$

В свою очередь,

$$p_k(t) = 1 - \prod_{i:t \leq t_i} e^{-\int_{t_{i-1}}^{t_i} \lambda_i^{(\pi_{ki})}(\tau) d\tau} = 1 - e^{-\sum_{i:t \leq t_i} \int_{t_{i-1}}^{t_i} \lambda_i^{(\pi_{ki})}(\tau) d\tau}, \quad (4)$$

где  $\pi_{ki} = V_j q_{ijk}$  – режим работы  $k$ -го компонента по  $i$ -му объекту.

Примеры оценивания результативности функционирования ИВС СМКА для гипотетической ИВС СМКА, состоящей из  $N = 2 \div 4$  однотипных ВМ, решающей  $M = 4 \div 6$  равноценных ЦЗ при работе по  $K = 4 \div 8$  ЦО (ценность задач варьировалась случайным образом по равномерному закону распределения, вероятность выхода из строя компонента ИВС в рабочем режиме равна 0,05 на каждом подинтервале) при различной организации вычислительного процесса представлены на рис. 3.

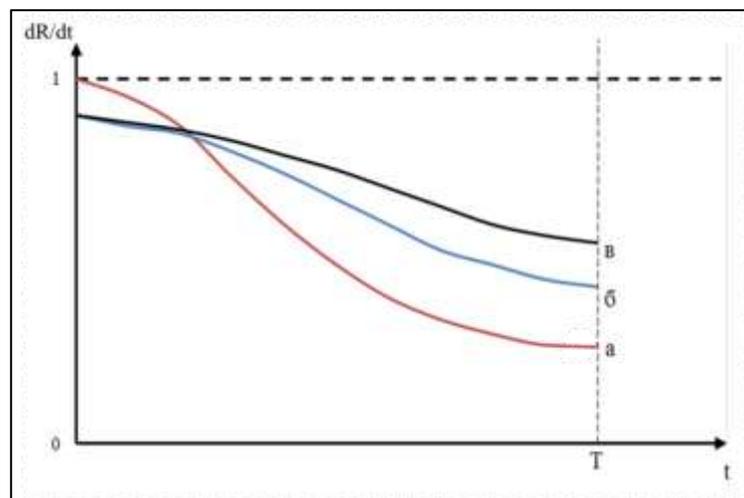


Рис. 3. Примеры оценивания результативности функционирования ИВС СМКА при различной организации вычислительного процесса

Так, из графиков на рис. 3 видно, что «жадная» стратегия максимального задействования бортовой аппаратуры может давать меньший интегральный эффект, нежели планы с ограниченным расходом ее ресурса. В то же время построение плана функционирования ИВС СМКА должно быть основано на количественной оценке достигаемого целевого эффекта для каждого случая конкретных исходных данных. Таким образом, можно сделать вывод, что предложенная модель позволяет рассчитать целевой эффект применения ИВС СМКА с новым механизмом парирования отказов и она необходима для реализации предлагаемого подхода.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основными особенностями предложенного подхода к автономному парированию отказов в деградирующих ИВС многофункциональных СМКА являются процессы реконфигурации информационных потоков между ВМ и компонентами БА, управление режимами их работы и учет динамического изменения параметров задач, прогнозирование деградации бортовой аппаратуры. Это обусловило необходимость разработки новой соответствующей модели функционирования ИВС СМКА, которая учитывает указанные особенности и позволяет рассчитать целевой эффект применения ИВС СМКА с новым механизмом парирования отказов. Исследование примеров оценивания целевого эффекта применения многофункционального СМКА в условиях неблагоприятных воздействий и возникающих отказов позволяет сделать вывод о целесообразности использования предлагаемой модели. Однако это требует обоснования исходных данных, анализа решаемых функциональных задач, подбора используемых вероятностных характеристик с дальнейшим изучением и доказательством корректности, адекватности и приемлемой точности модели. Далее на ее основе возможно построение методик, позволяющих получать оценки характеристик ИВС, которые дадут возможность подойти к решению вопросов выбора рациональных планов управления вычислительным процессом в ИВС СМКА.

## Список используемых источников

1. *Студников П. Е.* Особенности развертывания орбитальной группировки малых космических аппаратов // *Инновации и инвестиции.* – 2020. – Вып. 3. – С. 240–242.
2. *Захаров И. В.* Модель функционирования перестраиваемой бортовой вычислительной системы с учетом ее возможной деградации // *Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского.* – 2017. – Вып. 658. – С. 144–152.
3. *Захаров И. В., Корчагин П. В.* Функционально-параметрическое конфигурирование бортовой вычислительной системы космического аппарата на основе прогнозирования ее деградации // *Вестник Российского нового университета. Сер.: Сложные системы: модели, анализ и управление.* – 2020. – Вып. 2. – С. 28–37.
4. *Охтилев М. Ю., Соколов Б. В., Юсупов Р. М.* Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. – М. : Наука, 2006. – 560 с.
5. *Захаров И. В., Забузов В. С., Кузнецов В. В.* Модель функционирования реконфигурируемой бортовой вычислительной системы космического аппарата в условиях ее структурно-параметрической деградации // *Системы управления, связи и безопасности.* – 2018. – № 4. – С. 176–195.
6. *Зыкова С. С., Калюжный А. В., Лизан В. М.* Модель распределенных информационных процессов в кластере малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // *I Всероссийская НТК «Состояние и перспективы развития современной науки по направле-*

нию «Малые космические аппараты» : мат. конф. – Анапа: ФГАУ «Военный инновационный технополис «ЭРА», 2021. – С. 297–304.

7. Шульгин А. Н., Зыкова С. С. Модель гетерогенного вычислительного процесса с глобальным распределением нагрузки на основе частных множеств // Вестник Российского нового университета. Сер. : Сложные системы: модели, анализ и управление. – 2021. – Вып. 4. – С. 55–64.

8. Захаров И. В., Шушаков А. О., Калюжный А. В. Модель распределения рабочей нагрузки в вычислительной системе при управлении функциональной избыточностью // Труды Военно-космической имени А. Ф. Можайского. – 2017. – Вып. 656. – С. 153–158.

9. Захаров И. В., Зыкова С. С. Имитационно-аналитическая модель реконфигурируемой бортовой вычислительной системы космических аппаратов // Десятая всероссийская научно-практическая конференция по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2021). – СПб. : АО «ЦТСС», 2021. – С. 567–573.

С. А. Власов,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
А. Т. Жаткин,  
*кандидат технических наук;*  
И. Ю. Кубасов,  
*кандидат технических наук*

## **РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ РАСЧЕТА НАИБОЛЬШЕГО ВРЕМЕНИ РАЗРЫВА В НАБЛЮДЕНИИ ВСЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ ПРИ РАСПОЛОЖЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В ОДНОЙ ПЛОСКОСТНОСТИ**

В статье приводится решение задачи расчета наибольшего времени разрыва в наблюдении всей поверхности Земли, когда космические аппараты орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли с шириной полосы обзора меньше межвиткового расстояния расположены равномерно в одной плоскости друг относительно друга. В ряде случаев такое построение ОГ дает преимущество в периодичности наблюдения всей поверхности Земли по сравнению с ОГ, КА которых расположены во фронтальной группе с совместной шириной полосы обзора, равной межвитковому сдвигу.

Ключевые слова: космический аппарат, орбитальная группировка, наибольший разрыв в наблюдении, полоса обзора, дистанционное зондирование, межвитковый сдвиг.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время существенную роль в получении различного рода информации с поверхности Земли играют орбитальные группировки (ОГ) космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли. При этом зачастую задача наблюдения такими ОГ КА решается с заданным разрывом в наблюдении, а на способ построения структуры ОГ влияет соотношение ширины полосы обзора, формируемой бортовой аппаратурой (БА) КА, и величины межвиткового сдвига трассы полета КА [1].

Для определения максимального времени разрыва в наблюдении при заданной ширине полосы обзора БА КА удобно использовать зависимость характеристик трассы полета (межвитковый, восточный, западный сдвиг трассы полета) от числа оборотов КА в эффективные сутки, определяющую области времени разрыва в наблюдении [1–6]. При ширине полосы обзора, равной межвитковому расстоянию, разрыв в наблюдении не будет превышать половины эффективных суток и не зависит от числа оборотов КА в сутки. Уменьшение ширины полосы обзора меньше межвиткового сдвига будет приводить к значительному росту времени разрыва в наблюдении и существенной его зависимости от числа оборотов КА. Это характерно, например, для ОГ КА оптико-электронного наблюдения, у БА КА которых полоса обзора, как правило, меньше межвиткового сдвига.

Для уменьшения времени разрыва в наблюдении в случае, когда полоса обзора БА одного КА меньше межвиткового сдвига КА, можно объединить во фронтальные группы, чтобы получить совместную полосу обзора, формируемую БА каждого КА при наблюдении текущей широты размером не менее межвиткового сдвига.

Однако вместо размещения КА во фронтальные группы можно размещать их в одну плоскость. Тогда за счет смещения трасс полета можно обеспечить полное покрытие межвиткового сдвига полосами обзора КА, следующими друг за другом в одной плоскости орбиты. Целью публикации является решение задачи расчета наибольшего времени разрыва в наблюдении всей поверхности Земли при плоскостном построении ОГ КА.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть  $n$  КА ( $n > 1$ ) определяют структуру ОГ, при которой они расположены равномерно относительно друг друга в одной плоскости на круговой орбите. Движение КА рассматривается с учетом нецентральности гравитационного поля Земли. Предполагается, что ширина полосы обзора на экваторе  $\Delta\lambda'_{\text{э}}$  у каждого из  $n$  КА составляет  $n$ -ю часть межвиткового сдвига:  $\Delta\lambda'_{\text{э}} = \frac{\Delta\lambda_{\text{мв}}}{n}$ . Наклонение орбиты обеспечивает попадание полюсов Земли в полосы обзора КА, т. е. обеспечивается обзор всей поверхности. Необходимо определить наибольший разрыв во времени в наблюдении всей поверхности Земли.

## РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

При равномерном расположении  $n$  КА друг относительно друга в одной плоскости орбиты восходящие узлы на экваторе следующих друг за другом КА будут смещаться на величину сдвига по долготе:

$$\Delta\lambda'_{\text{мв}} = \frac{2\pi}{T_{\text{эф}}} \Delta T_{\Omega} = \frac{\Delta\lambda_{\text{мв}}}{n}. \quad (1)$$

Здесь  $T_{\text{эф}}$  – эффективные сутки – время полного оборота Земли относительно восходящего узла орбиты КА,

$$T_{\text{эф}} = \frac{2\pi}{\omega_3 - \dot{\Omega}},$$

где  $\omega_3$  – угловая скорость вращения Земли,

$$\omega_3 = \frac{2\pi}{T_{\text{зв}}},$$

где  $T_{\text{зв}}$  – продолжительность звездных суток,  $T_{\text{зв}} = 86164$  с;

$\dot{\Omega}$  – скорость прецессии восходящего узла орбиты,

$$\dot{\Omega} = \frac{3\pi\mu_2 \cos i}{T_{\Omega}\mu P^2},$$

где  $T_{\Omega}$  – драконический период КА;

$\mu_2$  – гравитационная постоянная, учитывающая полярное сжатие Земли;

$i$  – наклонение орбиты КА;

$\mu$  – гравитационная постоянная центрального гравитационного поля Земли;

$P$  – фокальный параметр;

$\Delta T_{\Omega}$  – промежуток времени, через который каждый последующий КА окажется в точке орбиты, которую пролетел предыдущий КА,  $\Delta T_{\Omega} = \frac{T_{\Omega}}{n}$ ;

$\Delta\lambda_{\text{мв}}$  – межвитковый сдвиг трассы полета КА,  $\Delta\lambda_{\text{мв}} = 2\pi \frac{T_{\Omega}}{T_{\text{эф}}}$ .

На рис. 1 показано расположение восходящих узлов на экваторе, начиная с восходящего узла  $B_1^1$  (верхний индекс обозначает номер витка, нижний – номер КА в плоскости) при  $n = 3$ .

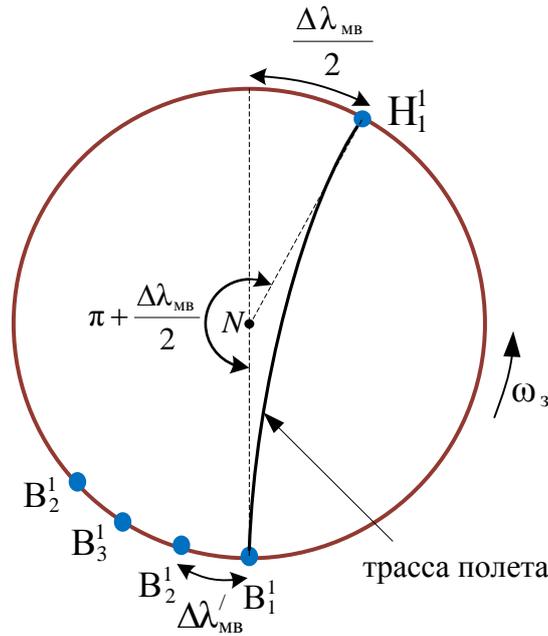


Рис. 1. Положение восходящих узлов КА на экваторе при  $n = 3$

Из рисунка видно, что дуга на экваторе между восходящим узлом  $B_1^1$  и нисходящим узлом  $H_1^1$  за счет вращения Земли составляет  $\pi + \frac{\Delta\lambda_{MB}}{2}$ . Тогда целое число сдвигов ( $k$ ) на угол  $\Delta\lambda'_{MB}$  восходящих узлов, укладываемых на интервале между первым восходящим  $B_1^1$  и первым нисходящим  $H_1^1$  узлами трассы полета, определится как

$$k = \left[ \frac{\pi + \frac{\Delta\lambda_{MB}}{2}}{\Delta\lambda'_{MB}} \right],$$

где  $[.]$  – целая часть числа.

Пусть  $l = \left[ \frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} \right]$  – целое число оборотов КА за эффективные сутки,  $m = \left\{ \frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} \right\}$  – дробная часть отношения  $\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}}$ . Тогда  $\frac{T_{эф}}{T_{\Omega}} = l + m$ .

С использованием чисел  $l$  и  $m$  можно записать  $\frac{2\pi}{\Delta\lambda_{MB}} = l + m$  или  $\pi = \left(\frac{l}{2} + \frac{m}{2}\right)\Delta\lambda_{MB}$ .

С учетом полученного выражения для числа  $k$  можно записать

$$k = \left[ \frac{\frac{l}{2} + \frac{m}{2} + \frac{1}{2}}{\Delta\lambda'_{MB}} \Delta\lambda_{MB} \right].$$

С учетом (1) величина  $k$  определится как

$$k = \left[ \frac{n}{2}(l + m + 1) \right]. \tag{2}$$

Используя число  $k$  и ширину полосы обзора каждого КА  $\Delta\lambda'_{\text{э}} = \frac{\Delta\lambda_{\text{мв}}}{n}$ , можно определить

наибольший разрыв во времени в наблюдении всей поверхности Земли  $\Delta t_n$  в случае, когда  $n$  КА расположены равномерно друг относительно друга, двигаясь в одной плоскости орбиты.

Для учета наложения полос обзора при встречном движении КА на восходящей и нисходящей частях витка на экваторе для обеспечения сплошного обзора при определении  $\Delta t_n$  к числу  $k$  необходимо добавить еще один сдвиг восходящего узла:

$$\Delta t_n = (k + 1) \frac{T_{\Omega}}{n}. \quad (3)$$

Таким образом, расчет наибольшего времени разрыва в наблюдении сводится к определению целого числа сдвигов восходящих узлов следующих друг за другом КА на величину

$\Delta\lambda'_{\text{мв}} = \frac{\Delta\lambda_{\text{мв}}}{n}$  на интервале  $\pi + \frac{\Delta\lambda_{\text{мв}}}{2}$  между восходящим и нисходящим узлами первого КА на экваторе.

Варианты расчета наибольшего времени разрыва в наблюдении всей поверхности Земли при наличии  $n$  КА выглядят следующим образом.

1. Пусть имеется один КА  $n = 1$ , с шириной полосы обзора  $\Delta\lambda'_{\text{э}} = \Delta\lambda'_{\text{мв}} = \Delta\lambda_{\text{мв}}$ , или одна фронтальная группа КА с числом КА  $n > 1$ , имеющая общую ширину полосы обзора  $n\Delta\lambda'_{\text{э}} = n\Delta\lambda'_{\text{мв}} = \Delta\lambda_{\text{мв}}$ , тогда число сдвигов будет равно

$$k = \left[ \frac{1}{2}(l + m + 1) \right] = \begin{cases} \frac{l+1}{2}, & \text{если } l - \text{нечетно,} \\ \frac{l}{2}, & \text{если } l - \text{четно.} \end{cases}$$

Следовательно, разрыв в наблюдении определится как

$$\Delta t_1 = \begin{cases} (l + 3) \frac{T_{\Omega}}{2}, & \text{если } l - \text{нечетно,} \\ (l + 2) \frac{T_{\Omega}}{2}, & \text{если } l - \text{четно.} \end{cases} \quad (4)$$

Полученное выражение для  $\Delta t_1$  соответствует выражению для расчета времени разрыва в наблюдении в случае ширины полосы обзора  $\Delta\lambda'_{\text{э}} = \Delta\lambda'_{\text{мв}}$ , рассмотренного в работах [1, 2].

Пусть  $S$  – число оборотов трассы в эффективные сутки, которое определяется как

$$S = \frac{T_{\text{эф}}}{T_{\Omega}}.$$

Причем  $S$  однозначно определяют высоту орбиты, по которой движется КА.

В работах [1, 2] показано, что на интервале значений числа оборотов КА  $S \in (l_1, l_1 + 2]$ , где  $l_1$  – нечетное натуральное число, разрыв в наблюдении для случая ширины полосы обзора  $\Delta\lambda'_{\text{э}} = \Delta\lambda'_{\text{мв}}$  определяется одинаковым значением числа оборотов КА.

Действительно, учитывая, что на интервале  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  целое число оборотов  $l$  принимает нечетное и четное значения, можно получить связь чисел  $l$  и  $l_1$ :

$$l = \begin{cases} l_1, & \text{если } l - \text{нечетно,} \\ l_1 + 1, & \text{если } l - \text{четно.} \end{cases} \quad (5)$$

Тогда выражение (4) с учетом связи (5) на интервале  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  примет вид

$$\Delta t_1 = (l_1 + 3) \frac{T_\Omega}{2}.$$

Таким образом, на всем интервале числа оборотов  $S \in (l_1, l_1 + 2]$ , где  $l_1$  – нечетное натуральное число, разрыв во времени в наблюдении в случае использования одного КА или одной фронтальной группы определяется числом  $l_1$ .

2. Пусть в одной плоскости орбиты равномерно расположены друг относительно друга два КА ( $n = 2$ ), при этом ширина полосы обзора у каждого КА  $\Delta\lambda'_\Omega = \Delta\lambda'_{\text{МВ}} = \frac{\Delta\lambda_{\text{МВ}}}{2}$ . Тогда число сдвигов восходящих узлов по долготе в соответствии с формулой (2) будет равно

$$k = [l + m + 1] = l + 1,$$

а наибольшее время времени разрыва  $\Delta t_2$  определится, как

$$\Delta t_2 = (l + 2) \frac{T_\Omega}{2}.$$

Выражение для  $\Delta t_2$  справедливо для четного и нечетного значений  $l$ . Кроме того, время разрыва  $\Delta t_2$ , при расположении двух КА в одной плоскости, для случая  $l$  – нечетного, как следует из (4), будет на половину периода меньше, чем  $\Delta t_1$  при расположении тех же двух КА во фронтальной группе.

На интервале числа оборотов КА в эффективные сутки  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  наибольший разрыв в наблюдении с учетом (5) будет рассчитываться, как

$$\Delta t_2 = \begin{cases} (l_1 + 2) \frac{T_\Omega}{2}, & \text{если } S \in (l_1, l_1 + 1], \\ (l_1 + 3) \frac{T_\Omega}{2}, & \text{если } S \in (l_1 + 1, l_1 + 2]. \end{cases}$$

Таким образом, интервал  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  разбился на две части. Причем в диапазоне  $S \in (l_1, l_1 + 1]$  разрыв в наблюдении уменьшился на половину периода, по сравнению с разрывом при расположении КА во фронтальной группе при  $n = 2$ .

3. Пусть в одной плоскости орбиты равномерно размещено друг относительно друга три КА  $n = 3$ ,  $\Delta\lambda'_\Omega = \Delta\lambda'_{\text{МВ}} = \frac{\Delta\lambda_{\text{МВ}}}{3}$ . Тогда число сдвигов по долготе восходящих узлов с учетом формулы (2) будет равен

$$k = \left[ \frac{3}{2}(l + m + 1) \right] = \begin{cases} \frac{3l + 3}{2}, & \text{если } l - \text{нечетное, } m < \frac{2}{3}, \\ \frac{3l + 5}{2}, & \text{если } l - \text{нечетное, } m \geq \frac{2}{3}, \\ \frac{3l + 2}{2}, & \text{если } l - \text{четное, } m < \frac{1}{3}, \\ \frac{3l + 4}{2}, & \text{если } l - \text{четное, } m \geq \frac{1}{3}. \end{cases}$$

Наибольшее время разрыва в наблюдении для данного случая определится как

$$\Delta t_3 = (k+1) \frac{T_\Omega}{3} = \begin{cases} \left(\frac{3l+3}{2} + 1\right) \frac{T_\Omega}{3}, & \text{если } l - \text{нечетное, } m < \frac{2}{3}, \\ \left(\frac{3l+5}{2} + 1\right) \frac{T_\Omega}{3}, & \text{если } l - \text{нечетное, } m \geq \frac{2}{3}, \\ \left(\frac{3l+2}{2} + 1\right) \frac{T_\Omega}{3}, & \text{если } l - \text{четное, } m < \frac{1}{3}, \\ \left(\frac{3l+4}{2} + 1\right) \frac{T_\Omega}{3}, & \text{если } l - \text{четное, } m \geq \frac{1}{3}. \end{cases}$$

Можно заметить, что при  $l$  четном и  $m \geq \frac{1}{3}$

$$\Delta t_3 = \left(\frac{3l+4}{2} + 1\right) \frac{T_\Omega}{3} = \frac{3l+6}{2} \frac{T_\Omega}{3} = \Delta t_1 = (l+2) \frac{T_\Omega}{2}.$$

При остальных вариантах  $\Delta t_3 < \Delta t_1$ .

Действительно:

- при  $l$  четном,  $m < \frac{1}{3}$ ,  $\Delta t_3 = (l+2) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{T_\Omega}{3} < \Delta t_1 = (l+2) \frac{T_\Omega}{2}$ ;
- при  $l$  нечетном,  $m \geq \frac{2}{3}$ ,  $\Delta t_3 = (l+3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{T_\Omega}{3} < \Delta t_1 = (l+3) \frac{T_\Omega}{2}$ ;
- при  $l$  нечетном,  $m < \frac{2}{3}$ ,  $\Delta t_3 = (l+3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{2T_\Omega}{3} < \Delta t_1 = (l+3) \frac{T_\Omega}{2}$ .

На интервале числа оборотов  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  с использованием числа  $l_1$  можно получить следующие времена разрывов в наблюдении на указанных подинтервалах:

$$\Delta t_3 = \begin{cases} (l_1 + 3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{2T_\Omega}{3}, & \text{если } s \in \left(l_1, l_1 + \frac{2}{3}\right], \\ (l_1 + 3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{T_\Omega}{3}, & \text{если } s \in \left(l_1 + \frac{2}{3}, l_1 + \frac{4}{3}\right], \\ (l_1 + 3) \frac{T_\Omega}{2}, & \text{если } s \in \left(l_1 + \frac{4}{3}, l_1 + 2\right]. \end{cases}$$

Таким образом, при размещении трех КА в одной плоскости орбиты интервал числа оборотов в сутки  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  разбился на три части. Причем только в диапазоне  $S \in \left(l_1 + \frac{4}{3}, l_1 + 2\right]$  разрыв в наблюдении совпал с разрывом во времени при размещении КА во фронтальной группе. В остальных случаях уменьшился.

4. Пусть в одной плоскости орбиты равномерно размещено друг относительно друга четыре КА  $n = 4$  с шириной полосы обзора у каждого  $\Delta \lambda'_3 = \Delta \lambda'_{\text{МВ}} = \frac{\Delta \lambda_{\text{МВ}}}{4}$ . Число сдвигов по долготе восходящих узлов с учетом (2) равно

$$k = \left[ \frac{4}{2}(l+m+1) \right] = [2l+2m+2] = [2(l+1)+2m] = \begin{cases} 2(l+1), & \text{если } m < \frac{1}{2}, \\ 2(l+1)+1, & \text{если } m \geq \frac{1}{2}. \end{cases}$$

Наибольшее время разрыва в наблюдении соответственно определится как

$$\Delta t_4 = \begin{cases} (2l+3) \frac{T_\Omega}{4}, & \text{если } m < \frac{1}{2}, \\ (2l+4) \frac{T_\Omega}{4}, & \text{если } m \geq \frac{1}{2}. \end{cases}$$

На интервале числа оборотов  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  с использованием числа  $l_1$  получим

$$\Delta t_4 = \begin{cases} (l_1+3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{3T_\Omega}{4}, & \text{если } s \in \left( l_1, l_1 + \frac{1}{2} \right], \\ (l_1+3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{T_\Omega}{2}, & \text{если } s \in \left( l_1 + \frac{1}{2}, l_1 + 1 \right], \\ (l_1+3) \frac{T_\Omega}{2} - \frac{T_\Omega}{4}, & \text{если } s \in \left( l_1 + 1, l_1 + \frac{3}{2} \right], \\ (l_1+3) \frac{T_\Omega}{2}, & \text{если } s \in \left( l_1 + \frac{3}{2}, 2l_1 \right]. \end{cases}$$

Интервал числа оборотов  $S \in (l_1, l_1 + 2]$  разбился на четыре части. При этом только в последнем варианте  $\Delta t_4 = \Delta t_1$ .

Аналогичным образом, используя выражения (2) и (3), можно получить времена разрывов в наблюдении для случаев расположения КА в одной плоскости при  $n > 4$ .

Анализ приведенных результатов вычисления времен разрыва в наблюдении для приведенных чисел  $n$  показывает, что при условии, что ширина полосы обзора меньше межвиткового сдвига, на разрыв в наблюдении всей поверхности Земли влияет способ построения ОГ КА. Для ОГ, где КА расположены в одной плоскости, может быть получен меньший разрыв в наблюдении по сравнению с ОГ, в которых то же число КА расположено во фронтальной группе.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в статье рассмотрены варианты расчета наибольшего разрыва в наблюдении всей поверхности Земли в периодах обращения КА при расположении КА ОГ с полосой обзора, меньшей межвиткового сдвига в одной плоскости. Из рассмотренных вариантов построения ОГ КА при размещении КА во фронтальной группе с совместной полосой обзора, равной межвитковому расстоянию, и при равномерном расположении такого же количества КА в одной плоскости разрыв в наблюдении остается чуть более половины эффективных суток. Это происходит за счет округления количества сдвигов трассы полета КА, укладываемых в половине эффективных суток, в большую сторону до целого числа. В то же время рассмотренные варианты построения ОГ КА в плоскости позволяют в ряде случаев уменьшить разрыв в наблюдении по сравнению с фронтальной группой при одинаковом количестве КА, так как при таком построении интервал следования КА становится меньше периода обращения КА, который соответствует фронтальному построению ОГ КА.

Используя способ построения КА в плоскости можно перейти к формированию ОГ КА с разрывом в наблюдении менее полусуток. Для этого можно равномерно разместить плоскости орбит на интервале 180 градусов.

### 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. *Власов С. А.* Основы баллистического проектирования систем КА землеобзора : учеб. пособие. – СПб. : МО РФ, 1998. – 94 с.
3. *Власов С. А., Киселев В. В., Кульвиц А. В.* Анализ вариантов баллистического построения систем космических аппаратов периодического обзора заданного района земной поверхности // Труды XVIII Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы защиты и безопасности», Санкт-Петербург, 1–4 апреля 2015 г. – СПб. : НПО специальных материалов. – 2015. – С. 441–444.
4. *Власов С. А., Кубасов И. Ю., Селин В. А.* Выбор баллистической структуры системы космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2010. – Вып. 625, т. 2. – С. 76–80.
5. *Власов С. А., Кубасов И. Ю., Селин В. А.* Расчет баллистической структуры системы космических аппаратов периодического обзора поверхности Земли // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2010. – Вып. 627. – С. 129–131.
6. *Власов С. А., Кульвиц А. В., Мосин Д. А.* Анализ пространственно-временных характеристик при решении задачи периодического наблюдения системой КА // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского / под общ. ред. М. М. Пенькова. – 2010. – Вып. 625, т. 2. – С. 72–75.

**В. О. Головчинский**

кандидат технических наук;

Н. В. Головчинская;

О. В. Мироненков,

кандидат химических наук

## ПЛАНИРОВАНИЕ ДИАГНОСТИЧЕСКИХ МЕРОПРИЯТИЙ И ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ОБЪЕКТАХ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ МЕТОДОМ ПОСТРОЕНИЯ ЛИНЕЙНЫХ СПЛАЙНОВ

Предложен способ планирования диагностических мероприятий и технического обслуживания на объектах наземной космической инфраструктуры по данным мониторинга методами неразрушающего контроля динамики их износа. Для решения данной задачи использовался метод аппроксимации линейными сплайнами соседних реализаций потери работоспособности объектом контроля.

Ключевые слова: техническое состояние, планирование, регрессионный анализ, сплайны, техническое обслуживание, технологическое оборудование, стартовый комплекс, параметры контроля, потеря работоспособности, неразрушающий контроль.

### ВВЕДЕНИЕ

Большинство технических объектов наземной космической инфраструктуры (ОНКИ), обеспечивающих пусковую деятельность космодрома, принадлежат к особо критичным объектам, отказы которых могут привести к катастрофическим ситуациям. Очевидно, что стратегия аварийных замен в данном случае неприемлема. Поэтому проблема мониторинга динамики потери работоспособности таких объектов приобретает особую актуальность.

Техническое состояние (ТС) технологического оборудования (ТО) стартового комплекса (СК) ракетно-космического комплекса (РКК) определяется показателями ряда диагностических параметров, а наступление события отказа – это результат выхода показателей данных параметров за пределы области работоспособности [1–3]. Для решения задачи по предотвращению наступления такого события необходим научно-методический аппарат по планированию сроков проведения контрольных измерений диагностических параметров объекта, а также для принятия управленческих решений о необходимости его вывода на техническое обслуживание.

В настоящее время существует три основных подхода (стратегии) к организации технического обслуживания (рис. 1) [4].



Рис. 1. Стратегии технического обслуживания

Третий подход к техническому обслуживанию (по фактическому ТС ТО) считается самым перспективным [4, 5], поскольку такая стратегия позволяет наиболее рационально расходовать технический потенциал ОНКИ.

В данной работе предлагается способ по планированию диагностических мероприятий на ОНКИ средствами неразрушающего контроля (НК), основанный на анализе тенденций износа критичных элементов объекта контроля (анализе отклонений их от линейности износа). Данное решение базируется на идеях гарантированного прогноза потери работоспособности объектом контроля [6, 7] при построении линейных сплайнов соседних реализаций. Предложенный подход к планированию диагностических мероприятий позволяет в определенной мере реализовать стратегию технического обслуживания по фактическому ТС ТО СК РКК и эксплуатировать ТО до появления признаков критического снижения его ресурса. При этом исключается преждевременная замена его типовых элементов и узлов [8].

## ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Согласно ГОСТ 27.002–2015 для оценки долговечности ТО используется такой показатель, как гамма-процентный ресурс, определяющий наработку оборудования, при которой оно не достигнет предельного состояния с заданной вероятностью  $\gamma$ . При  $\gamma = 100\%$  гамма-процентный ресурс  $T_{\gamma}$  соответствует назначенному ресурсу (наработке до предельного состояния), который определяется из выражения

$$1 - \int_0^{T_{\gamma}} f(t) dt = \frac{\gamma}{100}. \quad (1)$$

где  $f(t)$  – плотность распределения наработки до предельного состояния (отказа).

Назначенный ресурс устанавливают в соответствии со значениями показателей надежности, которые рассчитывают (или получают эмпирически) с учетом требований по безопасности. При этом вероятность безотказной работы ТО должна стремиться к единице. Кроме того, для большей безопасности часто вводят понижающий коэффициент для предельной наработки оборудования. Поэтому назначенный показатель ресурса не является предельным, а скорее определяет минимальную наработку, при которой ТО может потерять работоспособность. То есть предполагается, что эксплуатация ТО до назначенной суммарной наработки гарантированно не приведет к выходу его из строя.

Пусть  $T_{\gamma}$  известно, а запас работоспособности технической системы убывает с течением времени эксплуатации по линейному или экспоненциальному закону.

Рассмотрим одномерный случай функционирования объекта контроля, когда его техническое состояние определяется одним измеряемым параметром – параметром контроля (ПК). При этом заметим, что решение поставленных задач для многомерного случая, когда у объекта несколько критичных ПК, сводится к решению совокупности одномерных. К таким объектам из состава ТО СК РКК с ограниченным числом узлов можно отнести механическое оборудование подъемно-транспортных и стартовых систем, отдельные типовые элементы запорочного оборудования СК [9].

Пусть  $d(t_i)$  – значение ПК при  $i$ -й наработке оборудования, тогда  $\Delta d(t_i) = d(t_i) - d(t_0) - i$ -е отклонение значения ПК оборудования от исходного значения (при нулевой наработке  $t_0 = 0$ ). Полагая  $d(t_0) = 0$ , можно записать:  $\Delta d(t_i) = d(t_i)$ , а  $\Delta d(T_p) = d(T_p) - d(t_0) = d(T_p)$  – установленное критическое значение отклонения ПК оборудования при наработке до предельного состояния  $T_p$  (назначенного ресурса).

Дадим графическое представление потери работоспособности объекта контроля при условии линеаризации процесса износа (рис. 2). Назовем прямую  $\Delta d_B(t) = t$  базовой линией потери работоспособности (БЛПР), а область ниже БЛПР – областью допустимых отклонений

истинных значений ПК от исходного состояния, поскольку истинное значение отклонения ПК (плановый износ) от исходного состояния при правильной (штатной) эксплуатации объекта в любой момент наработки  $t_i$  не должно превышать  $\Delta d_B(t_i)$ .

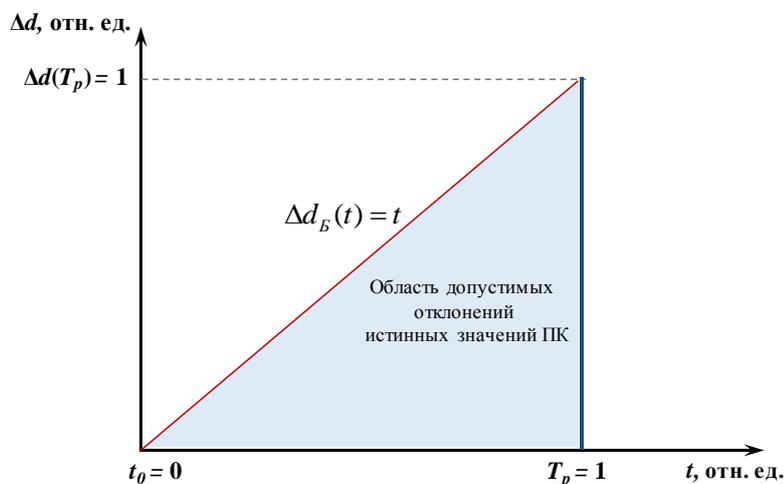


Рис. 2. Графическое представление потери работоспособности объекта контроля при условии линеаризации процесса износа

На рис. 2 производная линии потери работоспособности оборудования равна единице, поскольку шкала времени наработки и шкала отклонения ПК оборудования от исходного значения были (для удобства) нормализованы в соответствии с выражениями:

$$t_i = \frac{t'_i}{t'_{\max}} = \frac{t'_i}{T'_p}, \quad (2)$$

$$\Delta d(t_i) = \frac{d(t'_i)}{d(t'_{\max})} = \frac{d(t'_i)}{d(T'_p)}, \quad (3)$$

- где  $t'_i$  – действительное  $i$ -е значение наработки во временных единицах;  
 $t'_{\max}$  – действительное максимальное (предельное) значение наработки во временных единицах,  $t'_{\max} = T'_p$ ;  
 $d(t'_i)$  – действительное отклонение ПК оборудования от исходного значения при наработке  $t'_i$ ;  
 $d(t'_{\max})$  – действительное максимальное (предельное) отклонение ПК оборудования от исходного значения при наработке  $T'_p$ ,  $d(t'_{\max}) = d(T'_p)$ .

При этом новые нормализованные значения  $t_i$  и  $\Delta d(t_i)$  будут лежать в интервале  $[0, 1]$ .

Заметим, что такое нормализованное представление данных полезно, когда измерения ПК производятся разными методами НК и показатели отклонений ПК от базовых (исходных или нулевых) значений имеют отличную размерность. Нормализация позволяет привести данные, полученные от различающихся по своей физической природе средств измерения, к безразмерному (единому) виду, что обеспечивает их сравнение между собой и способствует расширенному анализу ТС объекта контроля.

Динамику приближения ТС объекта контроля к критическому (предельному) состоянию удобно описывать кусочными функциями (сплайнами), когда процесс потери работоспособ-

ности объектом между соседними моментами наработки задается отрезком некоторой прямой (рис. 3), т. е. процесс изменения  $\Delta d(t_i)$  аппроксимируется случайными функциями вида

$$\Delta d_{ij}(t_i) = b_{ij} + a_{ij} \cdot t_i + \varepsilon_{ij}, \quad j = \{1, 2, \dots, n\}, \quad n \rightarrow \infty, \quad (4)$$

где  $\Delta d_{ij}(t_i)$  –  $j$ -я реализация процесса изменения ПР в момент наработки  $t_i$ ;  
 $b_{ij}$  – свободный член  $j$ -го сплайна в момент наработки  $t_i$ ;  
 $a_{ij}$  – коэффициент, определяющий тангенс угла наклона  $j$ -го сплайна к оси абсцисс в момент наработки  $t_i$ ;  
 $\varepsilon_{ij}$  – случайная ошибка  $i$ -го измерения в момент наработки  $t_i$ , которая не превышает по модулю некоторой заданной величины  $e$  ( $|\varepsilon_{ij}| \leq e$ ).

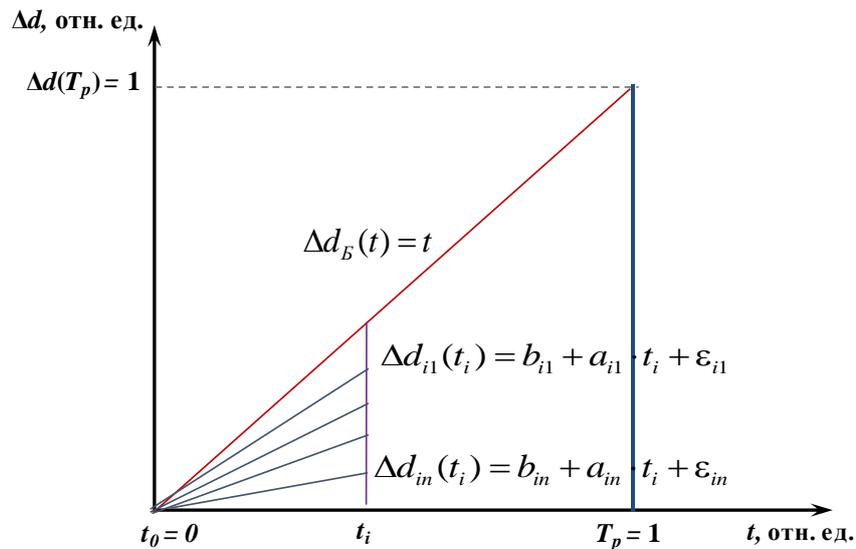


Рис. 3. Реализация процесса износа в определенные моменты наработки оборудования

В работе [8] описывается минимаксный подход к определению ТС объекта контроля для дальнейшего его прогнозирования. Основная идея данного подхода заключается в том, что в ходе измерения показателей ТС объекта контроля в определенные моменты времени из множества возможных реализаций случайного процесса износа его типовых элементов и узлов выбираются экстремальные (граничные) реализации. Истинные значения изменения ПК при этом неизвестны, но они гарантированно находятся между экстремальными реализациями  $\Delta d(t_i)^-$  и  $\Delta d(t_i)^+$ :

$$\begin{cases} \Delta d(t_i)^- = b_i + a_i \cdot t_i - e, \\ \Delta d(t_i)^+ = b_i + a_i \cdot t_i + e, \\ \Delta d(t_i)^- < \Delta d_{\text{ист}}(t_i) < \Delta d(t_i)^+, \end{cases} \quad (5)$$

где  $\Delta d(t_i)$  – результат измерения ПК в момент наработки  $t_i$ ;  
 $\Delta d_{\text{ист}}(t_i)$  – истинное значение изменения ПК в момент наработки  $t_i$ .

Для решения поставленной задачи нас будут интересовать реализации, характеризующие только пессимистическое развитие процесса отклонения ПК оборудования от исходного состояния  $\Delta d(t_i)^+$ .

Проведем измерение ПК в момент наработки  $t_i$  и найдем экстремальное значение его изменения  $\Delta d(t_i)^+$ . Далее определим коэффициент  $a_i$  и свободный член  $b_i$ , решая систему уравнений

$$\begin{cases} \Delta d(t_i)^+ = b_i + a_i \cdot t_i + e, \\ \Delta d(t_{i-1})^+ = b_{i-1} + a_{i-1} \cdot t_{i-1} + e. \end{cases} \quad (6)$$

Заметим, что выбор первой точки (момента)  $t_1 = T_n$  измерения ПК следует проводить, руководствуясь эмпирическими данными, либо в соответствии с рекомендациями проектной документации на элемент контроля. При этом главным критерием такого выбора должно быть условие возможности обнаружения (выявления) средствами контроля начальной стадии деградиационного процесса (развития дефекта) у элемента контроля, которое зависит от технических характеристик измерительных средств НК, главным образом – от их чувствительности.

Коэффициент  $a_i$  определяет угол наклона линейного сплайна к оси абсцисс в момент  $t_i$ , а значит и тенденцию изменения ПК, поэтому срок проведения очередных диагностических мероприятий на объекте контроля  $t_{i+1}$  можно определять по соотношению коэффициентов  $a$   $i$ -го сплайна и БЛПП (в нашем случае  $a_{\text{БЛПП}} = \text{const} = 1$ ):

$$t_{i+1} = t_i + T_n \cdot \frac{1}{|a_i|}. \quad (7)$$

Из формулы (7) следует, что второй член суммы – отношение  $\frac{T_n}{|a_i|}$  – определяет наработку

до следующего измерения ПК. При этом чем меньше коэффициент  $a_i$  в уравнении предыдущего сплайна (тенденция значений ПК направлена в сторону отдаления от значений БЛПП), тем больше планируемый период наработки до проведения очередного контроля ТС объекта, и наоборот. Данное обстоятельство позволяет наиболее рационально планировать диагностические мероприятия на объектах контроля, не проводя избыточное число контрольных замеров, а также более эффективно реализовать подход к организации технического обслуживания по фактическому ТС ТО СК РКК.

Приведем пример условного расчета (табл. 1 и рис. 4) очередных моментов измерения ПК ТО при условии, что данное оборудование работает без запланированных или вынужденных простоев, процесс деградации ПК протекает естественно (не корректируется), и его экстремальные реализации  $\Delta d(t_i)^+$  лежат в области допустимых отклонений истинных значений ПК от исходного состояния в процессе всего периода эксплуатации  $[0, T_p]$ .

Таблица 1

### Пример условного расчета очередных моментов измерения ПК ТО

$t$	$t$ (по выражению (7))	$\Delta d(t_i)^-$	Уравнение сплайна	$a_i$	$\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$
$t_1 = T_n$	0,0100	0,005	$\Delta d(t)^- = 0,5000t$	0,5000	0,0100
$t_2$	0,2100	0,100	$\Delta d(t)^- = 0,4750t + 0,0002$	0,4750	0,2000
$t_3$	0,4205	0,300	$\Delta d(t)^- = 0,9500t - 0,0995$	0,9500	0,2105
$t_4$	0,5258	0,350	$\Delta d(t)^- = 0,4750t + 0,1003$	0,4750	0,1053
$t_5$	0,7363	0,550	$\Delta d(t)^- = 0,9500t - 0,1495$	0,9500	0,2105
$t_6$	0,8416	0,700	$\Delta d(t)^- = 1,4250t - 0,4992$	1,4250	0,1053
$t_7$	0,9117	0,750	$\Delta d(t)^- = 0,7125t + 0,1004$	0,7125	0,0702
$t_8$	$1,0521 > 1 \Rightarrow t_8 = 1$	0,810	$\Delta d(t)^- = 0,6799t + 0,1301$	0,6799	0,0882

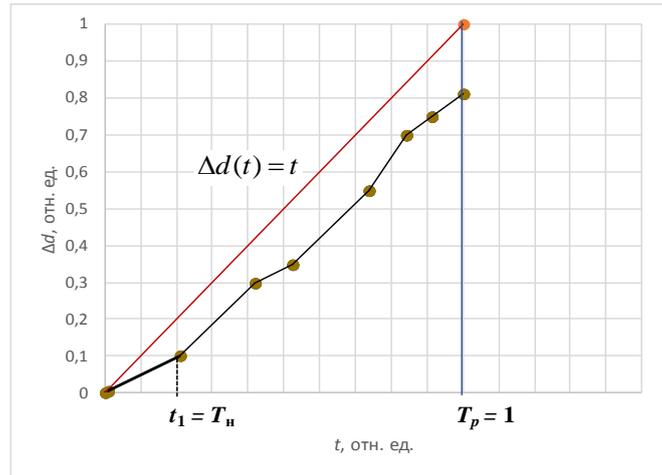


Рис. 4. Графическое представление условного расчета очередных моментов измерения ПК ТО

Приведенный пример показывает лишь принципиальный подход к расчету очередных моментов измерения ПК ТО. На практике ОНКИ эксплуатируются, как правило, с технологическими (запланированными) или вынужденными простоями. Пусть  $T_j$  – момент начала простоя ( $t_i \leq T_j$ ),  $T_{j+1}$  – момент окончания простоя,  $t'_{i+1}$  – момент очередного контроля технического состояния объекта в отсутствии простоя (простоев), вычисленный по формуле (7). Тогда выражение (7) можно преобразовать к следующему виду:

$$\begin{cases} t_{i+1} = t'_{i+1} + \sum_{j=1}^{2n} (T_{j+1} - T_j), & \text{if } t'_{i+1} > T_{2n}, \\ t_{i+1} = T_{2n}, & \text{if } t'_{i+1} \leq T_{2n}, \end{cases} \quad (8)$$

где  $n$  – количество простоев ТО с момента  $t_i$ .

Принятие управленческих решений по проведению технического обслуживания (коррекции, перестройки, регулировки ПК) ТО СК РКК целесообразно проводить, анализируя тенденцию двух последних сплайнов относительно БЛПР. Если углы их наклона к оси абсцисс (коэффициенты  $a_i$  и  $a_{i-1}$ ) больше, чем у БЛПР, и при этом крайние правые точки сплайнов находятся выше БЛПР (точки А и Б на рис. 5), то такое отклонение от нормального (линейного износа) позволяет предположить, что начался процесс повышенной потери работоспособности у объекта контроля, поскольку возрастает вероятность выхода истинного значения ПК из области допустимых значений.

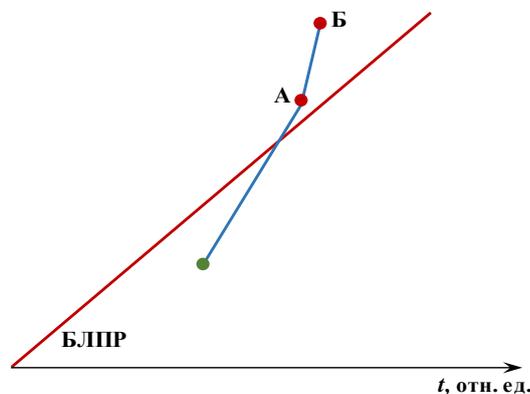


Рис. 5. Анализ тенденций двух последних сплайнов относительно БЛПР

Поэтому наступает момент для принятия соответствующего управленческого решения. Отметим, что в ситуации, когда сплайн пересекает БЛПР, срок проведения очередного контроля ТС объекта, рассчитанный по формуле (7), будет относительно невелик, что позволяет минимизировать риски выхода из строя объекта контроля (не допустить разрушения его типовых элементов). Кроме того, вероятность наступления такого рисковогго события минимизируется и тем, что в представленной модели используется пессимистическое развитие процесса отклонения ПК оборудования от исходного состояния. Однако, учитывая то обстоятельство, что ТО СК РКК по большей мере является уникальным, дорогим, высокотехнологичным и при этом с высокой ценой отказа, что делает его критически значимым в составе ОНКИ, то стратегия контроля его ТС должна строиться на принципе избыточности мер (или запаса надежности) по предотвращению рисковогго событий и носить упреждающий характер.

После восстановления ПК (приведения их к номинальным значениям для соответствующей наработки) можно далее продолжать планирование диагностических мероприятий по представленной схеме.

Если в процессе эксплуатации ТО СК РКК какой-либо его определяющий ПК изменяется по экспоненциальному закону, т. е. запас работоспособности оборудования уменьшается нелинейно:  $\Delta d(t) = x \cdot e^{at}$ , где  $x = \text{const}$ , тогда, логарифмируя, получаем  $\ln \Delta d(t) = \ln x + at$ . Пусть  $b = \ln x$ , тогда можно записать переход к линейной зависимости вида

$$\ln \Delta d(t) = b + at. \quad (9)$$

Важным вопросом при определении экстремальных реализаций  $\Delta d(t_i)^+$  и  $\Delta d(t_i)^-$ , в соответствии с выражением (5), является наиболее точное и обоснованное указание значения величины  $e$ , которая задает максимальный интервал, в котором находятся ошибки измерений ПК, т. е. определяет расстояние (размах) между граничными реализациями потери запаса работоспособности технологическим оборудованием в процессе его эксплуатации. При этом, чем меньше это расстояние, тем точнее будет оценка ТС объектов контроля.

Число  $e$  составляет половину ширины максимального интервала, в котором истинное значение находится с заданной достоверностью, и называется предельной доверительной погрешностью. В общем случае предельная доверительная погрешность является половинной суммой максимальной систематической погрешности измерения ( $\delta_{\text{сист}}$ ) и максимальной случайной погрешности измерения ( $\delta_{\text{случ}}$ ):

$$e = \frac{\max(\delta_{\text{сист}}) + \max(\delta_{\text{случ}})}{2}. \quad (10)$$

На практике причины систематических погрешностей измерения обычно известны, и их стараются учесть или по возможности максимально устранить путем детального анализа потенциальных их источников и тщательной подготовкой к проведению измерений.

Случайная погрешность измерения может быть вычислена статистическими методами по результатам тестовых измерений [10]:

$$\delta_{\text{случ}} = t_{p,n} \cdot S_{\bar{x}}, \quad (11)$$

где  $t$  – коэффициент Стьюдента;  
 $p$  – доверительная вероятность (надежность) оценки;  
 $n$  – число измерений;  
 $S_{\bar{x}}$  – среднее квадратическое отклонение среднего арифметического.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложен способ планирования сроков проведения диагностических мероприятий методами неразрушающего контроля и технического обслуживания на объектах ответственного назначения СК РКК по их фактическому состоянию. Полученные решения базируются на идее аппроксимации линейными сплайнами соседних реализаций потери работоспособности объектом контроля. При этом своевременный контроль ТС ТО СК РКК на основе разработанного способа позволяет существенно снизить риски неожиданных отказов в процессе его эксплуатации. Разработанный методический подход к планированию особенно целесообразно использовать на ОНКИ после продления у них назначенного ресурса.

### Список используемых источников

1. *Абрамов О. В.* Об оценке вероятности наступления рисков события: функционально-параметрический подход // *Надежность и качество сложных систем.* – 2016. – № 1. – С. 24–31.
2. *Абрамов О. В.* Функционально-параметрическое направление теории рисков: возможности и перспективы // *Вестник ДВО РАН.* – 2016. – № 4. – С. 96–101.
3. *Абрамов О. В.* Анализ и прогнозирование техногенных рисков // *Информатика и системы управления.* – 2012. – № 3. – С. 97–105.
4. *Абрамов О. В.* Мониторинг и прогнозирование технического состояния систем ответственного назначения // *Информатика и системы управления.* – 2011. – № 2(28). – С. 4–15.
5. *Абрамов О. В.* Управление состоянием сложных технических систем // *Труды Международного симпозиума «Надежность и качество».* – Владивосток : Дальнаука, 2010. – Т. 1. – С. 24–26.
6. *Ащепков Л. Т.* Модели и методы повышения живучести управляемых систем. – Владивосток: Дальнаука, 2006. – 132 с.
7. *Абрамов О. В., Розенбаум А. Н., Климченко В. В.* Прогнозирование состояния и планирование эксплуатации систем ответственного назначения // *Вестник ДВО РАН.* – 1996. – № 4. – С. 65–76.
8. *Абрамов О. В., Цицашвили Г. Ш.* Прогнозирование отказа контролируемой технической системы // *Информатика и системы управления.* – 2018. – № 3(57). – С. 42–49.
9. Особенности проведения обследования технического состояния строительных конструкций стартовых космических комплексов с последующим проведением поверочных расчетов для обеспечения их безотказной эксплуатации или реконструкции / Ю. Е. Тупицин [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. : изд-во СВЕН, 2015. – С. 129–138.
10. *Гмурман В. Е.* Теория вероятностей и математическая статистика. – М. : Высш. шк., 2005. – 478 с.

В. С. Грибков\*;

*кандидат технических наук;*

С. В. Ковалев\*;

*кандидат технических наук;*

С. М. Нестеров\*;

*доктор технических наук, профессор;*

Д. А. Слухаева\*

\*ЦНИИ ВКС Минобороны России, г. Тверь.

## **КОМБИНИРОВАННЫЕ СПОСОБЫ СНИЖЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ЗАМЕТНОСТИ НА ПРИМЕРЕ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Представлены экспериментальные и расчетные значения эффективной площади рассеяния беспилотного летательного аппарата с использованием мероприятий противорадиолокационной маскировки. Предлагаются комбинированные способы снижения радиолокационной заметности на примере беспилотных летательных аппаратов за счет одновременного применения современных радиопоглощающих покрытий и материалов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, эффективная площадь рассеяния, радиопоглощающие покрытия, радиопоглощающие материалы.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В современных вооруженных конфликтах особое место отводится завоеванию господства в воздушном пространстве. Поэтому ведущие зарубежные страны уделяют значительное внимание развитию наукоемких отраслей промышленности, где одним из главных направлений повышения боеспособности войск является оснащение национальных вооруженных сил беспилотными летательными аппаратами (БпЛА) различного класса и назначения.

Анализ опыта боевого применения БпЛА показал, что улучшение летно-тактических характеристик (маневренность, дальность и продолжительность полета), снижение заметности в различных спектрах (видимом, радиолокационном и инфракрасном), модернизация вооружения и бортового радиоэлектронного оборудования, а также обеспечение многофункциональности БпЛА существенно увеличивают их возможности.

Наиболее эффективным способом противорадиолокационной маскировки БпЛА является снижение радиолокационной заметности доминирующих элементов конструкции планера. При этом широко используются алюминиевые сплавы, композиционные структуры, радиопоглощающие покрытия и материалы (РПП и РПМ), специальные многослойные лакокрасочные покрытия.

### **ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОПОГЛОЩАЮЩИХ ПОКРЫТИЙ**

Современные нерезонансные магнитные РПП рассеивают падающую энергию излучения по большой поверхности планера. Важными их преимуществами являются широкодиапазонность, малая (несколько миллиметров) толщина и высокая степень гибкости. Из недостатков можно отметить нагревание покрытия в результате рассеивания энергии, что негативно сказывается на оптической заметности.

Структуру нерезонансных широкодиапазонных РПП образуют частицы ферромагнетика, введенные с заданными пропорциями непосредственно в слой изоляционного материала – немагнитного диэлектрика. В многослойных покрытиях в качестве дополнительных элемен-

тов используются никель и магний, увеличивающие характеристики поглощения для различных частотных диапазонов.

Экспериментальные исследования эффективности применения образца современного нерезонансного магнитного РПП проводились с использованием отечественного БпЛА легкого класса типа RQ-5B «Hunter» на Эталонном радиолокационном измерительном комплексе ЭРИК-1 ЦНИИ ВКС Минобороны России [1].

Схема нанесения РПП на поверхность планера БпЛА и внешний вид различных комплекций объекта исследования изображены на рис. 1.

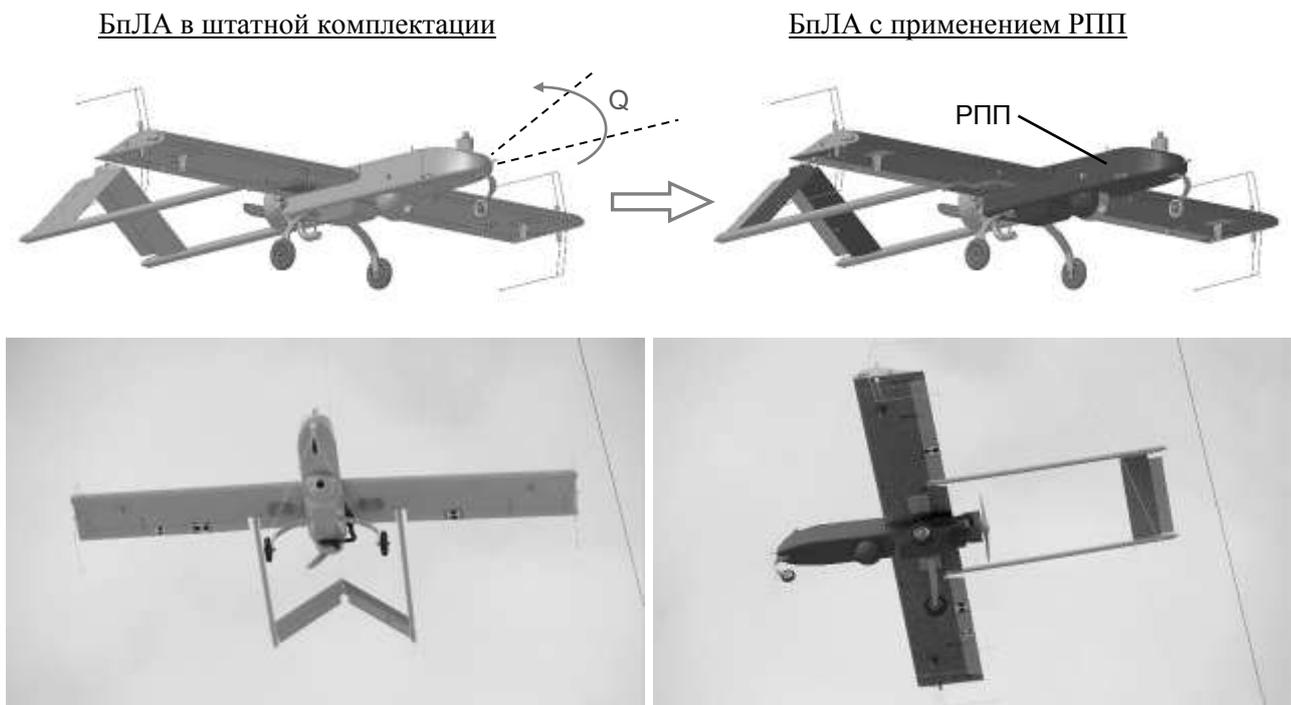


Рис. 1. Применение радиопоглощающего покрытия на поверхности планера БпЛА RQ-5B

После нанесения РПП на поверхность планера БпЛА RQ-5B увеличились его массогабаритные характеристики на 0,7 кг и 4 мм соответственно.

На комплексе ЭРИК-1 для каждого из вариантов измерений радиолокационных характеристик БпЛА проводилась запись мощности отраженных сигналов в виде круговых диаграмм обратного отражения (рис. 2).

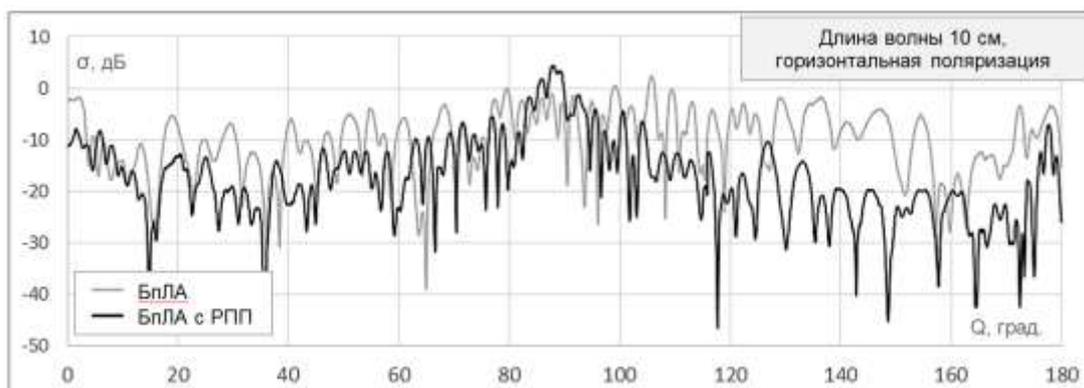


Рис. 2. Пример сравнения измеренных диаграмм обратного отражения различных комплекций БпЛА RQ-5B

В качестве показателя эффективности исследуемого образца РПП принят коэффициент снижения эффективной площади рассеяния (ЭПР), равный отношению измеренных значений ЭПР БпЛА RQ-5B без покрытия и с использованием покрытия. Значения указанного коэффициента вычислялись по значениям измеренных ЭПР БпЛА по уровню вероятности 0,5 ( $\sigma_{0,5}$ ) в секторах углов локации  $\pm 45^\circ$  с носа, борта, хвоста (табл. 1).

Таблица 1

Коэффициенты снижения ЭПР ( $\sigma_{0,5}$ ) БпЛА после применения РПП [в разях]

Сектор локации	Длина волны (см), поляризация (г – горизонтальная, в – вертикальная)											
	0,8 г	0,8 в	3 г	3 в	5 г	5 в	10 г	10 в	23 г	23 в	36 г	36 в
0 $\pm$ 45° (нос)	1,5	1,2	2,4	2,0	3,2	2,7	3,1	3,2	12	7,0	3,4	5,0
90 $\pm$ 45° (борт)	1,2	1,1	2,7	2,2	3,5	2,0	2,7	1,4	7,9	1,5	2,3	2,5
180 $\pm$ 45° (хвост)	2,3	1,2	3,3	2,3	4,1	2,1	9,2	3,5	6,9	5,8	11	12

Таким образом, в результате экспериментальных измерений и проведения оценки эффективности применения образца РПП отмечено снижение ЭПР БпЛА RQ-5B во всем исследуемом диапазоне длин волн от миллиметров до дециметров при наблюдении с носа, борта и хвоста. Максимальные снижения значений ЭПР БпЛА (до 12 раз) зафиксированы для дециметрового диапазона длин волн.

## ПРИМЕНЕНИЕ РАДИОПОГЛОЩАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ

Учитывая, низкие значения показателя эффективности исследуемого образца РПП в миллиметровом и начале сантиметрового диапазонов длин волн предлагается использовать комбинированный способ снижения заметности БпЛА RQ-5B за счет одновременного применения современных РПП и РПМ.

Схема установки РПМ на фюзеляж БпЛА изображена на рис. 3.

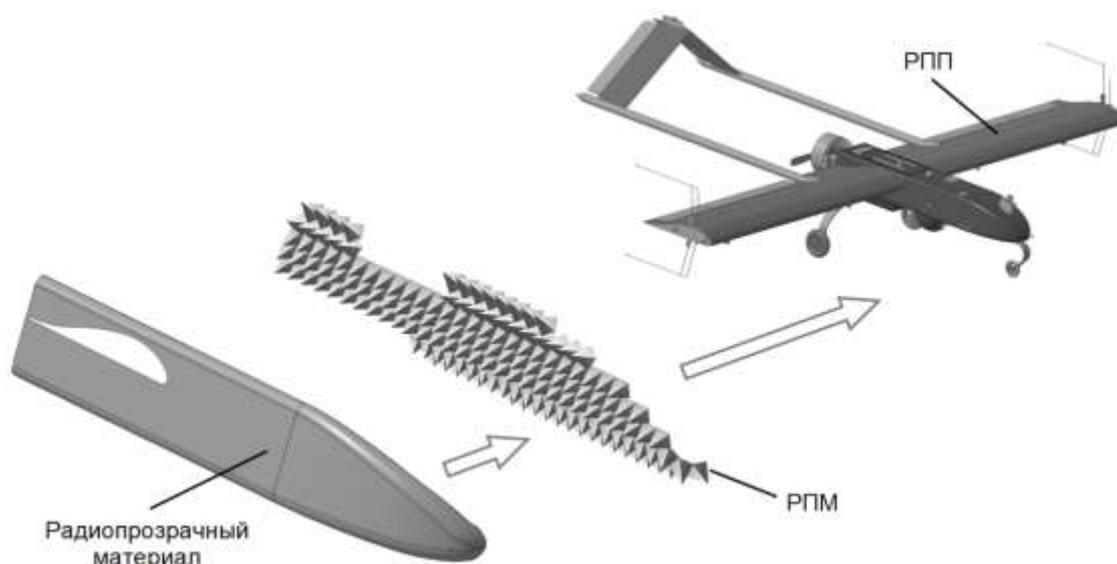


Рис. 3. Применение радиопоглощающего материала на фюзеляже БпЛА RQ-5B

Данный тип РПМ представляет собой поглотитель электромагнитного излучения с малым весом, эффективно работающий с большими плотностями мощности в широком диапазоне углов локации. Легкому вспененному материалу, пропитанному мелкими электропроводящими частицами, придают форму правильных фрактальных пирамид Серпинского, полученных путем минимум одной итерации последовательного удаления из внутреннего объема (перфорации) сегментов в виде перевернутых на  $180^\circ$  и уменьшенных в  $2^n$  раз подобных пирамид (где  $n$  – число итераций). Новизна указанного технического решения подтверждается патентом РФ на изобретение № 2675780 [2].

Пример формирования пирамиды Серпинского приведен на рис. 4.



Рис. 4. Пример формирования пирамиды Серпинского

Поглотитель электромагнитного излучения на основе фрактальных пирамид Серпинского работает следующим образом. На РПМ со стороны его вершин падает плоская электромагнитная волна, которая на диэлектрической полупроводящей поверхности наводит поверхностные волны, распространяющиеся по перфорированным граням в направлении основания пирамиды. При встрече с сегментом-полостью, сравнимым с длиной волны, происходит возбуждение вторичных поверхностных волн, частичное поглощение и переотражение в разных направлениях. При этом мощность падающей волны спадает из-за тепловых потерь при поглощении и компенсируется за счет многократных переотражений. Так как структура имеет большое число полостей, то площадь, возбуждаемая поверхностными волнами, также увеличивается, и поверхностные токи, «затекая» во внутреннюю структуру, увеличивают процесс поглощения.

В данном случае пирамиды Серпинского, образующие РПМ, формируются с определенным размером для поглощения электромагнитного излучения в миллиметровом и начале сантиметрового диапазонов длин волн, не затрагивая при этом дециметровый диапазон.

На рис. 5 представлены рассчитанные диаграммы ЭПР фрагмента РПМ состоящего из девяти (сборка  $3 \times 3$ ) обычных пирамид и пирамид Серпинского на длине волны 3 см для горизонтальной поляризации электромагнитного поля.

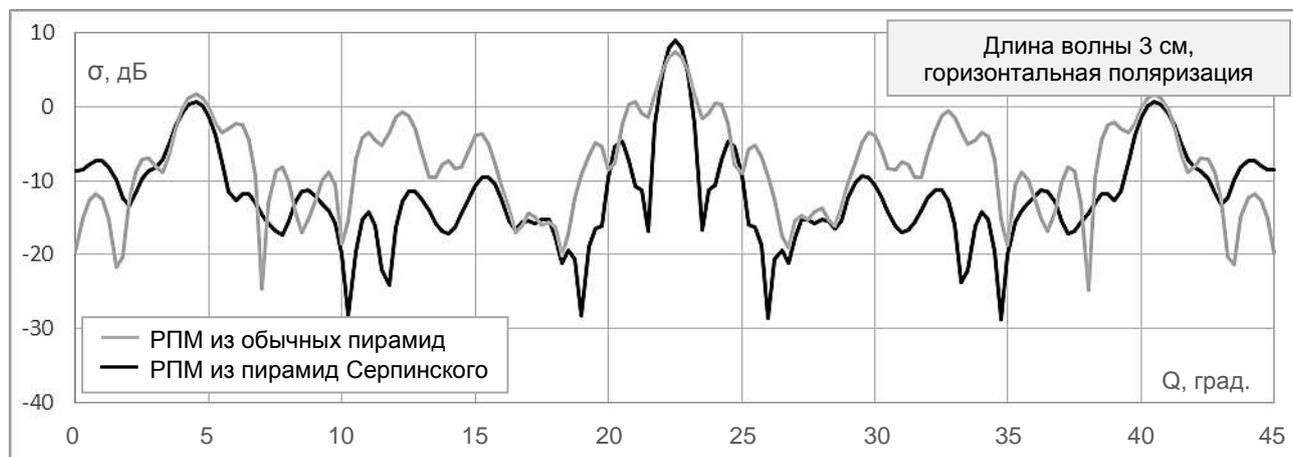


Рис. 5. Пример сравнения расчетных диаграмм обратного отражения различных образцов РПМ

Анализ диаграмм обратного отражения показывает, что РПМ, образованный из пирамид Серпинского, в сравнении с РПМ из обычных пирамид позволяет снизить значения ЭПР по уровню вероятности 0,5 ( $\sigma_{0,5}$ ) на 6,5 дБ в секторе углов локации размером  $45^\circ$ .

На рис. 6 представлены рассчитанные диаграммы ЭПР БпЛА RQ-5B в штатной комплектации и с использованием РПМ на длине волны 3 см для горизонтальной поляризации электромагнитного поля.

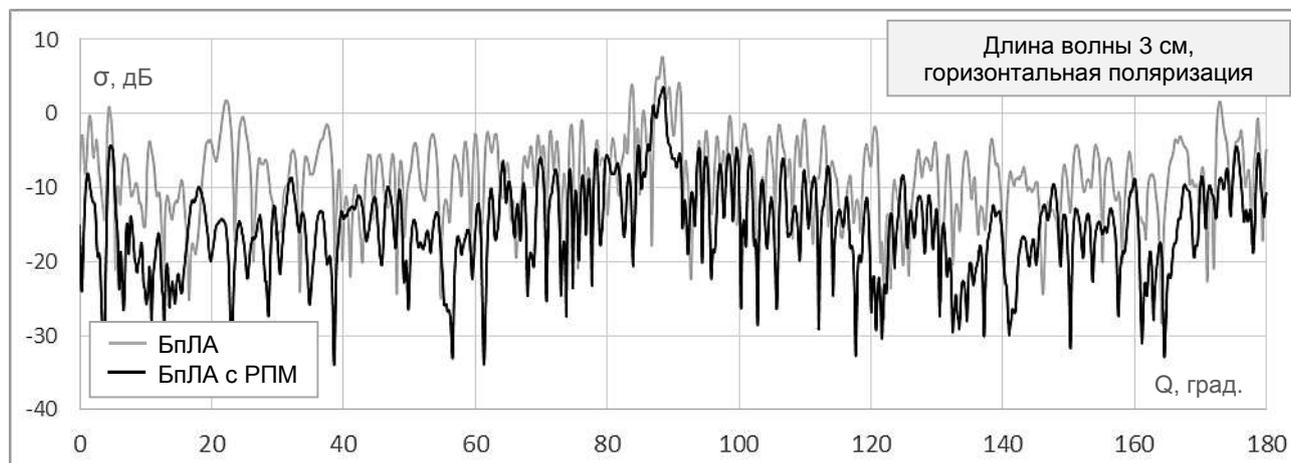


Рис. 6. Пример сравнения расчетных диаграмм обратного отражения различных комплектаций БпЛА RQ-5B

Согласно расчетным данным для миллиметрового и начала сантиметрового диапазонов длин волн, значения ЭПР БпЛА RQ-5B после применения РПМ, образованного пирамидами Серпинского, до 10 раз меньше значений ЭПР штатной комплектации БпЛА при наблюдении в аналогичных условиях локации с носа, борта и хвоста.

Важным преимуществом РПМ, образованного пирамидами Серпинского, является снижение веса в  $2^n$  раз (где  $n$  – число итераций удаления из внутреннего объема сегментов) по сравнению с РПМ из обычных пирамид, что в меньшей степени сказывается на увеличении общей массы БпЛА. К недостаткам применения данного типа РПМ можно отнести увеличение габаритных размеров фюзеляжа БпЛА от 6 до 12 см в зависимости от ширины диапазона поглощаемого электромагнитного излучения.

## ВЫВОД

Комбинированные способы снижения радиолокационной заметности БпЛА легкого класса типа RQ-5B «Hunter» за счет одновременного применения современных РПП и РПМ позволяют на порядок уменьшить значения его ЭПР в широком диапазоне длин волн от миллиметров до дециметров при незначительном увеличении его массогабаритных характеристик.

## Список используемых источников

1. Радиолокационные характеристики объектов. Методы исследования : моногр. / под ред. С. М. Нестерова. – М. : Радиотехника, 2015. – 311 с.
2. Пат. 2675780 Рос. Федерация. Поглотитель электромагнитного излучения / Грибков В.С. [и др.]. – № 2017144942; заявл. 20.12.2017; опубл. 24.12.2018, Бюл. № 45. – 8 с.

Д. В. Гуков,  
*доктор технических наук, профессор;*  
С. М. Иваньков,  
*кандидат технических наук;*  
А. В. Ильин,  
*кандидат технических наук*

## **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ СИЛОВОГО ТРАНСФОРМАТОРА НА ОСНОВЕ МОНИТОРИНГА ТОКА НАМАГНИЧИВАНИЯ ПОД НАГРУЗКОЙ**

В статье рассмотрены новые подходы к повышению отказоустойчивости системы электроснабжения. Предложена методика проактивного управления техническим обслуживанием силовых трансформаторов с целью повышения их ремонтпригодности и снижения вероятности возникновения аварийных ситуаций.

Ключевые слова: система электроснабжения, надежность электроснабжения, диагностирование силового трансформатора, намагничивающий ток.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В Доктрине энергетической безопасности Российской Федерации [1] определены вызовы и риски энергетической безопасности РФ. В числе прочих внутренними вызовами определены риски, связанные с высоким уровнем износа основных фондов топливно-энергетического комплекса (ТЭК), низкая эффективность использования и недостаточные темпы обновления этих фондов. В связи с этим основными задачами по обеспечению технологической независимости ТЭК являются развитие отечественного научно-технологического потенциала, создание и освоение передовых технологий в сфере энергетики, содействие развитию российского энергомашиностроения и приборостроения, российской электротехнической промышленности.

Исследования известных научных сообществ, таких как Институт систем энергетики имени Л. А. Мелентьева СО РАН, АО «Энергосетьпроект», ГУ Института энергетической стратегии, ОАО «Энергетический институт имени Г. М. Кржижановского» и др. ориентированы на создание современного электротехнического оборудования с целью обеспечения энергетической безопасности Российской Федерации и обеспечения объединения Единой энергосистемы (ЕЭС) России в глобальную электрическую сеть (рис. 1).

В связи с вышеизложенным, а также с учетом значительного износа эксплуатируемого фонда электроэнергетического оборудования, требующего замены, основными направлениями развития электроэнергетики определены:

- модернизация или создание электротехнического оборудования, которое способно обеспечить повышение конструктивной надежности, высокоэффективности при управлении электрическими сетями, улучшение значений основных показателей качества электрической энергии, а также снижение затрат на эксплуатацию электротехнического оборудования;
- совершенствование конструкции и материалов, применяемых в электротехнических изделиях и их комплектующих различных уровней напряжения, а также оптимизация и модернизация технологических процессов их производства;
- совершенствование методов и методик управления и диагностирования, специального программного обеспечения в сфере моделирования и управления электроэнергетическими системами, методики и технологии противоаварийного управления [2].



Рис. 1. Концепция развития электроэнергетики России

Одним из основных узлов любой электростанции или подстанции является силовой трансформатор, без существования которого процесс трансформации и распределения электроэнергии потребителям невозможен.

Анализ причин и условий нарушений режима работы электрических сетей позволяет сделать заключение, что одной из основных причин нарушения электроснабжения потребителей является аварийное отключение силовых трансформаторов [3]. В настоящее время в электроэнергетическом комплексе России три четверти эксплуатируемых силовых трансформаторов (СТ) выработали свой ресурс. Данная ситуация усугубляется тем, что темпы списания, воспроизводства и обновления эксплуатируемых фондов отстают от нормативных в 3,5–4 раза. Из практики эксплуатации силовых трансформаторов в энергосистемах России следует, что основными предпосылками к отказам трансформаторов являются:

- ресурс более 60% эксплуатируемых силовых трансформаторов находится за пределами требований эксплуатационной и нормативно-технической документации;
- на большей части объектов электроэнергетики не установлены системы фиксации высокочастотных перенапряжений;
- в настоящее время методология оценивания фактического технического состояния трансформаторно-реакторного оборудования требует уточнений и совершенствования;
- отсутствуют нормативные документы, регламентирующие формирование критериев оценки технического состояния и критериев критического состояния силовых трансформаторов;
- отсутствуют нормативные документы, определяющие требования к средствам и методам диагностирования трансформаторов по истечению назначенного ресурса, указанного в эксплуатационной документации;
- закупки оборудования производятся без учета амортизации оборудования и эксплуатационных затрат.

С целью решения задачи повышения надежности и управляемости процесса эксплуатации, снижения величины финансовых потерь по причине аварий в системах электроснабжения (СЭС), представляется актуальным совершенствование контроля технического состояния и повышение ремонтпригодности силовых трансформаторов.

## УПРАВЛЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ СИЛОВОГО ТРАНСФОРМАТОРА НА ОСНОВЕ МОНИТОРИНГА ТОКА НАМАГНИЧИВАНИЯ ПОД НАГРУЗКОЙ

В статье рассмотрена возможность повышения надежности электроснабжения путем предупреждения аварийных отказов и повышения тем самым коэффициента готовности СЭС. Иными словами, повышение надежности достигается улучшением ремонтпригодности за счет снижения времени восстановления СТ.

При этом наиболее результативным способом повышения ремонтпригодности является совершенствование методов диагностирования технического состояния трансформатора с целью текущего контроля остаточного ресурса. В настоящее время для предотвращения аварийных ситуаций по причине отказа трансформатора на практике применяются (комплексно и индивидуально) различные физико-химические методы мониторинга и диагностирования, взаимно дополняющие друг друга:

- хроматографический анализ жидкого диэлектрика;
- физико-химический анализ проб масла;
- тепловизионное обследование;
- определение уровня частичных разрядов (электрический и акустический методы);
- определение уровня вибрации основных узлов СТ;
- измерение уровня токов короткого замыкания и потерь холостого хода;
- сопротивление изоляции обмоток и высоковольтных вводов.

Практика эксплуатации показывает, что более 75% информации о состоянии трансформатора сегодня получают по результатам хроматографического и физико-химического анализа жидкого диэлектрика и анализа газов из газового реле. Однако приведенные методы требуют отключения трансформатора от сети, а также значительных временных ресурсов на проведение анализа в лабораторных условиях. Это неприемлемо для объектов непрерывной эксплуатации. Основной причиной непрогнозируемого отказа является проведение профилактических работ через периоды, которые получены путем обобщения статистических данных без определения фактического технического состояния, что, в свою очередь, не может гарантировать аварийного отказа трансформатора в период между плановыми ТО. Вместе с упомянутыми выше разрабатываются и внедряются другие виды оценки технического состояния СТ с применением самых различных методов эмпирической физики. На сегодняшний день активно реализуются методы непрерывного контроля (*online monitoring*) за техническим состоянием СТ с помощью технологий интернета вещей (*Internet of Things*) и технологий автоматического сбора, обработки, анализа данных датчиков и контроллеров, расположенных непосредственно на СТ. Развитие новых видов мониторинга мотивируется в том числе активным повсеместным внедрением сухих трансформаторов, наблюдаемость и ремонтпригодность которых минимальны. Растущий же спрос на сухие СТ в энергетическом комплексе РФ в последние годы обусловлен рядом их преимуществ по сравнению с масляными трансформаторами (повышенная экологическая безопасность, защита от грязи, отсутствие частичных разрядов, низкий уровень шума, высокая перегрузочная способность, высокая устойчивость к импульсным перенапряжениям, пожарная безопасность и низкая стоимость обслуживания).

В связи с вышеизложенным, авторским коллективом предлагается методика мониторинга технического состояния, в качестве диагностического признака использующая намагничивающий ток, который характеризует состояние магнитной системы и обмоток трансформатора.

В магнитопроводе трансформатора возможны следующие дефекты:

- местное замыкание пластин стали;
- «пожар стали»;

- повреждение изоляции пластин стали, вызванное замыканием пластин из-за неправильного заземления;
- повреждение изоляции пластин стали вследствие повышенной вибрации магнитопровода;
- дефектность межлистовой изоляции по причине перегревов.

По проведенным исследованиям повышение тока намагничивания трансформатора при развитии перечисленных дефектов в общем случае может составить 4–30% [4–7]. Однако сегодня намагничивающий ток измеряют на холостом ходу, измерение под нагрузкой (без отключения) долгое время считалось невозможным. В 2008–2016 гг. были разработаны и запатентованы метод (рис. 2) и устройство определения величины тока намагничивания СТ во время его функционирования [8, 9]. Приведенный метод позволяет в режиме реального времени контролировать мгновенное значение тока намагничивания, при этом можно измерить как величину, так и фазу намагничивающего тока, включая наличие высших гармоник, обусловленных нелинейностью магнитопровода.

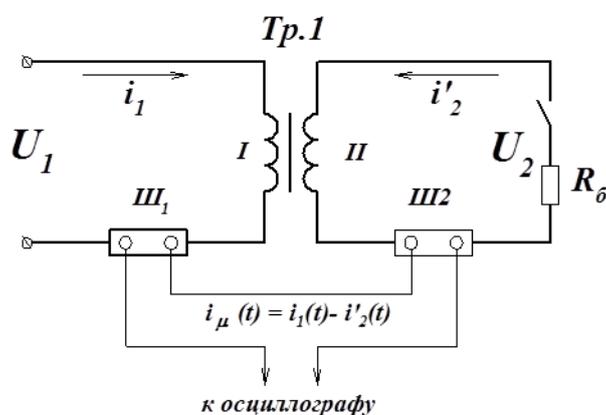


Рис. 2. Схема выделения намагничивающего тока

Запатентованный метод основан на выделении тока намагничивания трансформатора путем сравнения падения напряжения на установленных в первичной и вторичной обмотках шунтах. Причем соотношение между номинальными токами в шунтах должно совпадать с коэффициентом трансформации СТ. В результате осциллограф покажет искомый ток  $i_{\mu}(t)$ .

Затем данный ток необходимо сравнить с результатами предыдущих измерений, либо с величиной тока, полученной расчетным путем по значениям тока в обмотках и параметрам схемы замещения трансформатора. Величина расхождения между этими токами позволит судить о состоянии магнитной системы и обмоток СТ.

Для моделирования текущих условий функционирования была применена математическая модель СТ, которая позволяет на основе паспортных данных рассчитывать ток намагничивания СТ под нагрузкой [10].

Математическая модель основывается на двух схемах замещения (рис. 3 и 4).

На рис. 3 представлена первая схема замещения трансформатора – электрическая. Она выполнена в виде индуктивно связанных цепей. Основное индуктивное сопротивление не отражено, оно определяется второй схемой замещения. В соответствии с выбранными направлениями обхода на схеме замещения электрической цепи по второму закону Кирхгофа записаны первые два дифференциальных уравнения итоговой системы.

На рис. 4 показана вторая схема замещения – схема магнитной цепи трансформатора. На схеме определены три направления обхода контуров. Для определения коэффициентов, необходимых для составления дифференциальных уравнений, кривая намагничивания стали магнитопровода аппроксимируется функцией гиперболического синуса, для чего выбирают наиболее информативные точки – перегиба и асимптотической части кривой (рис. 5).

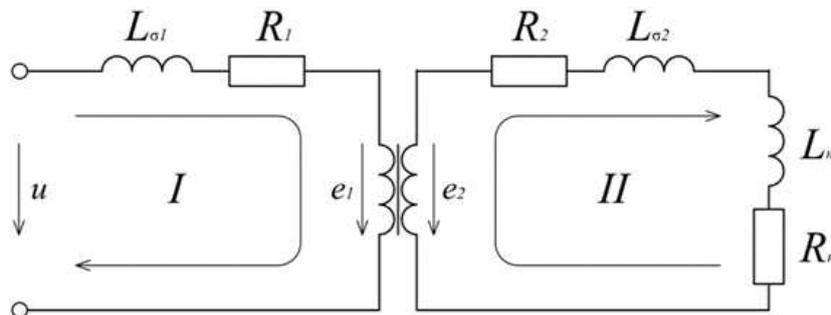


Рис. 3. Схема замещения трансформатора (электрическая):  
 $e_1$  и  $e_2$  – ЭДС обмоток трансформатора;  $L_n$  и  $R_n$  – нагрузка (в виде активного сопротивления и индуктивности);  $u$  – напряжение питания;  
 $L_{\sigma 1}$  и  $L_{\sigma 2}$  – индуктивности рассеяния обмоток по воздуху;  
 $R_1$  и  $R_2$  – активные сопротивления обмоток

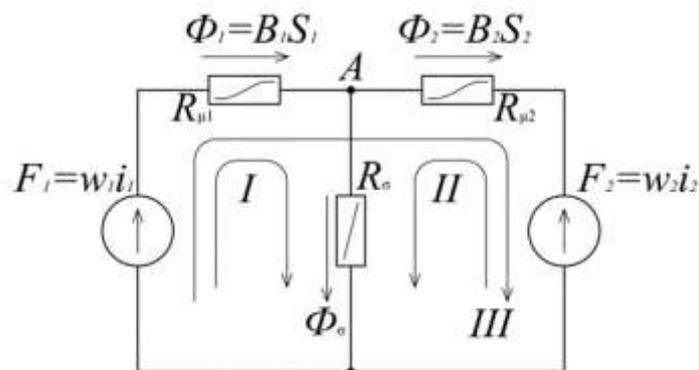


Рис. 4. Схема замещения магнитной цепи (трансформатора):  
 $F_1$  и  $F_2$  – МДС обмоток;  $\Phi_\sigma$  и  $R_\sigma$  – магнитный поток и сопротивление потоку (в воздухе);  $R_{\mu 1}$  и  $R_{\mu 2}$  – магнитные сопротивления магнитопровода под обмотками;  $\Phi_1$  и  $\Phi_2$  – магнитные потоки через обмотки

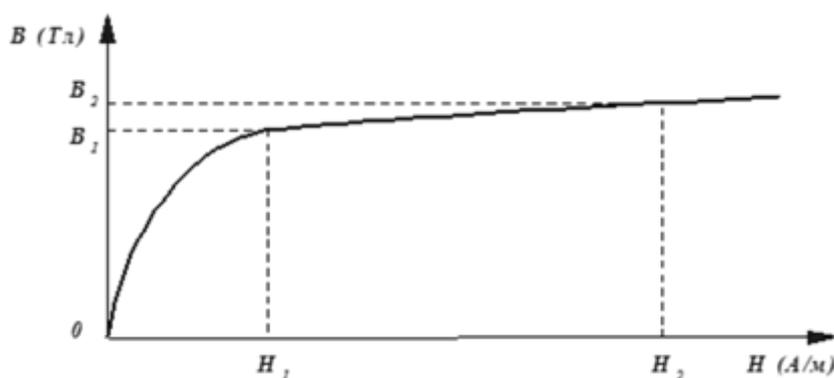


Рис. 5. Точки аппроксимации основной кривой намагничивания стали магнитопровода:  
 $B_1$  и  $B_2$  – магнитные индукции характерных точек, Тл;  
 $H_1$  и  $H_2$  – напряженности полей в выбранных точках, А/м

По схеме (рис. 5) согласно второму закону Кирхгофа для магнитных цепей составлено уравнение в соответствии с третьим направлением обхода контура. Уравнение дифференцируется и в итоге составляет третье дифференциальное уравнение математической модели.

В соответствии с первым и вторым обходами контуров (рис. 4) составлена система уравнений, из которых выражен магнитный поток рассеяния. С учетом полученных коэффициентов аппроксимации магнитные сопротивления выражаются как

$$\Phi_{\sigma} = \frac{i_1 w_1 - B_1 S_1 \frac{l_1 H_0 \text{sh} \frac{B_1}{B_0}}{B_1 S_1} + i_2 w_2 + B_2 S_2 \frac{l_2 H_0 \text{sh} \frac{B_2}{B_0}}{B_2 S_2}}{2R_{\sigma}}, \quad (1)$$

где  $B_0$  и  $H_0$  – коэффициенты аппроксимации.

В соответствии с первым законом Кирхгофа для магнитных цепей в точке «А» на схеме (рис. 4)  $\Phi_1 - \Phi_{\sigma} = \Phi_2$ . Исходя из полученного выражения уравнение (1) разделено на слагаемые, продифференцировано, сгруппировано и составляет четвертое дифференциальное уравнение итоговой системы.

Таким образом, итоговая система дифференциальных уравнений, являющаяся основой математической модели, имеет вид

$$\begin{cases} u_m \sin \omega t = w_1 S_1 \frac{dB_1}{dt} + L_{\sigma 1} \frac{di_1}{dt} + R_1 i_1 \\ w_2 S_2 \frac{dB_2}{dt} + i_2 (R_2 + R_n) + (L_{\sigma 1} + L_n) \frac{di_2}{dt} \\ l_1 H_0 \frac{dB_1}{dt} \text{ch} \frac{B_1}{B_0} + l_2 H_0 \frac{dB_2}{dt} \text{ch} \frac{B_2}{B_0} = w_1 \frac{di_1}{dt} - w_2 \frac{di_2}{dt} \end{cases}, \quad (2)$$

$$\frac{dB_1}{dt} \left( S_1 + \frac{l_1 H_0}{2R_{\sigma} B_0} \text{ch} \frac{B_1}{B_0} \right) - \frac{di_1}{dt} \frac{w_1}{2R_{\sigma}} - \frac{di_2}{dt} \frac{w_2}{2R_{\sigma}} - \frac{dB_2}{dt} \left( \frac{l_2 H_0}{2R_{\sigma} B_0} \text{ch} \frac{B_2}{B_0} + S_2 \right) = 0$$

где  $u_m$  – амплитудное значение напряжения питания, В;  
 $\omega$  – угловая частота, Гц;  
 $w_1, w_2$  – количество витков в обмотках;  
 $S_1, S_2$  – сечения участков магнитопровода в области размещения обмоток, м<sup>2</sup>;  
 $B_1, B_2$  – магнитная индукция на участках магнитопровода в области размещения обмоток, Тл;  
 $i_1, i_2$  – токи в первой и второй цепях замещения, А;  
 $L_{\sigma 1}$  и  $L_{\sigma 2}$  – индуктивности рассеяния обмоток в воздухе, Гн;  
 $R_1$  и  $R_2$  – активные сопротивления обмоток, Ом;  
 $L_n$  – индуктивность нагрузки, Гн;  
 $R_n$  – активное сопротивление нагрузки, Ом.

Для достижения требуемой точности расчет делится на 2500 шагов. Применяя метод Рунге – Кутты четвертого порядка в каждом расчете в рамках периода определяются мгновенные значения тока и магнитной индукции. Установившийся режим наступает, в среднем, через 25–45 периодов питающего напряжения, составляющих переходной процесс. При этом останавливать расчет возможно при условии отличия расчетных значений в периоде от предыдущего не более чем на 1–2%. Иллюстрация работы программы приведена на рис. 6.

Адекватность математической модели подтверждена сравнением расчетных показателей с результатами проведения физических опытов. Сходимость результатов корректная. Таким образом, выбранная математическая модель СТ позволяет с достаточной точностью рассчитывать ток намагничивания под нагрузкой и моделировать различные режимы функционирования силового трансформатора (холостой ход, активная нагрузка, реактивная нагрузка, витковое замыкание, замыкание пластин стали).

При возникновении витковых замыканий во вторичной обмотке меняется коэффициент трансформации, что приводит к разбалансировке схемы выделения намагничивающего тока трансформатора.

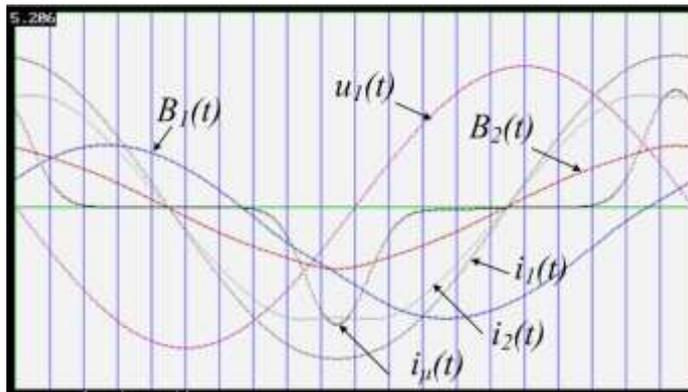


Рис. 6. Моделирование трансформатора ОСМ 1 кВА (индуктивная нагрузка)

При увеличении количества короткозамкнутых витков амплитуда возрастает. Зависимость амплитуды намагничивающего тока от количества короткозамкнутых витков во вторичной цепи представлена в табл. 1.

Таблица 1

#### Витковое замыкание во вторичной цепи

Количество короткозамкнутых витков	0	1	2	3	4	5
$I_{\text{намаг}}$ , А (ампл.)	5,2	6,0	6,8	7,7	8,5	9,3

При увеличении количества короткозамкнутых витков первичной обмотки амплитуда наоборот снижается. Зависимость амплитуды намагничивающего тока от количества короткозамкнутых витков в первичной обмотке представлена в табл. 2.

Таблица 2

#### Витковое замыкание в первичной цепи

Количество короткозамкнутых витков	0	1	2	3	4	5
$I_{\text{намаг}}$ , А (ампл.)	5,2	4,7	4,2	3,8	3,3	2,8

Модель замыкания пластин магнитопровода при различном переходном сопротивлении («пожар стали») представлена на рис. 7.

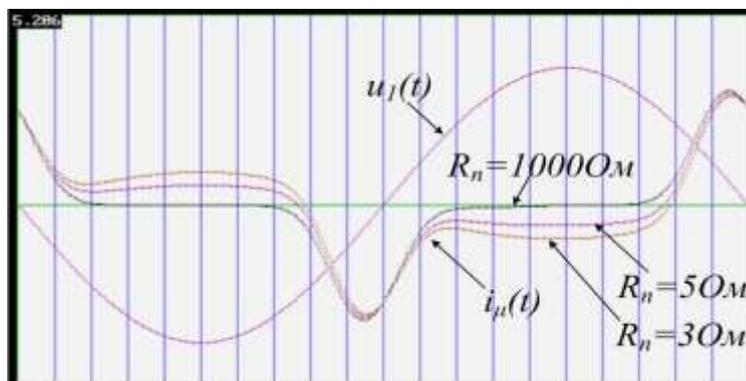


Рис. 7. Форма намагничивающего тока при отсутствии виткового замыкания и при образовании замкнутого контура в пластинах магнитопровода с различным переходным сопротивлением в месте контакта пластин

Принцип работы схемы аналогичен принципу действия устройства защитного отключения (УЗО), а ток в пластинах магнитопровода аналогичен току утечки УЗО. При проведении диагностирования эмпирические данные сравниваются с результатами моделирования для аналогичных условий, и в зависимости от величины расхождения делается заключение о техническом состоянии СТ и формируются рекомендации по дальнейшей его эксплуатации, о необходимости и сроках проведения ремонта, либо делается вывод об опасности дальнейшей эксплуатации и выдвигается требование немедленного отключения СТ с целью предотвращения аварийной ситуации (рис. 8).

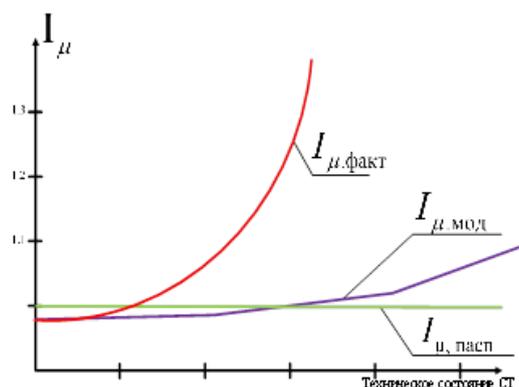


Рис. 8. Определение отклонения измеренного тока намагничивания  $I_{\text{факт}}$  от расчетного  $I_{\text{мод}}$

Таким образом, методика позволяет реализовать непрерывный мониторинг технического состояния силового трансформатора путем контроля предложенного диагностического параметра – тока намагничивания – в процессе эксплуатации без отключения нагрузки. Величина мгновенного значения намагничивающего тока характеризует состояние обмоток и магнитопровода, а контроль динамики его возрастания позволяет предупредить аварийную ситуацию и заблаговременно выполнять комплекс организационных мероприятий по выводу из эксплуатации и замене трансформатора, перешедшего в предельное состояние. Такой подход позволяет оптимально планировать ремонтно-восстановительные работы, проведение которых осуществляется лишь при снижении эксплуатационной надежности ниже допустимого уровня.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование проактивных технологий управления отказами силовых трансформаторов дает преимущества на всех этапах эксплуатации СЭС. Технологии управления отказами на основе внедрения элементов контроля и прогнозирования технического состояния СТ на всех этапах жизненного цикла позволяют учитывать все особенности процесса электроснабжения и общего состояния объекта, совершенствовать эффективность функционирования трансформаторов в частности и снижать аварийность системы электроснабжения в целом.

Совершенствование системы управления ТООР и внедрение автоматизированной системы управления (АСУ) ТООР с применением технологий непрерывного контроля технического состояния СТ являются одними из способов снижения отказов СЭС.

Предложенная авторами технология непрерывного контроля технического состояния СТ позволяет решить основные задачи по повышению эксплуатационных свойств и характеристик электрооборудования, тем самым реализуя современную стратегию технического обслуживания и ремонта, направленную на повышение надежности СТ и системы электроснабжения в целом.

### Список используемых источников

1. Доктрина энергетической безопасности Российской Федерации. – URL: <http://minenergo.gov.ru> (дата обращения: 22.12.2022).
2. Баталыгин С. Н., Михеев Г. М., Шевцов В. М. Комплексное обследование силовых трансформаторов // Материалы XXVI сессии Всероссийского семинара «Кибернетика электрических систем по тематике «Диагностика электрооборудования». – Новочеркасск, 2004. – Ч. I. – С. 14–15.
3. Чичинский М. И. Повреждаемость маслонеполненного оборудования электрических сетей и качество контроля его состояния // Энергетик. – 2000. – № 11. – С. 29–31.
4. Испытание мощных трансформаторов и реакторов / Г. В. Алексеенко [и др.]. – 2-е изд., перераб. – М. : Энергия, 1978. – 520 с.
5. Холоднокатаные электротехнические стали : справочник. – М. : Металлургия, 1989. – 168 с.
6. Заугольников В. Ф., Балабин А. А., Савинков А. А. Некоторые аспекты экономичной работы силовых трансформаторов // Промышленная энергетика. – 2006. – Вып. 4. – С. 10–14.
7. Дружинин В. В. Магнитные свойства электротехнической стали. – М. : Энергия, 1974. – 238 с.
8. Пат. 2328749 Рос. Федерация, МПК G01R 19/00. Способ измерения намагничивающего тока трансформатора, работающего под нагрузкой / Гуков Д. В. [и др.]. – № 2007103447/28 ; заявл. 29.01.2007 ; опубл. 10.07.2008, Бюл. № 19. – 9 с.
9. Пат. 2603723 Рос. Федерация, МПК G01R 19/00. Устройство для измерения намагничивающего тока трансформатора, работающего под нагрузкой / Гуков Д. В. [и др.]. – № 2015115977/28 ; заявл. 27.04.2015 ; опубл. 27.11.2016, Бюл. № 33. – 8 с.
10. Иваньков С. М., Гуков Д. В., Загуляев С. Д. Уточненная математическая модель силового трансформатора для расчета намагничивающего тока под нагрузкой // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 669. – С. 196–202.

С. Г. Данилюк\*,  
доктор технических наук, профессор;

М. А. Сивопляс\*

\* Филиал ВА РВСН имени Петра Великого, Московская обл., г. Серпухов.

## АЛГОРИТМ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ БЕЗОПАСНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ПОТЕНЦИАЛЬНО ОПАСНОЙ ТЕХНИКИ

В статье приводятся результаты разработки модели процесса технического обслуживания потенциально опасной техники с дискретными состояниями безопасности. На основании модели разработан алгоритм, с помощью которого возможно статистически оценить вероятность нерегламентированного воздействия на потенциально опасную технику. Представлена формула оценки математического ожидания числа шагов перехода из безопасного в опасное состояние процесса технического обслуживания.

Ключевые слова: безопасность технического обслуживания, марковский процесс, вероятность совершения ошибки, уравнение Колмогорова – Чепмена.

Одним из важнейших этапов эксплуатации потенциально опасной техники является техническое обслуживание (ТО), которое позволяет поддерживать ее в заданной готовности к применению по целевому назначению. Для выполнения работ по ТО потенциально опасной техники формируются расчеты из числа подготовленных специально для данной деятельности инженеров. Они должны иметь знания об объекте технического обслуживания, об аппаратуре контроля, используемой для оценки технического состояния потенциально опасной техники, о технологии проведения работ, составляющих ТО, а также иметь необходимые умения и навыки выполнения этих работ в составе расчета. В состав расчета входят: руководитель (РР) и несколько номеров расчета (НР).

В соответствии с эксплуатационными документами предусмотренные работы дифференцируются на операции, выполняемые отдельными номерами расчета. При этом технология выполнения каждой из операций ТО потенциально опасной техники определенного типа строго регламентируется требованиями эксплуатационной документации, которая является принадлежностью конкретного образца потенциально опасной техники определенного типа. Общий алгоритм выполнения некоторой работы в ходе ТО потенциально опасной техники состоит в подаче руководителем расчета команды номерам расчета, задействованным согласно эксплуатационной документации в выполнении отмеченной работы, и выполнении ими возложенных на них операций. При этом НР должны выполнять требуемые операции в заданной последовательности, действуя в строгом соответствии с методикой, которая, в свою очередь, детально изложена в эксплуатационных документах. После подачи команды в течение времени выполнения заданной работы по ТО потенциально опасной техники основной функцией РР является функция контроля правильности порядка и методики выполнения НР требуемых операций, т. е. фактически контроля правильности действий отдельных НР.

Формализованное описание логики рассмотренного выше процесса представлено на рис. 1 в виде блок-схемы алгоритма выполнения ТО.

Как видно из блок-схемы, исходными данными для моделирования является объем операций ТО образца потенциально опасной техники определенного типа. Цикличность алгоритма обусловлена необходимостью выполнения всех работ, а, следовательно, операций, составляющих процесс ТО образца потенциально опасной техники определенного типа.

Циклом, в соответствии с приведенным выше вербальным описанием ТО потенциально опасной техники, предусмотрены следующие этапы:

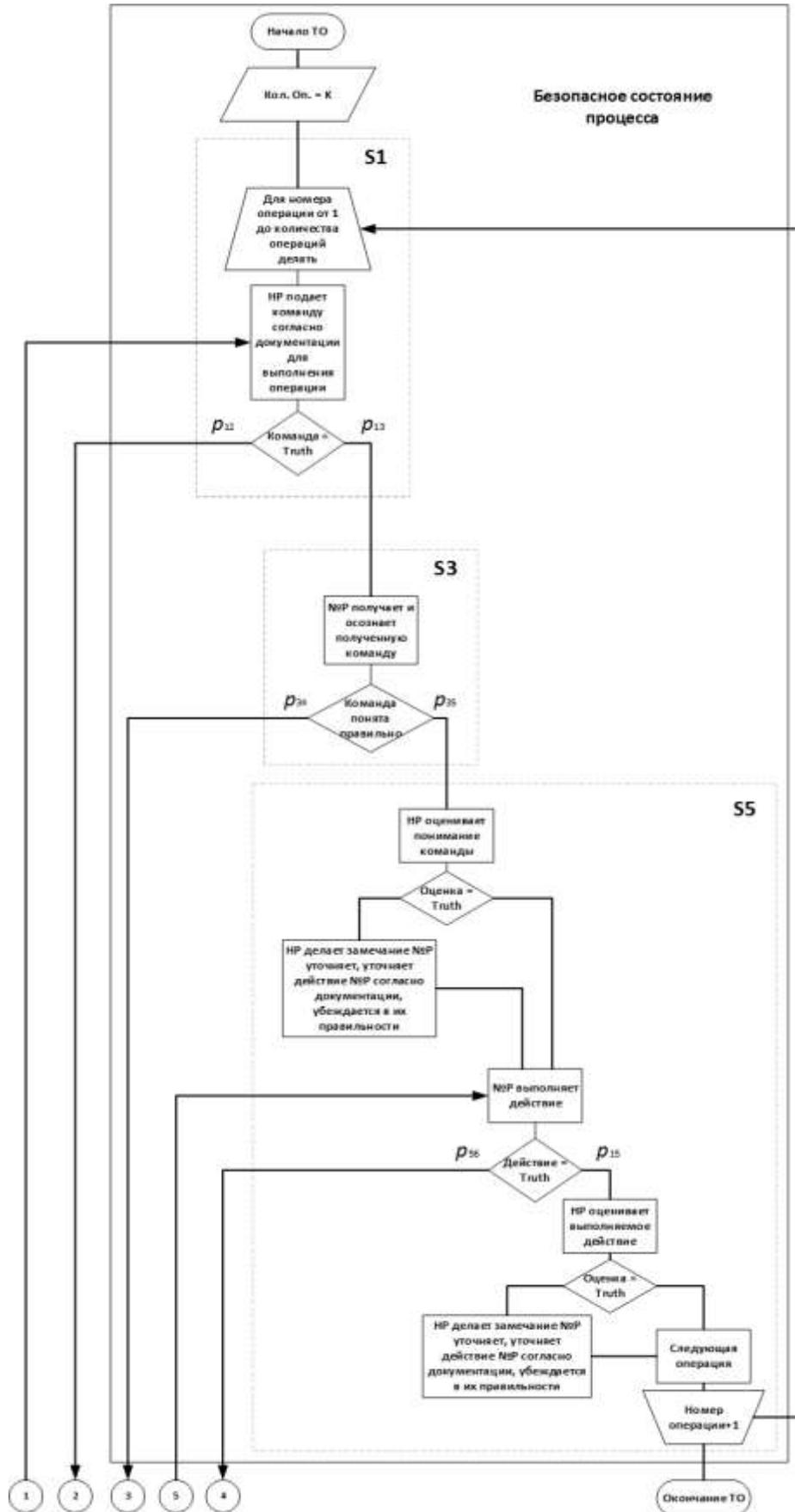


Рис. 1. Блок-схема алгоритма выполнения ТО (начало)

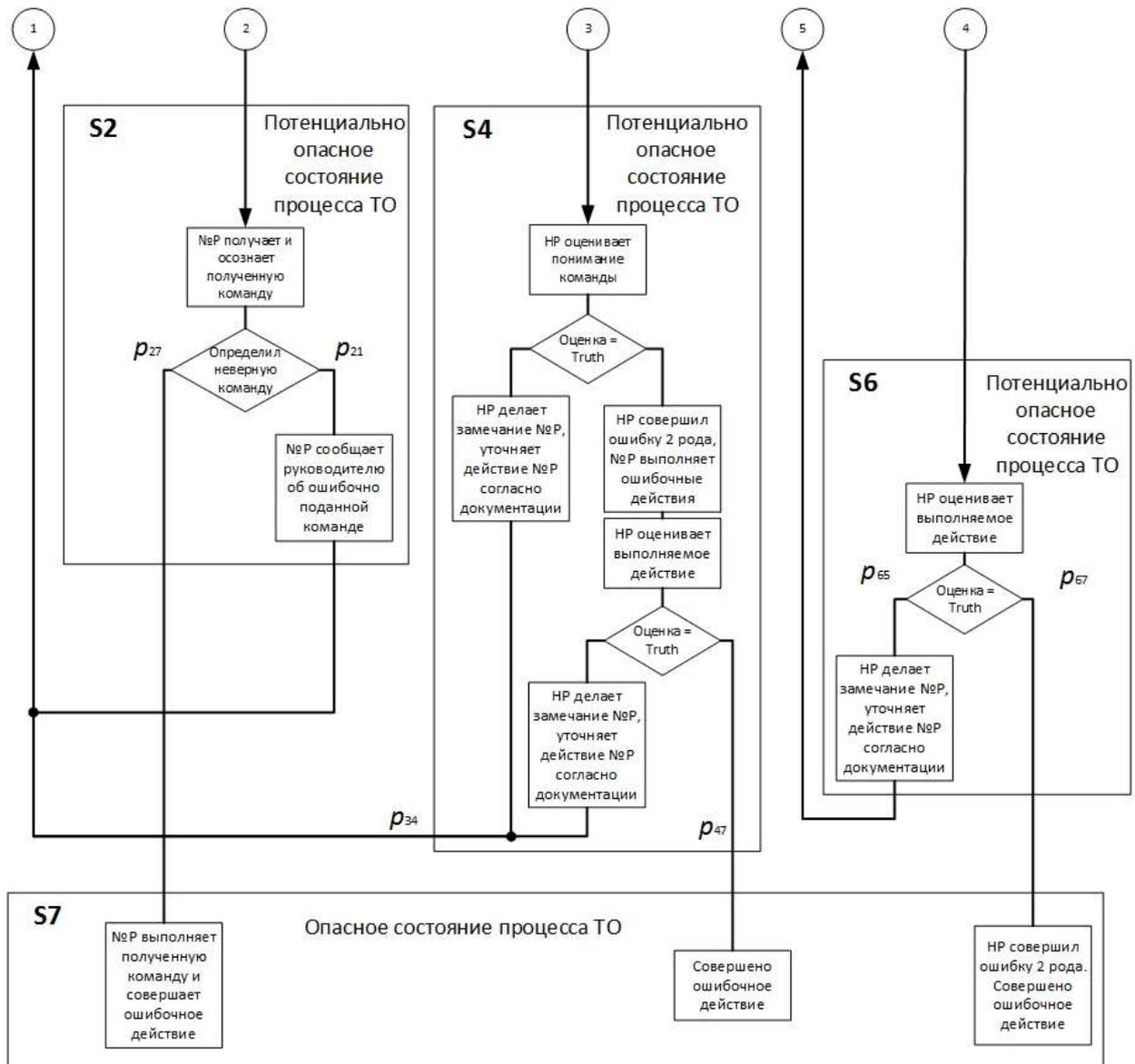


Рис. 1. Блок-схема алгоритма выполнения ТО (окончание)

- 1) подача РР команды на выполнение работы определенным НР;
- 2) восприятие номерами расчета поданной команды, идентификация ее как аудиосредства инициализации регламентированной последовательности операций, обеспечивающей реализацию указанной работы;
- 3) осознание своей роли как номера расчета в выполнении действий, соответствующих операциям работы по ТО потенциально опасной техники, т. е. формирование в сознании НР четкого алгоритма действий, возложенных на него технологией проведения данной операции, во взаимодействии с другими задействованными при выполнении данной работы номерами расчета;
- 4) осознание руководителем расчета ролей всех задействованных в выполнении данной работы по ТО номеров расчета во взаимодействии с друг с другом, моделей (образцового) исполнения каждым из них требуемых операций в необходимой последовательности, возможных ошибок на любом фрагменте исполнения операций и т. п.;
- 5) осуществление контроля и оценка правильности выполнения номерами расчета выполняемых операций.

Завершением цикла является выполнение полного объема заданных эксплуатационными документами работ. При этом рассматривается случай завершения ТО с удовлетворительными

ми результатами контроля технического состояния, т. е. заключением о годности конкретного образца потенциально опасной техники определенного типа к дальнейшему использованию по целевому назначению. При правильном (в строгом соответствии с эксплуатационными документами) выполнении заданного перечня операций и работ процесс ТО конкретного образца потенциально опасной техники определенного типа следует считать безопасным.

В ходе выполнения работ (операций) НР по различным причинам могут допускать ошибки, различные как по характеру действий, так и по степени их последствий. Не вдаваясь в анализ причин и характера ошибочных действий персонала (это не является предметом рассмотрения данной статьи), будем считать любую ошибку персонала при выполнении работ (операций) по ТО нерегламентированными действиями. Поскольку они являются следствием отклонения реализованной номером расчета в ходе реального ТО модели выполнения определенной операции (назовем ее текущей моделью операции) от ее модели, которая регламентирована документацией на конкретный тип потенциально опасной техники (назовем ее идеальной моделью операции). Логично считать, что нерегламентированное выполнение конкретной операции эквивалентно существенному расхождению текущей и идеальной моделей ее выполнения. Целесообразно предположить, что следствием этого является возникновение в процессе ТО конкретного типа потенциально опасной техники потенциально опасных состояний.

Уточним смысл, вкладываемый в рамках данной статьи, в понятие «потенциально опасное состояние (ПОС) процесса технического обслуживания потенциально опасной техники». Под ПОС процесса технического обслуживания потенциально опасной техники понимается состояние, обусловленное последствиями явлений (факторов) или действий, приведших в результате к отклонению от регламентированного эксплуатационной документацией выполнения операции или проведения работ, которое характеризуется отсутствием непосредственного нерегламентированного воздействия на потенциально опасную технику. Тогда опасным состоянием процесса ТО будем считать состояние, аналогичное описанному выше в аспекте возникновения нерегламентированных действий персонала, которое характеризуется совершением нерегламентированного воздействия на потенциально опасную технику.

Дадим ряд пояснений к алгоритму, представленному на рис. 1. С учетом массовости и интенсивности проведения ТО на образцах потенциально опасной техники определенного типа вполне возможна ситуация, когда РР подает неверную команду на выполнение требуемой работы (искажение команды). В зависимости от базовой квалификации персонала, привлеченного к проведению ТО, его подготовленности в качестве номеров расчета (операционной работоспособности [4]), а также его психофизиологического состояния (биологической работоспособности [4]), конкретный номер расчета, прежде всего тот, которого касается поданная команда, с учетом своих знаний, квалификации, подготовленности, внимания и опыта выполнения работ по ТО потенциально опасной техники определенного типа может либо идентифицировать поданную команду как неверную, что приведет к парированию ошибки РР (на блок-схеме ветвь 1), либо приступить к ее выполнению, усугубляя ее (на блок-схеме ветвь 2).

В первом случае профессиональные действия НР приводят к безопасному состоянию процесса ТО по ветви 1. При условии определения поданной команды как неверной, номер расчета уточняет у руководителя соответствие ее документации на ТО, после чего РР, очевидно, подает команду повторно и верно. В случае если НР не идентифицировал команду как неверную и приступил к ее выполнению, то процесс ТО конкретного образца потенциально опасной техники определенного типа принимает опасное состояние.

Другой нежелательной, но возможной ситуацией при проведении ТО потенциально опасной техники является ситуация, когда НР, которому РР подал верную команду, идентифицировал ее неправильно (не расслышал, недопонял и т. п.) – соответствующее этому возможное развитие событий на блок-схеме отражено ветвью 3. Согласно организации контроля правильности действий НР в ходе ТО руководитель расчета может выявить факт неверной иден-

тификации поданной команды и, сделав замечание номеру расчета, уточнить его действия по выполнению требуемой операции в соответствии с методикой эксплуатационных документов. Такое развитие событий способствует возвращению процесса ТО из потенциально опасного в безопасное состояние (на блок-схеме отражено ветвью 1, левый выход из ситуации S4). В случае пропуска руководителем расчета факта неверной идентификации номером расчета поданной команды фактически имеет место ошибка второго рода процедуры контроля правильности действий НР со стороны РР. В соответствии с логикой процесса ТО, при отсутствии корректирующих действий со стороны РР неправильного понимания номером расчета поданной команды, он (НР) совершает действия, которые направлены на выполнение нерегламентированной операции, поскольку поданная РР команда предполагает выполнение иной операции. Процедура контроля предусматривает, что нерегламентированные действия НР должны быть выявлены руководителем расчета. Если это имеет место быть, то РР делает замечание НР и уточняет его действия, добиваясь их соответствия регламентированной документацией. Описанная последовательность событий отражена в блок-схеме (см. рис. 1) возвращением процесса ТО в безопасное состояние по ветви 1.

Рассмотрим ситуацию, когда РР подал команду верно, НР идентифицировал ее без ошибки и приступил к выполнению требуемой последовательности действий по выполнению регламентированной операции (операции, обязательной к выполнению поданной командой). Если в ходе контроля номера расчета РР заметит ошибку в его действиях, то он должен сделать замечание и уточнить действия НР согласно эксплуатационным документам, вернув тем самым процесс ТО в безопасное состояние (см. рис. 1, ветвь 1). В противном случае создаются условия для оказания номером расчета нерегламентированного воздействия на потенциально опасную технику, что приводит к опасному состоянию процесса ТО.

Однако не исключена ситуация, когда НР может совершить ошибочное действие при условии правильно поданной команды и правильного понимания ее сути. Этой ситуации на блок-схеме соответствует ветвь 4, по которой динамика состояния безопасности процесса ТО приведет к потенциально опасному состоянию. В случае выявления ошибочных действий, совершаемых номером расчета, РР должен сделать замечание и уточнить его действия согласно эксплуатационным документам. Парирование ошибки контролирующими действиями РР приводит процесс ТО к безопасному состоянию процесса по ветви 1 (см. рис. 1).

В противном случае, когда ошибочное действие РР не выявлено (ошибка процедуры контроля 2-го рода), создаются реальные условия для совершения нерегламентированного воздействия на потенциально опасную технику.

С учетом изложенного, логично исходить из того, что описанные события и ситуации, а также состояния, являющиеся их следствием, носят вероятностный характер. Поэтому изменение состояний безопасности ТО конкретного образца потенциально опасной техники определенного типа может быть отражено ориентированным вероятностным графом, представленным на рис. 2.

Состояние S1 обозначает начало выполнения операции, перед началом подачи команды НР; S3 – начало понимания номером расчета правильно поданной команды НР; S5 – начало выполнения действий НР, которые в совокупности образуют безопасное состояние процесса ТО; S2 – состояние функционирования системы ТО при неправильно поданной команде РР; S4 – состояние, при котором НР неправильно понял команду РР; S6 – состояние, при котором НР выбрал неправильный алгоритм действий; S7 – состояние, при котором оказано нерегламентированное воздействие на технику.

Переходные вероятности обозначают:  $p_{15}$  – вероятность подачи правильной команды РР;  $p_{12}$  – вероятность подачи неправильной команды РР;  $p_{21}$  – вероятность выявления НР неправильно поданной команды РР;  $p_{27}$  – вероятность нерегламентированного воздействия на технику из-за неправильно поданной команды;  $p_{35}$  – вероятность правильного понимания НР команды;  $p_{34}$  – вероятность неправильного понимания НР команды;  $p_{41}$  – вероятность обнаружения РР неправильного понимания номером расчета команды;  $p_{47}$  – вероятность нерегла-

ментированного воздействия на технику из-за неправильного понимания НР команды;  $p_{51}$  – вероятность регламентированного выполнения операции и переход к следующей;  $p_{56}$  – вероятность неправильного выполнения действия НР;  $p_{65}$  – вероятность обнаружения РР неправильного выполнения действия НР;  $p_{67}$  – вероятность нерегламентированного воздействия на технику из-за неправильного действия номера расчета.

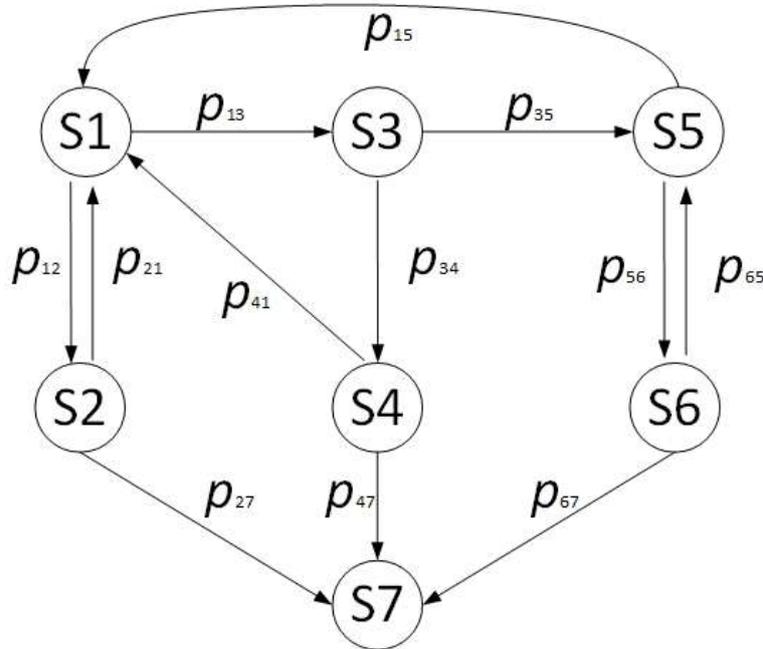


Рис. 2. Граф состояний безопасности ТО

На основании полученной модели разработан алгоритм оценки вероятности нерегламентированного воздействия на технику в результате проведения ТО. Исходными данными алгоритма являются количество ТО за прошедший год  $N$ , количество операций в прошедшем году  $k_{оп} = \sum_{i=1}^N k_{опi}$ , количество неправильно поданных команд РР  $l_{ком}$ ; количество нерегламентированных воздействий на СБП из-за неправильно поданных команд РР  $m_{ком}$ , количество неправильно понятых НР команд РР  $l_{пон}$ , количество нерегламентированного воздействий на СБП из-за неправильно понятых НР команд РР  $m_{пон}$ , количество ошибочных действий НР  $l_{дейст}$ , количество нерегламентированных воздействий на СБП из-за ошибочных действий НР  $m_{дейст}$ .

Значения исходных данных имеют ограничения:

$$l_{ком} \geq m_{ком}; l_{пон} \geq m_{пон}; l_{дейст} \geq m_{дейст}.$$

Алгоритм статистической оценки вероятностей включает в себя три этапа.

**Этап 1.** Оценить переходные вероятности.

1.1. Для исходного состояния S1:

$$p_{12} = \frac{l_{ком}}{k_{оп}}; p_{13} = 1 - p_{12}; p_{27} = \frac{m_{ком}}{l_{ком}}; p_{21} = 1 - p_{27}.$$

1.2. Для исходного состояния S3:

$$p_{34} = \frac{l_{\text{пон}}}{k_{\text{оп}}}; p_{51} = 1 - p_{34}; p_{47} = \frac{m_{\text{пон}}}{l_{\text{пон}}}; p_{41} = 1 - p_{47}.$$

1.3. Для исходного состояния S5:

$$p_{56} = \frac{l_{\text{дейст}}}{k_{\text{оп}}}; p_{51} = 1 - p_{56}; p_{67} = \frac{m_{\text{дейст}}}{l_{\text{дейст}}}; p_{65} = 1 - p_{67}.$$

**Этап 2.** Составить матрицу переходных вероятностей в соответствии с ориентированным графом, представленным на рис. 2.

$$P_{[7,7]} = \begin{pmatrix} 0 & p_{12} & p_{13} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ p_{21} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & p_{27} \\ 0 & 0 & 0 & p_{34} & p_{35} & 0 & 0 \\ p_{41} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & p_{47} \\ p_{51} & 0 & 0 & 0 & 0 & p_{56} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & p_{65} & 0 & p_{67} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

**Этап 3.** Рассчитать вероятности состояний безопасности процесса ТО в результате работы на основании уравнения Колмогорова – Чепмена, принимая количество шагов  $k$  равное количеству операций при ТО:

$$P_{S_i}^{(k)} = P_{\langle S \rangle}^{(0)} P_{[7,7]}^k = P_{\langle S \rangle}^{(k-1)} P_{[7,7]},$$

где  $P_{\langle S \rangle}^{(0)} = \langle P_1^{(0)}, P_2^{(0)}, P_3^{(0)}, P_4^{(0)}, P_5^{(0)}, P_6^{(0)}, P_7^{(0)} \rangle$  – вектор вероятностей состояний процесса в начальный момент времени.

**Вывод.** Таким образом, получена вероятность нерегламентированного воздействия на технику  $P_7^{(k)}$  в результате работ ТО. Если вероятность больше некоторого критического значения, необходимо применять дополнительные меры.

### Список используемых источников

1. Цимбал В. А. Информационный обмен в сетях передачи данных. Марковский подход : моногр. – М. : Вузовская книга, 2014. – 144 с.
2. Статистические методы анализа безопасности сложных технических систем : учебник / Л. Н. Александровская [и др.]; под ред. В. П. Соколова. – М. : Логос, 2001. – 232 с.
3. Вентцель Е. С. Исследование операций: задачи, принципы, методология. – 2-е изд., стер. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. – 208 с.
4. Данилюк С. Г. Модели и алгоритмы формализации и обработки информации для экспертных систем поддержки поиска неисправностей на основе вероятностно-лингвистического метода диагностирования : моногр. – Серпухов: ВА им. Петра Великого, 2013. – 224 с.

Е. А. Михеев\*;  
А. И. Петухов\*\*;  
М. М. Полуян\*\*,  
кандидат технических наук

\* Войсковая часть 63551, г. Мирный

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

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СИЛЫ ИЗЛУЧЕНИЯ ТИПОВОГО НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМАХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

В статье представлены результаты исследований характеристик излучения типового низкоорбитального космического аппарата (КА) в видимом и инфракрасном (ИК) диапазонах. Результаты, полученные для двух предельных с точки зрения тепловыделения режимов функционирования бортовых систем КА, показывают преимущества использования для их определения ИК оптико-электронных средств (ОЭС), причем не только наземного, но и орбитального расположения. Также результаты исследований проявляют некоторые особенности формируемого космическим аппаратом ИК излучения, существенно влияющие на качество решаемой задачи дистанционного определения его состояния.

Ключевые слова: интегральная сила излучения, инфракрасное излучение, космический аппарат, оптико-электронное средство, техническое состояние.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время наблюдается стремительный рост числа КА, эксплуатируемых в околоземном космическом пространстве (ОКП), особенно на низких орбитах. Предприятия-изготовители стремятся повысить уровень технического совершенства и надежность своих КА, не допустить возможность возникновения нештатных ситуаций. Ведь если на наземном этапе эксплуатации всегда имеется доступ к КА с целью принятия мер по устранению неисправностей и сбоев, то на этапе летной эксплуатации такой возможности нет.

Ежегодно фиксируются сотни неисправностей космических аппаратов в результате воздействия факторов космического пространства. И при отсутствии связи с КА получение телеметрической информации о его состоянии является невозможным даже при сохранении работоспособности. Например, в 2011 году при выведении автоматической межпланетной станции (АМС) «Фобос – Грунт» возникла нештатная ситуация, сопровождавшаяся отсутствием связи с ней. Однако реализацию мероприятий по спасению АМС затягивало отсутствие исходной информации о ее техническом состоянии и ориентации в пространстве. При этом станция наблюдалась с Земли многочисленными ОЭС (рис. 1).

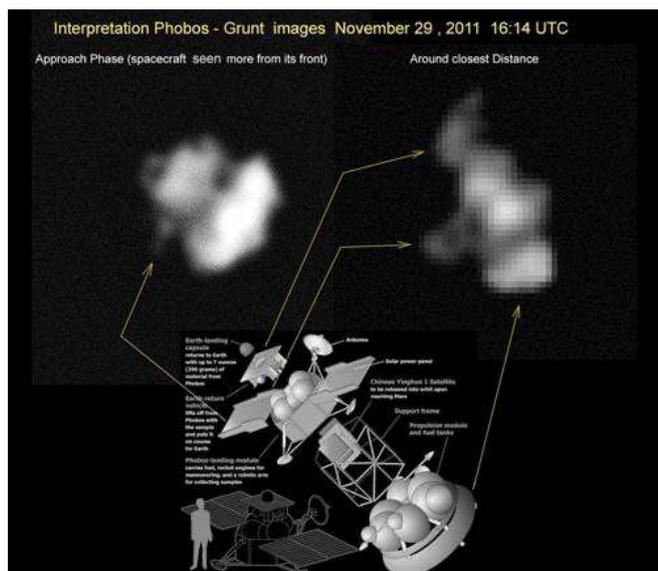


Рис. 1. Фотоизображения АМС «Фобос-Грунт», полученные любительским ОЭС

Таким образом, актуальным является целый класс задач, связанных с определением состояния КА по результатам дистанционного зондирования.

В настоящее время КА наблюдаются преимущественно с помощью наземных оптико-электронных средств (ОЭС), работающих в видимом диапазоне. При этом, с одной стороны, регистрируемый блеск КА определяется его конструктивно-компоновочной схемой (ККС) [1], которая, в свою очередь, определяется обликом и характеристиками целевой аппаратуры, т. е. целевыми задачами КА. С другой же стороны, существенную вариацию величины регистрируемого излучения, уходящего от поверхности КА, определяет его поведение при функционировании на орбите, характеризуемое не только изменением углового положения относительно центра масс, но и изменением тепловыделения внешних элементов его конструкции. Все указанные аспекты находят свое отражение, не только в диапазоне 0,3–3 мкм, на который приходится 99% энергии потока солнечного излучения, но и в инфракрасном (ИК) диапазоне более 3 мкм.

### ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ И МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Невесомость и ничтожное силовое воздействие на КА со стороны набегающих потоков атмосферы определяют большое многообразие их ККС. Однако для малых КА (массой менее 1000 кг [2]), к которым относится преобладающая часть всех низкоорбитальных КА, в настоящее время характерно использование неориентируемых панелей солнечных батарей (СБ). Таким образом, следует выделить два варианта расположения панелей СБ (рис. 2): в плоскости местного горизонта (фоточувствительной стороной от Земли) и в одной плоскости с радиусом-вектором КА.

В рамках исследований бóльший интерес представляет ККС КА с расположением СБ, показанным на рис. 2,а, так как обеспечивается бóльшая площадь миделя КА по отношению к наземному ОЭС и бóльший диапазон значений регистрируемых потоков излучения, что позволяет рассматривать постановку задачи в наиболее благоприятных для наземных ОЭС условий.



Рис. 2. Варианты расположения панелей СБ низкоорбитальных КА:  
а – панели СБ в плоскости местного горизонта;  
б – панели СБ в плоскости, перпендикулярной местному горизонту

Как показывает анализ, КА являются одними из наиболее сложных объектов для моделирования их отражательных и излучательных характеристик, поскольку для них характерны:

- достаточная сложность конструкции, что приводит к сложной картине затенения одних элементов поверхности другими;
- значительные вариации тепловых потоков, отводимых через радиационные поверхности, угловое движение КА и некоторых его внешних элементов в отдельности (например, панелей СБ) в процессе функционирования;
- наличие на внешних поверхностях разнородных материалов и покрытий с характером отражения оптического излучения, оптические характеристики которых могут существенно изменяться под действием факторов космического пространства.

В силу указанной специфики самой задачи моделирования характеристик излучения КА в широком оптическом диапазоне, на данный момент фактически отсутствуют готовые программные решения. Однако имеется достаточное количество CAD- и CAE-средств, которые содержат ряд ключевых требуемых элементов. Технологическая схема получения характеристик излучения с применением программно-методического обеспечения FEMRad описана авторами [3–6] и включает следующие этапы:

- построение тепловой CAD-модели КА, которая учитывает наиболее существенные для расчета температурного поля конструктивные и функциональные особенности;
- построение сеточной MESH-модели КА с помощью инструментов конечно-элементного анализа;
- задание посредством инструментов FEMRad сценария моделирования: теплофизических свойств конечных элементов, оптических свойств элементов внешней поверхности, баллистических параметров полета КА, циклограммы функционирования тепловыделения на его радиаторах и пр.;
- непосредственный расчет с применением FEMRad падающих от различных источников и уходящих с поверхности КА потоков.

На рис. 3 представлена структура задействуемых при использовании FEMRad методик, моделей и баз данных.

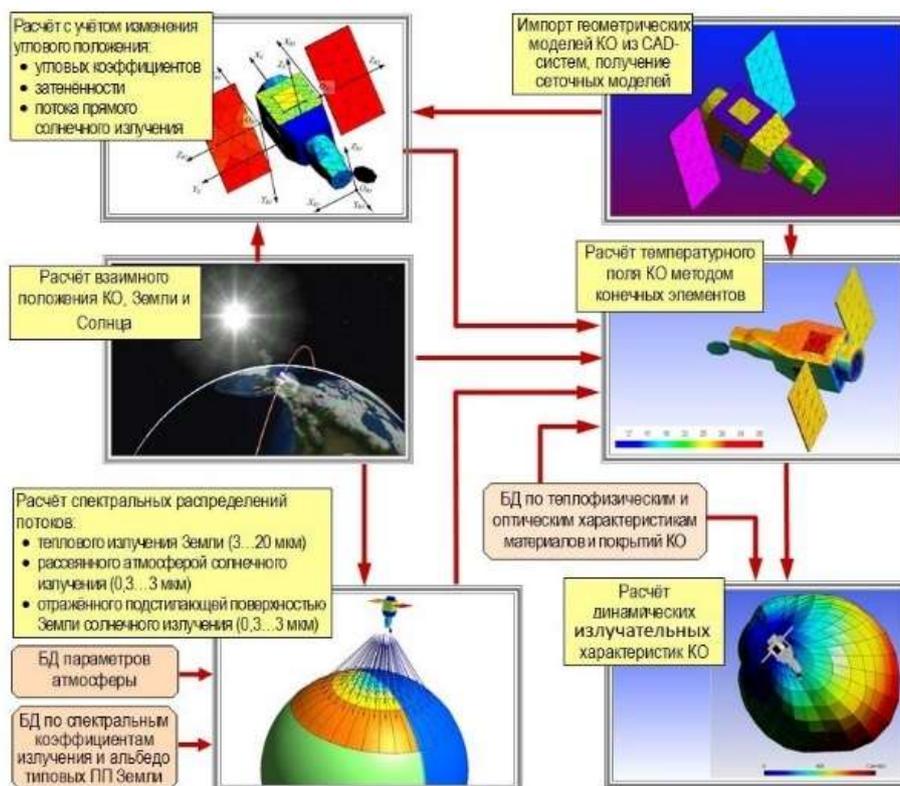


Рис. 3. Структура взаимосвязанных математических моделей, методик и баз данных, реализованных в FEMRad

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗЛУЧЕНИЯ ТИПОВОГО КА

Поскольку энергопотребление бортовой аппаратуры напрямую определяет температуру соответствующих радиационных поверхностей КА, то моделировались два предельных с точки зрения тепловыделения режима функционирования бортовых систем КА:

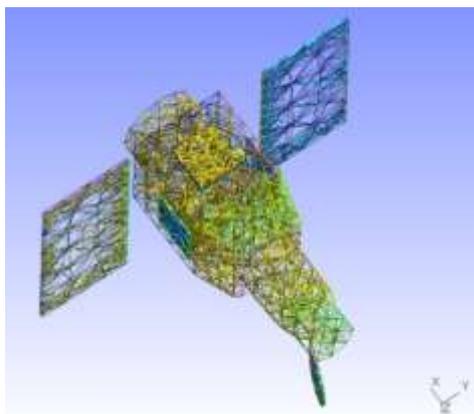
а) средняя температура всех радиаторов соответствует нижнему допустимому пределу температуры для бортовой аппаратуры ( $263^{\circ}\text{K}$ ). При этом в соответствии с заданным коэффициентом полезного действия (КПД), солнечные батареи преобразуют часть падающего солнечного потока в электрическую энергию. Данный режим функционирования КА соответствует минимальному энергопотреблению на витке с зарядом аккумуляторных батарей (т. е. с восполнением запаса электроэнергии);

б) средняя температура всех радиаторов соответствует верхнему допустимому пределу температуры для бортовой аппаратуры ( $323^{\circ}\text{K}$ ). Данный режим функционирования предполагает, что солнечные батареи не используются (например, ввиду плотного графика задействования бортового целевого комплекса, предполагающего восполнение заряда аккумуляторных батарей только на следующем витке), а бортовая аппаратура имеет максимальное энергопотребление, используя запас электроэнергии аккумуляторных батарей [1].

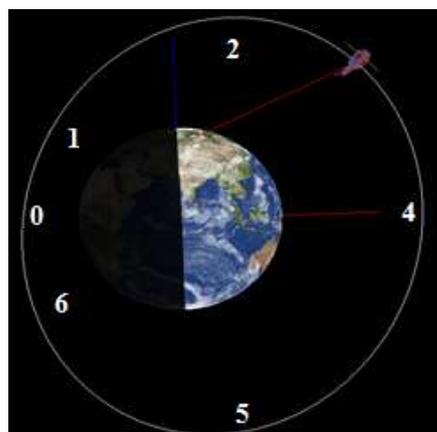
Во всех расчетных сценариях задавались интегральные оптические характеристики, типичные для основных материалов, покрытий и элементов, к которым относятся:

- облицовочный слой экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) – алюминизированный каптон (пленочное покрытие с высоким значением коэффициента излучения снаружи);
- лицевая сторона панели солнечных батарей (ПСБ) – арсенид-галиевые солнечные элементы (соответствует покрытию класса «солнечный поглотитель»);
- тыльная сторона ПСБ – эмаль белая (покрытие класса «солнечный отражатель»);
- радиационные поверхности – белое отражающее терморегулирующее покрытие (покрытие класса «солнечный отражатель»).

На рис. 4,а представлена сеточная модель КА рассматриваемой типовой ККС (см. рис. 2,а).



а)



б)

Рис. 4. Исходные данные для расчетных сценариев:  
 а – облик MESH-модели КА;  
 б – взаимное положение на орбите КА, Земли и Солнца

На рис. 4,б для рассмотренных сценариев показано взаимное положение КА, Земли и Солнца, а также обозначены характерные точки выбранной околополярной орбиты:

- точки 0 и 3 – лежат в плоскости экватора Земли и образуют прямую, параллельную вектору солнечного потока. Также точка 0 рассматривается в качестве начальной точки для отсчета времени;
- точки 1 и 6 – точки выхода и входа в тень Земли, соответственно;
- точки 2 и 5 – располагаются над Северным и Южным полюсами Земли и образуют прямую, перпендикулярную вектору солнечного потока;
- точка 4 – точка, соответствующая максимальной температуре панелей СБ. Ее положение на дуге 3-5 определяется их теплоемкостью.

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Результаты моделирования представлены на рис. 5 и 6. Исследовались характеристики излучения КА в двух диапазонах: видимом и дальнем инфракрасном. Причем изучение особенностей регистрации данного излучения, в том числе с учетом взаимодействия с атмосферой Земли, выходили за рамки исследований. Применялась модель диффузного отражения материалами КА падающего потока излучения.

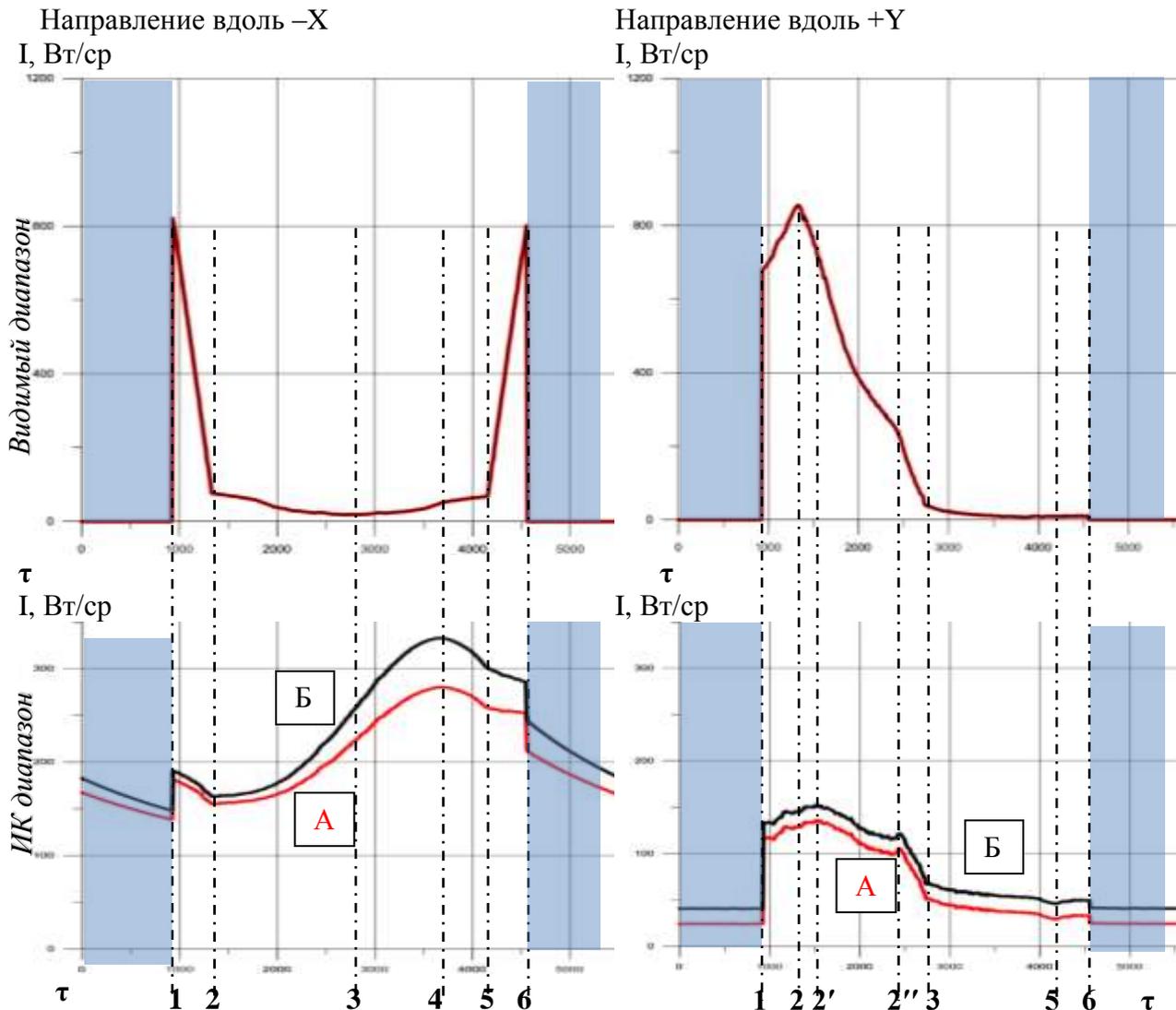


Рис. 5. Сравнение характеристик излучения в видимом и ИК диапазонах по направлениям ОСК ( $-X$  и  $+Y$ ) с типом ориентации КА на Землю. Период – 5600 сек: кривая А – зависимость  $I(\tau)$  в сценарии с  $T_{min}$ ; кривая Б – зависимость  $I(\tau)$  в сценарии с  $T_{max}$

Как видно, пространственное распределение излучения КА отличается существенной неоднородностью по направлениям наблюдения, а также существенно зависит от положения на орбите и рассматриваемого диапазона длин волн. Для анализа результатов моделирования выбраны взаимно перпендикулярные направления (рис. 5):

- на Землю из центра масс КА, т. е. по вектору  $-X$  в орбитальной системе координат (ОСК);
- по вектору скорости из центра масс КА, т. е. по вектору  $+Y$  в ОСК.

Отметим, что поскольку панели СБ КА рассматриваемой ККС строго перпендикулярны продольной оси корпуса, то в направлении  $-X$  (на наземные ОЭС) излучение уходит преимущественно от панелей СБ, а в направлении  $+Y$  – преимущественно от элементов корпуса КА (ЭВТИ, радиаторов). Таким образом, рассматриваемый вариант ККС позволяет одновременно исследовать влияние на излучение КА в инфракрасном диапазоне, формируемое в разных режимах, температуры панелей СБ и радиаторов через разницу значений  $\Delta I$  (Вт/ср) между кривыми А и Б на соответствующих графиках рис. 5 [7].

Необходимо отметить некоторые особенности результатов, демонстрируемых на графиках (рис. 5):

- длина дуги 0-1 не равна длине 6-0, поскольку в рассматриваемом случае солнечно-синхронная орбита имеет некоторое смещение по углу восходящего угла (т. е. плоскость орбиты не проходит через середину «теневого цилиндра»). На практике величина такого смещения, как правило, составляет 20–45 градусов;

- «гребенчатую» структуру кривых, в первую очередь при малых значениях интегральной силы излучения (ИСИ) и в направлении  $+Y$ , создают достаточно крупные фасы, применяемые в MESH-модели КА при аппроксимации элементов поверхности конструкции;

- конкретные числовые значения, а также локальные максимумы и перегибы (в точках 2' и 2'') на участке 2-3 для направления  $+Y$  являются следствием частных значений теплофизических характеристик материалов, особенностей конфигурации рассматриваемой ККС КА и ее ориентации в пространстве относительно различных источников подсветки, сопровождающейся в том числе экранированием корпуса панелями СБ. То есть при иной конфигурации КА даже той же ККС, других баллистических условиях или ином угловом движении КА относительно центра масс вид кривых будет несколько отличаться от приведенных, как вследствие вариаций отраженной компоненты уходящего излучения, так и вследствие изменения температурного поля поверхности КА. Однако прослеживаемые закономерности характера изменений ИСИ КА, наблюдаемые в выбранных расчетных сценариях, позволяют формулировать обобщающие выводы, особенно для ИК-диапазона в силу существенной тепловой инерции конструкционных материалов.

Излучение КА в видимом диапазоне полностью определяется солнечной отраженной компонентой, в том числе альbedo-потокотом со стороны освещенной поверхности Земли, т. е. величина ИСИ в данном диапазоне определяется фазовым углом освещенности Солнцем и оптическими коэффициентами отражения солнечного излучения внешних материалов, покрытий и элементов. Для двух рассматриваемых сценариев (кривые А и Б на рис. 5) закономерно наблюдаются совпадающие кривые изменения ИСИ от времени с диапазоном значений от 0 до свыше  $I_{\max}$ .

Наибольшие значения ИСИ КА в направлении Земли (направление  $-X$ , рис. 5) дает излучение, отражаемое тыльной стороной панелей СБ в сумеречной зоне орбиты, т. е. на участках 1-2 и 5-6. Как видно, данные участки относительно короткие [8], однако они соответствуют наиболее удобным, с практической точки зрения, интервалам наблюдения КА наземными ОЭС, так как одновременно обеспечивается низкое значение фонового излучения космоса.

Для направления вдоль вектора скорости КА (направление  $+Y$ , рис. 5) наибольшие значения ИСИ КА дает солнечное излучение, отражаемое от ЭВТИ на участке 1-3, т. е. в течение 1/3 периода. Таким образом, в данном диапазоне длин волн орбитальные ОЭС [9] будут иметь преимущество в суммарном времени наблюдения техногенных объектов. При этом необходимо отметить, что изменение ИСИ в направлении  $-Y$  будет зеркальным по отношению к приведенному на рис. 5, т. е. будет максимальным на участке 3-6. А ИСИ в одном из направлений  $+Z$  или  $-Z$  (в зависимости от величины угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце) будет достаточно большой на всем освещенном участке орбиты 1-5. Таким образом, потенциально, орбитальные ОЭС имеют возможность наблюдения КА на протяжении всего освещенного участка орбиты 1-5. А в случае иной ККС КА (см. рис. 2,б)

продолжительность наблюдения будет сочетаться с более высоким значением ИСИ, определяемым отраженным потоком одновременно и от панелей СБ, и от ЭВТИ корпуса.

Основной особенностью ИСИ КА в ИК диапазоне является наличие собственного излучения объекта в любой момент времени, поскольку его температура всегда существенно выше абсолютного  $0^{\circ}\text{K}$  и ограничивается заданными требованиями к минимальным температурам материалов, покрытий и элементов поверхности (МПЭ), которые обязательно выполняются разработчиком КА. Кроме того, для низкоорбитальных объектов дополнительным источником теплового излучения является Земля. Практический опыт и расчеты показывают, что почти для всей поверхности КА (более 95%) характерны значения температуры в диапазоне от  $150^{\circ}\text{K}$  до  $340^{\circ}\text{K}$ .

Максимальные значения ИСИ определяются не только температурой, но и площадью миделя в направлении на ОЭС. Несмотря на то, что корпус КА покрыт ЭВТИ с температурой облицовочного слоя на освещенном участке, близкой к температуре СБ, площадь миделя корпуса в рассматриваемой ККС КА в направлении  $-X$  значительно меньше площади равномерно прогретых панелей СБ. Максимальные значения потоков ИК излучения достигаются в направлениях  $\pm X$  (рис. 5) именно благодаря панелям СБ. При этом ИСИ КА приобретает ярко выраженную гантелеобразную форму, заметную на рис. 6, в точках с высокими значениями температуры СБ (рис. 5). Почти равные размеры «сфер» 3D-поверхности индикатрисы ( $+X$  и  $-X$ ) объясняются малым перепадом температур между лицевой и тыльной сторонами панелей СБ, а также близкими значениями коэффициента излучения, характерными для солнечных элементов ( $\varepsilon = 0,88$ ) и для применяемой, как правило, светоотражающей белой эмали ( $\varepsilon = 0,85$ ).

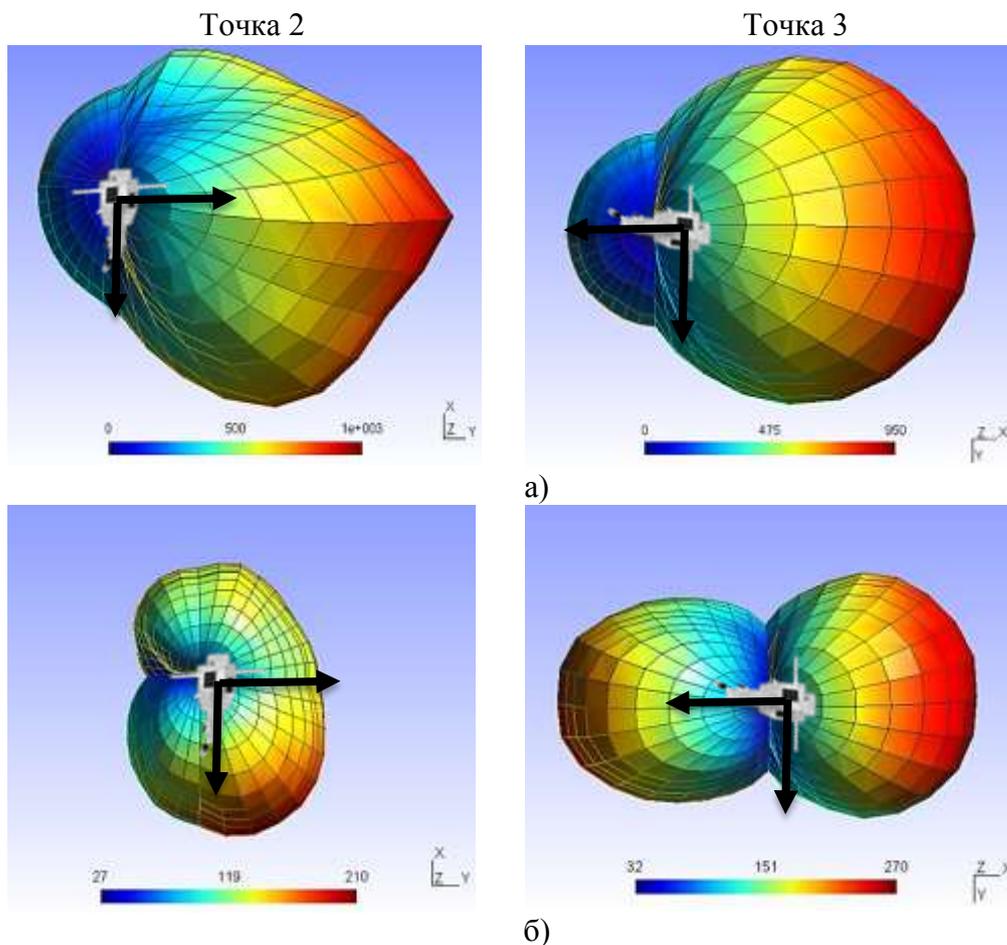


Рис. 6. Примеры 3D индикатрис уходящего излучения в точках 2 и 3 орбиты:  
а – видимый диапазон; б – ИК-диапазон

Как видно, наземные ИК ОЭС имеют потенциальную возможность получения информации о КА рассматриваемой ККС на любом участке его орбиты, в том числе на теневом участке. В отличие от орбитальных, такие ОЭС имеют менее жесткие ограничения по массе, размерам, энергопотреблению и т. д. При этом преимущество в интересах выявления технического состояния КА, движущихся, например, с северного полушария, будут иметь ОЭС, располагаемые в южном полушарии, ввиду более высокой достигаемой температуры поверхности КА. Таким образом, наземные ИК ОЭС целесообразно располагать в обоих полушариях Земли.

В направлении  $+Y$ , а, как было отмечено выше, и в направлениях, принадлежащих плоскости  $YOZ$ , достигаются минимальные значения ИСИ (см. рис. 5, 6). С учетом отсутствия в данных направлениях наблюдения панелей СБ – это минимально низкие значения ИСИ для рассматриваемого типового КА, определяемые температурами только элементов корпуса. Однако эти значения значительно отличаются от нуля даже для теневой части орбиты. А если используемая ОЭС с рабочих дистанций обеспечивает в ИК диапазоне наблюдение объектов с силой излучения до 100 Вт/ср, то становится возможным различие и режимов функционирования даже для малых КА. Последнее подтверждается разницей  $\Delta I$  (Вт/ср) между кривыми А и Б, определяемой различной температурой радиаторов в сценариях, которая наблюдается на протяжении всего витка. И здесь применение наземных ИК ОЭС, очевидно, ограничено тепловым влиянием атмосферы Земли в приэкваториальной освещаемой Солнцем области. А фактическая эффективность использования орбитальных ИК ОЭС ограничена их максимальной массой и, как следствие, размерами ОЭС, располагаемой на борту КА опто-электронного наблюдения [9], т. е. определяется затратами на создание и поддержание соответствующей требованиям многоспутниковой орбитальной группировки [10–12].

В дополнение необходимо отметить, что величина наблюдаемого на графиках  $I(\tau)$  различия для кривых А и Б (см. рис. 5) пропорциональна величине площади радиатора, т. е. величине проектного энергопотребления бортовой аппаратуры КА, которому, в свою очередь, пропорциональна площадь панелей СБ. Таким образом, для КА рассматриваемой ККС – большому энергопотреблению и большей массе КА будут соответствовать большее значение ИСИ в ИК диапазоне вдоль  $-X$  и  $+Y$ , а также большая достоверность определения режима функционирования КА. При наблюдении КА с расположением выносных панелей СБ в перпендикулярной плоскости (например, как на рис. 2,б) орбитальные ИК ОЭС будут иметь преимущество перед наземными.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты выполненных исследований показывают наличие устойчивой связи между ИСИ низкоорбитального космического аппарата в ИК диапазоне и его режимами функционирования. Диапазон изменений ИСИ в полученных результатах достигал на определенных (в том числе теневых) участках орбиты 30% от значений с режимом, характеризуемым минимальным энергопотреблением.

В отличие от высокоорбитальных [7], низкоорбитальные КА характеризуются большим многообразием ККС, а их функционирование – большей неопределенностью ориентации относительно центра масс. Однако в условиях растущей энерговооруженности КА (и больших и малых) все больший вклад в полный поток уходящего ИК излучения дают радиаторы и панели СБ с растущими от поколения к поколению КА площадями.

В интересах решения задач, связанных с определением состояния низкоорбитальных КА по результатам их дистанционного зондирования, целесообразно:

- а) использовать наземные ИК ОЭС, располагаемые и в северном, и в южном полушариях;
- б) применять наряду с наземными и орбитальные ИК ОЭС.

### Список используемых источников

1. Бортовые системы космических аппаратов. Технические основы применения космических аппаратов: учебное пособие / В. В. Никольский [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – 195 с.
2. ГОСТ Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. – М. : Стандартинформ, 2010. – 45 с.
3. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2014662815. Программный комплекс расчета с применением метода конечных элементов спектральноэнергетических характеристик излучения космических объектов в оптическом диапазоне / А. А. Каменев, М. М. Полуян, А. А. Солуянов, А. И. Богоявленский. – Заявл. 13.10.2014, опублик. 09.12.2014.
4. Modeling of spectroenergetic characteristics of space objects in the optical range / A. I. Bogoyavlenskiy [et al.] // *Siberian Journal of Science and Technology*. – 2018. – Vol. 19, № 2. – P. 200–211.
5. Моделирование спектральноэнергетических характеристик космических объектов в оптическом диапазоне / А. И. Богоявленский [и др.] // *Радиопромышленность*. – 2014. – № 1. – С. 147–154.
6. *Geusaine C., Remacle J.-F.* Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. – 2009. – Vol. 79, is. 11. – P. 1309–1331.
7. *Каменев А. А., Солуянов А. А.* Моделирование инфракрасных сигнатур высокоорбитальных космических объектов для оценивания их технического состояния // *Вопросы радиоэлектроники. Сер.: Техника телевидения*. – 2020. – Вып. 3. – С. 9–16.
8. *Полуян М. М., Дуга В. В., Мосин Д. А.* Исследование тепловых режимов низкоорбитального космического микроаппарата // *Авиакосмическое приборостроение*. – 2022. – № 1. – С. 34–43.
9. *Ступак Г. Г.* Баллистические аспекты создания перспективной системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве // *Материалы конференции «XLVII Академические чтения по космонавтике»*. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2022. – С. 121–133.
10. *Каменев А. А., Полуян М. М.* Требования к многоспектральной оптико-электронной системе малого низкоорбитального КА для проведения космических экспериментов // *Материалы II Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения космических аппаратов и робототехнических средств в интересах Вооруженных Сил Российской Федерации»*. Санкт-Петербург, 12–13 апреля 2018 г. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – С. 145–150.
11. *Проценко П. А., Хуббиев Р. В.* Методика оценивания эффективности применения орбитальных систем малых космических аппаратов оптико-электронного наблюдения // *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение*. – 2020. – № 1. – С. 29–41.
12. *Дуга В. В., Мосин Д. А.* Методика обоснования предпочтительного варианта применения ракетно-космических комплексов испытательного космодрома при решении задач запуска малых космических аппаратов // *Научные технологии в космических исследованиях Земли*. – 2019. – № 3. – С. 4–13.

А. С. Перфильев,  
кандидат технических наук, доцент;  
А. И. Петухов;  
А. Э. Султанов,  
кандидат технических наук

## ОЦЕНИВАНИЕ ДЕМПФИРУЮЩИХ СВОЙСТВ КОРПУСА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ОТСЕЧКЕ ТЯГИ С УЧЕТОМ ЧАСТОТ И ФОРМ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ

Рассмотрены основные факторы, влияющие на формирование затухающего сигнала на датчике осевого ускорения, проявляющегося в момент выключения маршевого двигателя ракеты-носителя. Предложен подход к идентификации отклонений параметров демпфирования продольных колебаний в отдельных элементах корпуса ракеты космического назначения на основе информации о ее формах продольных колебаний. Отмечена особенность колебаний головной части ракеты в проявлении затухающих собственных колебаний конструкции при отсечке тяги. В основе предлагаемых подходов положен системный анализ результатов обработки телеметрической информации с борта ракет-носителей, подкрепленный анализом результатов численного моделирования колебаний корпусов ракет.

Ключевые слова: параметры демпфирования, декремент колебаний, продольные колебания, ракета-носитель, телеметрическая информация, формы колебаний.

### ВВЕДЕНИЕ

Параметры демпфирования продольных колебаний упругого корпуса ракеты-носителя (РН) являются определяющими для оценки устойчивости ее к продольным автоколебаниям. На практике запас динамической устойчивости РН оценивается в параметрах демпфирования, которые, в свою очередь, определяются на основе специальных виброиспытаний как на полноразмерных макетах, так и с использованием масштабных динамических аналогов [4]. При этом на величину демпфирования колебаний влияют такие факторы, как геометрия корпуса ракетных блоков, стыков в шпангоутах, а также в клепаных узлах сухих отсеков. Кроме того, при определенных условиях может проявляться нелинейность диссипативных свойств, связанная с пластической деформацией наиболее нагруженных элементов [2].

Учитывая, что интегральные параметры демпфирования элементов конструкции ракет-носителей определяются как свойствами материалов (материальным демпфированием), так и геометрией конструкции (конструкционным демпфированием), представляется актуальным проведение детального анализа влияния конструктивных особенностей ракетных блоков на рассматриваемые диссипативные свойства. Интегральные параметры демпфирования, как правило, определяются через логарифмический декремент колебаний  $\delta$  по ударному воздействию на конструкцию изделия. Для гармонического затухающего сигнала (процесса) на интервале наблюдения, включающем  $k$  периодов, декремент может быть определен по известному выражению

$$\delta_{nsj} = \frac{1}{k} \ln \left( \frac{A_i}{A_{i+k}} \right), \quad (1)$$

при этом взаимосвязь декремента колебаний и диссипативных свойств системы с уравнением продольных колебаний многомассовой системы будет определяться формулой

$$[M]\{\ddot{x}\} + [H]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = 0, \quad (2)$$

где  $[K]$  – матрица жесткости колебательной системы;  
 $[H]$  – матрица коэффициентов демпфирования корпуса к соответствующему виду колебаний;  
 $[M]$  – матрица масс колеблющихся элементов системы;  
 $\{\ddot{x}\}, \{\dot{x}\},$   
 $\{x\}$  – вектора ускорений, скорости и перемещений элементов системы.

Матрица демпфирования  $H$  составляется из коэффициентов демпфирования  $h_i$  для каждого элемента динамической системы, причем для конкретного  $j$ -го тона колебаний с частотой  $f$  справедливо выражение [3]

$$h_i = \beta m_i = 2f_j \delta m_i. \quad (3)$$

Таким образом, декремент колебаний характеризует диссипацию энергии в колебательной системе при учете массы ее элементов.

Для сложных колебательных систем, к которым относятся ракетные блоки РН, характерны несколько определяющих тонов (как правило, три-четыре) продольных колебаний. Определяющим для каждого тона является форма колебаний, которая характеризует задействованные в колебательных движениях массы системы.

Так, например, для первого тона колебаний характерны движения основных масс – топлива в баках окислителя и горючего нижней ступени, составляющих значительную часть всей массы ракеты. Для более высоких тонов свойственно движение элементов головных частей РКН, а также баков с топливом верхних ступеней.

Известно [1], что в полете ракеты космического назначения на этапах отделения отработавших ступеней в ряде случаев происходит значительное динамическое воздействие на конструкцию. Резкий спад тяги (отсечка тяги) маршевых двигателей отработавшей ступени вызывает высвобождение энергии упругой деформации сжатия корпуса субракеты в результате изменения величины действующих массовых сил. Этот этап полета РН при определенных условиях может быть использован для получения ценной информации о фактическом уровне демпфирования конструкции (рис. 1).

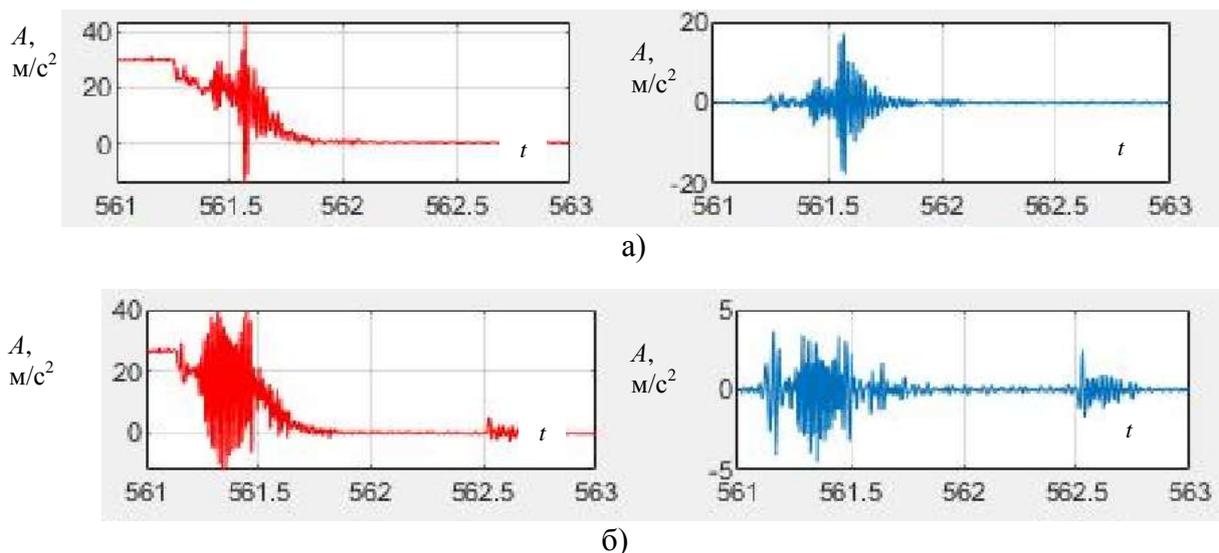


Рис. 1. Характер изменения осевой перегрузки и осевого ускорения в момент отсечки тяги двигателей РН

Распределение энергии упругих продольных колебаний между тонами происходит в соответствии с условием минимума функции, описывающей потенциальную энергию деформа-

ции системы  $\Pi$ , которую можно получить на основе информации о коэффициенте приведенной жесткости  $A_i^2 k_i$  и обобщенной координате ее элементов  $U_j$ :

$$\Pi = \min \left\{ \sum_j \Pi_j \right\},$$

где  $\Pi_j$  – потенциальная энергия деформации системы для  $j$ -й формы колебаний, определяемая выражением

$$\Pi_j = \frac{1}{2} \sum_i A_i^2 k_i U_i^2.$$

С учетом сложности проявления демпфирующих свойств корпуса РН как массивного и крупногабаритного изделия и значимости информации о фактическом значении данных свойств, представляется актуальным дальнейшее развитие методов их определения. Ограничением в обеспечении достоверных оценок параметров демпфирования корпуса РН является то, что в зависимости от конфигурации космической головной части РКН и, как следствие, различия частот и форм собственных колебаний указанные свойства могут проявляться на сигналах датчиков по-разному. Таким образом, возникает проблема в определении параметров демпфирования. Так, например, первому тону продольных колебаний в конце работы ступени соответствуют колебательные движения в основной области полезного груза. В то же время, для более высоких тонов (второго либо третьего) характерными являются колебания и соответствующие деформации уже самого ракетного блока (рис. 2).

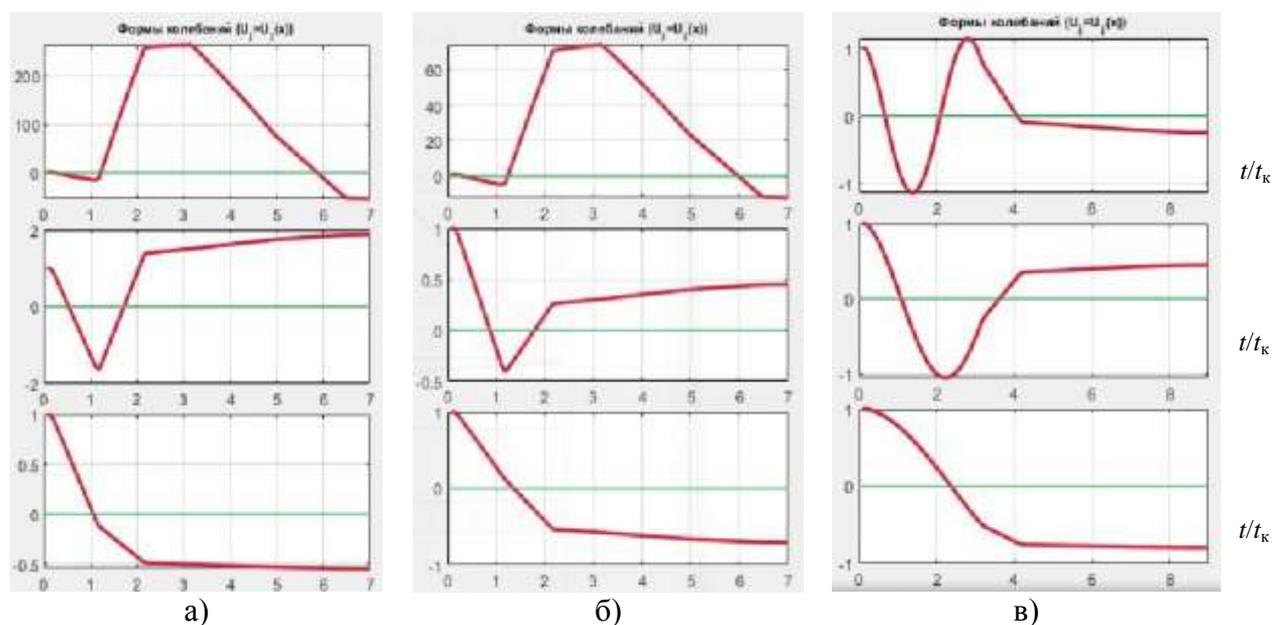


Рис. 2. Формы продольных колебаний верхней ступени РН типа «Союз-2» с различными космическими головными частями

Обращает на себя внимание то, что в зависимости от вида форм колебаний корпуса РКН при отсечке тяги в разной степени отдельные ее составные части вносят свой вклад в общее демпфирование, проявляющееся в виде декремента  $\delta_j$  колебаний на определенной  $j$ -м тоне. Эта особенность может быть потенциально использована для формирования методик анализа отклонений в демпфирующих свойствах отсеков ракетных блоков, либо составных частей космической головной части (корпуса космического аппарата, силовых рам адаптеров, разгонного блока).

Для решения данной задачи оценки диссипативных свойств ракеты необходимо реализовать соответствующий алгоритм анализа параметров вибрации. Данный алгоритм должен на основе информации о формах продольных колебаний корпуса на соответствующих  $j$ -х частотах позволить оценить вклад соответствующего  $i$ -го участка корпуса (отсека РН, элемента головной части РКН) в общий для данного тона декремент колебаний  $\delta_j = \sum \delta_{ij}$ .

### ВЛИЯНИЕ ФОРМ КОЛЕБАНИЙ КОРПУСА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА ПРОЯВЛЕНИЕ ДЕМПФИРУЮЩИХ СВОЙСТВ СИГНАЛОВ ДАТЧИКОВ УСКОРЕНИЯ В ПРОСТРАНСТВЕ

Для корректной оценки изменения в процессе изготовления партии ракет-носителей возникает потребность применения соответствующего математического аппарата для анализа данных телеметрических измерений с борта РН, получаемых в результате летных испытаний.

Так как итоговый сигнал с датчиков осевой перегрузки (ускорения), либо датчиков вибрации представляет собой суперпозицию различных гармонических составляющих, очевидным в рамках указанной задачи является применение относительно-узкополосных низкочастотных фильтров [2]. Такая задача в настоящий момент успешно решается для идентификации динамического нагружения космических аппаратов со стороны ступени РН [1].

Вместе с тем, задача оценивания декрементов затухания продольных колебаний усложняется тем, что в процессе полета РН возникают условия сближения частот смежных тонов. Значимым в рамках рассматриваемой задачи оценивания демпфирующих свойств при отсечке тяги является именно момент времени в окрестностях периода разделения ракетных блоков. Так, в зависимости от динамических свойств колебательной системы «ракетный блок – головная часть» к моменту выключения маршевого двигателя ступени может реализовываться та или иная конфигурация спектра собственных продольных колебаний соответствующей субракеты. Например, для верхней ступени типовой ракеты космического назначения возможны конфигурации частот продольных колебаний космических головных частей (КГЧ), представленные на рис. 3.

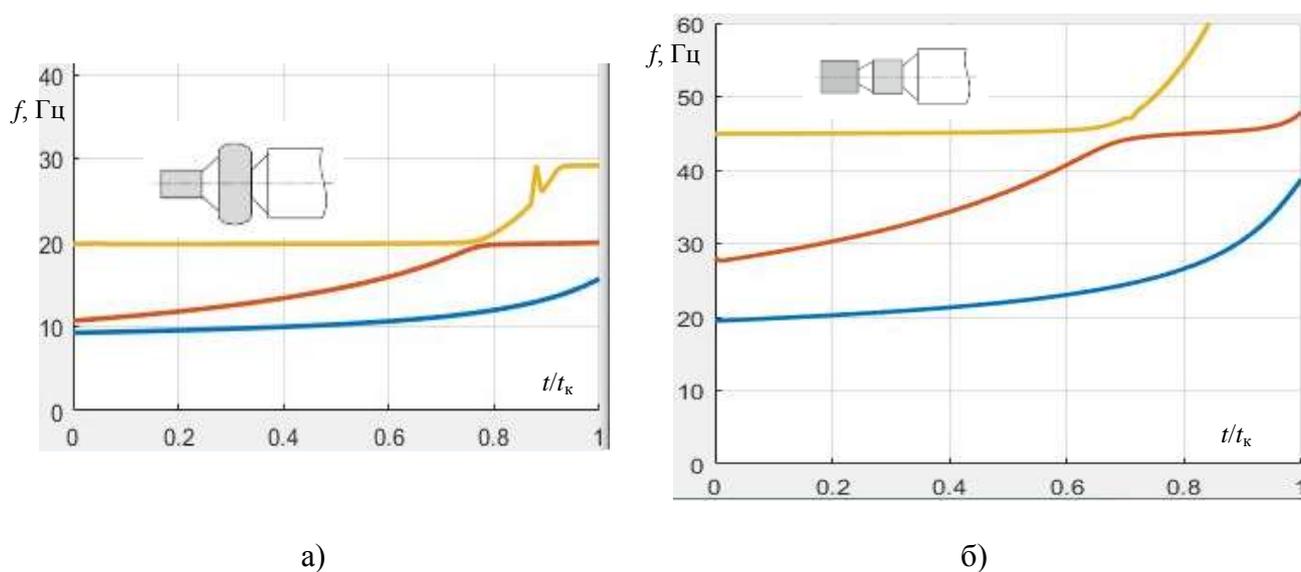


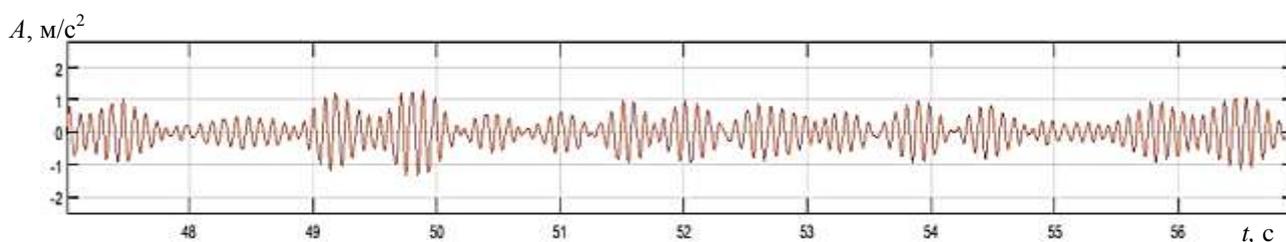
Рис. 3. Изменение во времени частот продольных колебаний РН среднего класса на участке работы верхней ступени:

а – с КГЧ типа «РБ + КА»; б – с КГЧ типа «КА<sub>1</sub> + КА<sub>2</sub>»

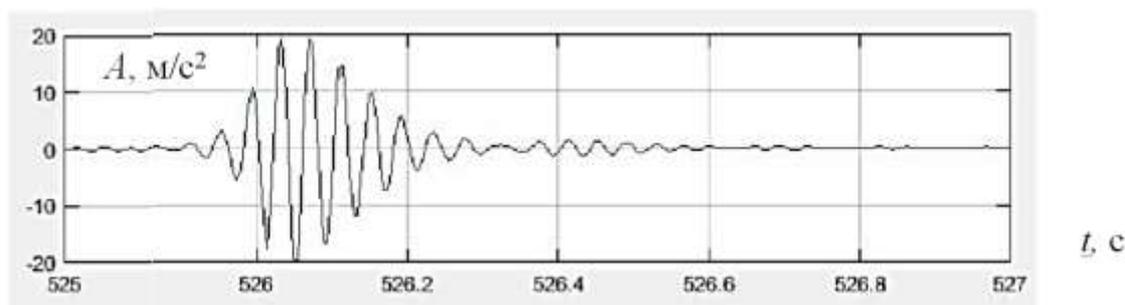
Эта особенность должна учитываться при выборе методов обработки данных с датчиков осевой перегрузки с борта РН. Очевидно, требуется корректно выбирать диапазон частот для узкополосного фильтра, который применяется для предварительной обработки указанных сигналов, телеметрируемых с борта РН. Указанный подход к фильтрации сигналов может давать значительные отклонения в оценке декрементов колебаний в зависимости от соотношения частот для смежных тонов продольных колебаний.

В этом случае пропускание фильтром одновременно двух гармоник от тонов продольных колебаний будет проявляться в виде функции «биения» как периодическое возрастание и спад амплитуды сигнала (рис. 4). В этой связи для идентификации составляющих декрементов колебаний необходимо привлекать информацию о соотношении частот продольных колебаний в момент окончания топлива в баках ракетного блока.

Пример оценивания декрементов колебаний для двух рассмотренных случаев показан на рис. 4. Видно, что при применении фильтров с одинаковым диапазоном границ пропускания сигнала  $f_1 = 26$  Гц и  $f_2 = 28$  Гц в одном случае наблюдается практически строгая логарифмическая зависимость уровня сигнала от времени, в то время как для случая парных частот имеет место выраженная картина с нелинейным эффектом.



а)



б)

*Рис. 4. Проявление эффекта «биения» для сигнала (после узкополосного фильтра) датчика осевой перегрузки РН в условиях сближения частот соседних тонов продольных колебаний: а – на участке полета первой ступени; б – в период воздействия отсечки тяги*

Другим важным аспектом проявления особенностей динамики ракетных блоков при возбуждении колебания во время отсечки тяги являются повторные всплески интенсивности виброускорения по причине взаимодействия двигателя и упругого корпуса на этапе формирования импульса последействия.

В этом случае, вероятно, имеют место автоколебательные явления, сказывающиеся на степени линейности колебательной системы. Пример анализа продольного ускорения ракеты в момент отсечки тяги для различных ракет представлен на рис. 5. Причем в логарифмической шкале эффект нелинейности проявляется наиболее четко.

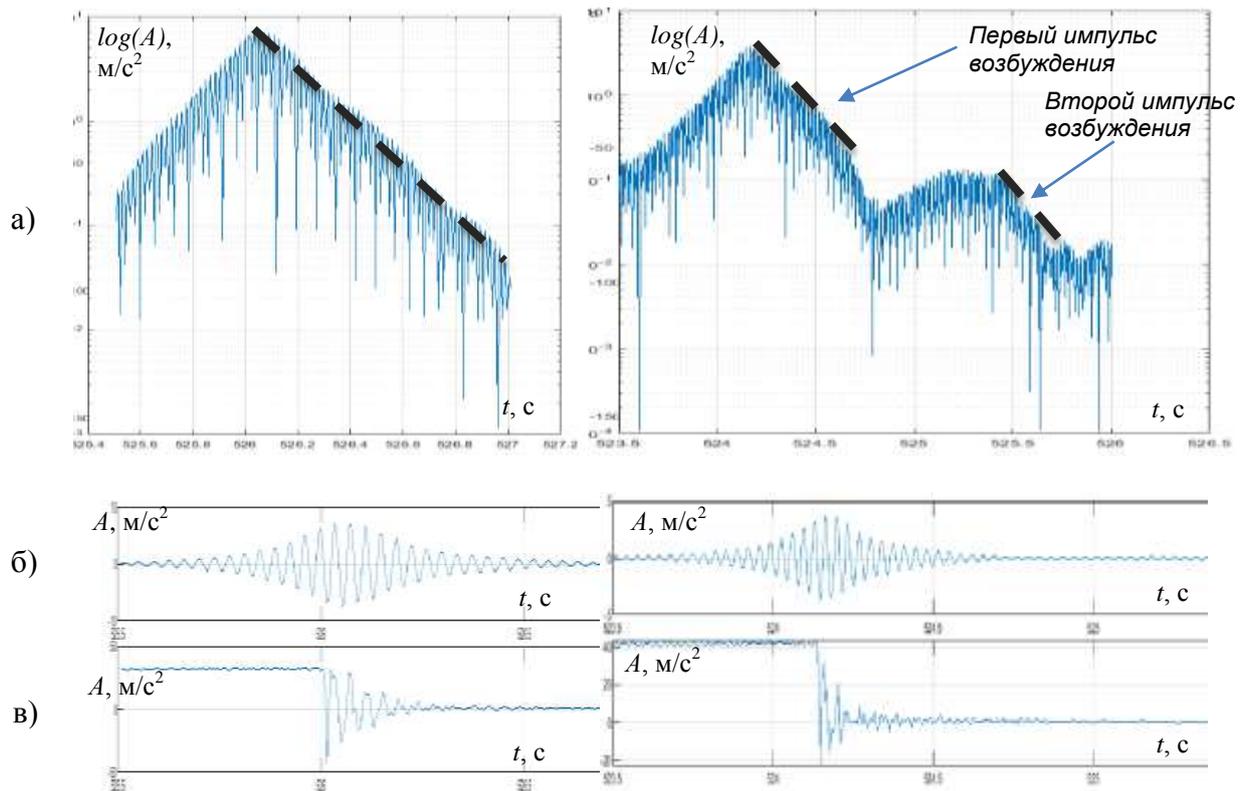


Рис. 5. Характер затухания колебаний корпуса РН по данным анализа параметра осевой перегрузки:  
 а – в логарифмической шкале амплитуд; б – в линейной шкале амплитуд;  
 в – осевая перегрузка (исходный сигнал)

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты сопоставления данных, полученных на основе обработки ТМИ с борта РН во время ее летных испытаний, с результатами математического моделирования позволяют установить взаимосвязь отдельных частот с колебательным движением основных и наиболее массивных элементов корпуса.

Важной особенностью спектральной картины осевой вибрации РН в полете является то, что частоты для смежных тонов, как правило, пересекаются, что проявляется через их сближение. Проведенные исследования показали, что величина максимального сближения оказывается достаточно чувствительным параметром для оценивания жесткости днищ топливных баков. Это, в свою очередь, позволяет выстраивать новые методы контроля динамических характеристик РН по данным ТМИ, получаемым в процессе летных испытаний, что способствует выявлению фактов опасного изменения динамики корпуса в отношении возникновения и развития автоколебательных процессов. Предложенный подход дает возможность выстраивать систему контроля уровня надежности средств выведения, снижая степень неопределенности в критичных параметрах ракет.

Предложенный подход к контролю параметров жесткости корпуса основывается на результатах математического моделирования и демонстрирует возможность выделения информативных признаков отклонений этих параметров на основе инвариантных соотношений. Соотношение частот в области перехода первого тона колебаний во второй, либо второго в третий, проявляющееся практически на всех ракетах и их функционирующих ступенях, достаточно стабильно указывает на отклонения жесткости отдельного днища топливного бака.

### Список используемых источников

1. Швейко Ю. Ю. Сравнительный анализ частот упругих колебаний конструкций некоторых ракет-носителей по результатам их натурных испытаний и испытаний конструктивно подобных моделей // Космонавтика и ракетостроение. – 2007. – № 2 (47). – С. 131–133.
2. Особенности анализа телеметрической информации о перегрузках, получаемой при лётной эксплуатации изделий ракетно-космической техники / А. Ю. Бондаренко [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – № 4(109). – С. 48–53.
3. Рабинович Б. И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. – М. : Машиностроение, 1975. – 416 с.
4. Натанзон М. С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. – М. : Машиностроение, 1977. – 208 с.
5. Микишев Г. Н., Рабинович Б. И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. – М. : Машиностроение, 1971. – 559 с.
6. Султанов А. Э., Перфильев А. С., Герасименко С. Ю. Условия возникновения высокоамплитудных низкочастотных колебаний корпуса ракеты-носителя, снижающие надежность агрегатов двигательных установок // Известия Тульского государственного университета. – 2018. – Вып. 7. – С. 56–64.
7. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет-носителей с учетом диссипации энергии // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – Вып. 4/12. – С. 62–73.
8. Хоряк Н. В. Анализ устойчивости многоконтурной динамической системы «ЖРД – корпус РН» по спектру матрицы: методические основы и приложение // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – Вып. 9(45). – С. 87–91.
9. Лебедев Е. Л., Перфильев А. С., Султанов А. Э. Анализ параметров вибрационного нагружения корпуса ракет-носителей как фактора повышения интенсивности выработки ресурса сварных соединений топливных баков // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 671. – С. 361–167.

С. Б. Силантьев,  
кандидат технических наук, доцент

## ФОРМИРОВАНИЕ КОНЕЧНЫХ УСЛОВИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ НА БОРТУ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

В статье рассмотрены особенности выведения космического аппарата на резервную орбиту при возникновении нештатной ситуации на борту ракеты-носителя. Представлен алгоритм расчета конечных условий выведения космического аппарата на орбиту в указанном случае. Приведен пример реализации разработанного алгоритма.

Ключевые слова: конечные условия выведения, космический аппарат, нештатная ситуация, ракета-носитель, орбита, система управления.

### ВВЕДЕНИЕ

Для обеспечения регулярного наблюдения заданных областей поверхности Земли необходимо, чтобы трасса космического аппарата (КА) была изомаршрутной, т. е. повторяющейся на поверхности Земли через определенный промежуток времени. В этом случае КА должен функционировать на наклонной квазисинхронной орбите. В настоящее время при возникновении на борту ракеты-носителя (РН) нештатной ситуации (НШС) ее полет заканчивается аварийно, либо КА может быть выведен на нерасчетную орбиту, максимально приближенную к штатной орбите. Однако в последнем случае будет нарушен заявленный принцип наблюдения. При этом в большинстве случаев можно подобрать такие параметры орбиты КА из области достижимости РН для сложившихся нештатных условий полета, которые обеспечат выполнение условия квазисинхронности и, как следствие, требуемого принципа наблюдения [1].

Приведенные рассуждения подтверждаются результатами анализа запусков метеорологических КА серии «Метеор» [2]. На рис. 1 белые кружки характеризуют численные значения параметров квазисинхронных орбит ( $H_a$ ,  $H_p$  – высоты апогея и перигея) указанных КА.

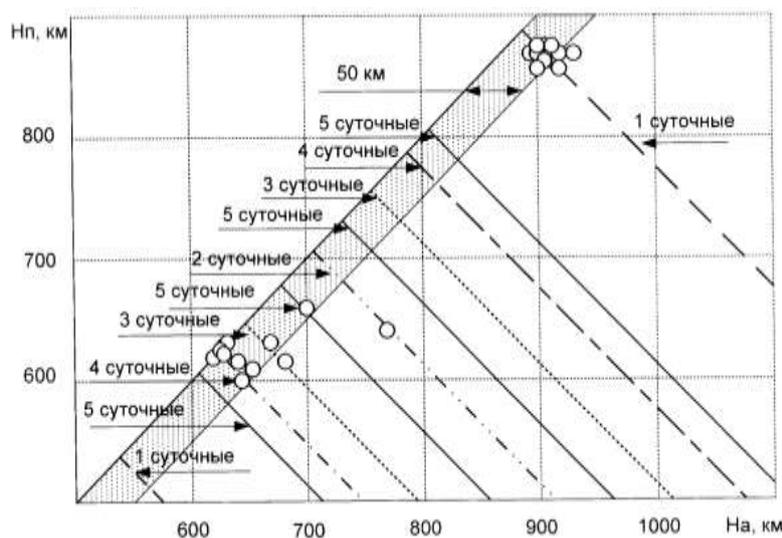


Рис. 1. Параметры квазисинхронных орбит КА серии «Метеор»

Представленные результаты свидетельствуют о том, что по мере увеличения грузоподъемности РН, метеорологические КА запускались на более высокие квазисинхронные околокруговые орбиты, т. е. квазисинхронные орбиты, расположенные ниже (рис. 1), будут являться резервными для вышерасположенных орбит. При возникновении НШС для системы управления РН требуется сформировать новые конечные условия выведения в виде новых требуемых конечных значений координат и составляющих вектора скорости, обеспечивающих функционирование КА на одной из резервных орбит (РО) [3]. Реализация выведения КА во вновь заданное конечное состояние осуществляется за счет использования методов терминального управления, относящихся к методам текущего программирования движения [4–8].

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть космический аппарат выводится на круговую квазисинхронную орбиту трехступенчатой ракетой-носителем.

Известны:

$m_n$  – масса нагрузки, выводимой РН. Нагрузка РН состоит из КА, отработавшей последней (третьей) ступени и других элементов конструкции (в частности, переходного отсека);

$\mathbf{r}$ ,  $\mathbf{V}$  – текущие параметры движения РН, определяемые в результате решения навигационной задачи;

$\mathbf{r}_k$ ,  $\mathbf{V}_k$  – требуемые (конечные) параметры движения РН;

$\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$ ,  $a$ ,  $e$ ,  $T$ ,  $u$  – требуемые параметры орбиты: прямое восхождение восходящего узла, наклонение плоскости орбиты, аргумент перицентра, большая полуось, эксцентриситет, период, аргумент широты соответственно;

$r_i^{\text{PO}}$  – радиусы резервных круговых орбит ( $i \in \overline{1, n}$ , где  $n$  – количество резервных круговых орбит);

$\Delta W^{\text{III}}$  – энергия, приобретаемая выводимой РН нагрузкой в ходе работы последней (третьей) ступени. Определяется энергомассовыми характеристиками этой ступени, гравитационными потерями и потерями на управление.

Пространственное расположение резервных круговых орбит, определяемое прямым восхождением восходящего узла и наклонением плоскости орбиты, такое же, как и пространственное расположение требуемой круговой орбиты.

Пусть в процессе полета II ступени на борту РН происходит нештатная ситуация, которая приводит к нерасчетному (преждевременному) выключению двигателя этой ступени.

Необходимо:

1) определить возможность достижения ракетой-носителем на участке полета III ступени требуемой (целевой) орбиты, соответствующей требуемым (конечным) параметрам движения ( $\mathbf{r}_k$ ,  $\mathbf{V}_k$ );

2) при невозможности достижения требуемой (целевой) орбиты определить возможность достижения ракетой-носителем на участке полета III ступени одной из резервных круговых орбит с максимальным радиусом  $r_i$ , если таковая существует, рассчитать новые значения требуемых (конечных) параметры движения РН в базовой системе координат ( $\mathbf{r}_k^*$ ,  $\mathbf{V}_k^*$ ).

## ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПОКАЗАТЕЛЬ КАК ОСНОВА РЕШЕНИЯ ПОСТАВЛЕННОЙ ЗАДАЧИ

Решение поставленной задачи базируется на так называемом энергетическом подходе, а именно на определении текущего значения приобретенной в процессе движения РН энергии

выводимой ею нагрузки и знании значений энергии этой нагрузки как на заданной (целевой) орбите, так и на каждой из резервных орбит, а также энергии, приобретаемой выводимой РН нагрузкой в ходе работы последней (третьей) ступени.

Значение энергии, приобретенной выводимой РН нагрузкой, можно определить в соответствии с выражением [9]

$$W = \mu \left( \frac{1}{R} - \frac{1}{2a} \right) m_n, \quad (1)$$

где  $\mu$  – гравитационная постоянная,  $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ ;

$R$  – радиус Земли;

$a$  – большая полуось орбиты (для круговой орбиты  $a = r_{\text{кр}}$ );

$r_{\text{кр}}$  – радиус круговой орбиты;

$m_n$  – масса нагрузки, выводимой РН.

Значение большой полуоси орбиты можно определить, зная значения радиуса положения  $r$  и скорости  $V$  движения объекта, в соответствии с выражением [9]

$$a = \frac{\mu r}{2\mu - rV^2}. \quad (2)$$

### АЛГОРИТМ РАСЧЕТА КОНЕЧНЫХ УСЛОВИЙ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ НА БОРТУ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Для решения поставленной задачи предлагается следующий алгоритм.

1. Полагая для заданной (целевой) орбиты  $r_k = |\mathbf{r}_k|$ ,  $V_k = |\mathbf{V}_k|$ , рассчитать значение большой полуоси орбиты по формуле (2).

2. Рассчитать энергию выводимой РН нагрузки на требуемой (целевой) орбите ( $W_0$ ) по формуле (1).

3. Рассчитать энергию выводимой РН нагрузки на каждой из резервных орбит с радиусами  $r_i^{\text{PO}}$  ( $W_i$ ,  $i \in \overline{1, n}$ , где  $n$  – количество резервных круговых орбит) по формуле (2).

4. Определить значение энергии выводимой РН нагрузки в момент окончания полета II ступени ( $W^{\text{II}}$ ) в соответствии с выражением (1).

5. Рассчитать прогнозируемое значение энергии выводимой РН нагрузки на момент окончания полета III ступени:

$$W_{\text{пр}}^{\text{III}} = W^{\text{II}} + \Delta W^{\text{III}}. \quad (3)$$

6. Если  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} \geq W_0$ , то конечные условия выведения КА на орбиту остаются неизменными ( $\mathbf{r}_k^* = \mathbf{r}_k$ ,  $\mathbf{V}_k^* = \mathbf{V}_k$ ).

7. Если  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} < W_0$ , то необходимо определить максимально возможное значение энергии  $W^*$  из имеющихся  $W_i$ :

$$W^* = \max_{i \in \overline{1, n}} W_i, \quad (4)$$

удовлетворяющее условию

$$W_{\text{пр}}^{\text{III}} \geq W^*. \quad (5)$$

8. Если условие (5) не выполняется, что свидетельствует о невозможности достижения ни одной из резервных орбит, то выдается команда на аварийное выключение двигателя III ступени, и полет РН заканчивается.

9. Если условие (5) выполняется, что свидетельствует о возможности достижения одной из самых энергоемких резервных орбит, то необходимо определить максимально возможный радиус из всех имеющихся радиусов резервных круговых орбит:

$$r_k^* = \max_{i \in 1, n} r_i^{\text{PO}}, \quad (6)$$

соответствующий  $W^*$ .

10. Определить скорость, которую необходимо достичь для нахождения на резервной орбите максимально возможного радиуса:

$$V_k^* = \sqrt{\frac{\mu}{r_k^*}}, \quad (7)$$

где  $\mu$  – гравитационная постоянная,  $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ .

11. Определить прогнозируемые координаты положения и составляющие вектора скорости РН в точке выведения КА на орбиту в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат (АГЭСК) [9]:

$$x_k^* = r_k^* (\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i);$$

$$y_k^* = r_k^* (\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i);$$

$$z_k^* = r_k^* \sin u \sin i;$$

$$V_{xk}^* = V_{rk}^* (\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i) - V_{nk}^* (\cos \Omega \sin u + \sin \Omega \cos u \cos i); \quad (8)$$

$$V_{yk}^* = V_{rk}^* (\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i) - V_{nk}^* (\sin \Omega \sin u - \cos \Omega \cos u \cos i);$$

$$V_{zk}^* = V_{rk}^* \sin u \sin i + V_{nk}^* \cos u \sin i,$$

где  $V_{rk}^*$  – модуль радиальной составляющей конечной скорости РН в точке выведения КА на резервную орбиту;

$V_{nk}^*$  – модуль тангенциальной составляющей конечной скорости РН в точке выведения КА на резервную орбиту;

$u$  – начальное значение аргумента широты,  $u = u_0$ .

Для круговой орбиты модули этих скоростей будут соответственно равны:

$$V_{rk}^* = 0; \quad V_{nk}^* = V_k^*.$$

Полученные в соответствии с выражениями (8) значения прогнозируемых координат положения и составляющих вектора скорости являются новыми целеуказаниями системе управления ракеты-носителя при возникновении нештатной ситуации.

**Пример.** В качестве примера рассмотрим выведение трехступенчатой РН космического аппарата массой  $m_{\text{КА}} = 6000$  кг на околокруговую квазисинхронную орбиту высотой  $H_{\text{кр}} \approx 900$  км (см. рис. 1). Эта орбита является 1-суточной. Масса отработавшей последней (третьей) ступени составляет 3000 кг. Масса нагрузки, выводимой РН, составит  $m_{\text{н}} = 6000 + 3000 = 9000$  кг. Требуемые (конечные) параметры движения РН в АГЭСК составляют:

$$\mathbf{r}_k = \begin{bmatrix} 7200000 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 1000000 \text{ м} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}_k = \begin{bmatrix} -1018 \text{ м/с} \\ 0 \text{ м/с} \\ 7329 \text{ м/с} \end{bmatrix}.$$

Требуемые параметры орбиты при заданных конечных параметрах движения РН имеют следующие значения:  $\Omega = 0^\circ$ ,  $i = 90^\circ$ ,  $\omega = -187,5^\circ$ ,  $a = 7257962$  м,  $e = 0.0015$ ,  $T = 6154$  с,  $u = 7,9^\circ$ .

Принимая средний радиус Земли равным  $R = 6371$  км, радиусы резервных круговых орбит (в соответствии с рис. 1) составят:

$$r_1^{\text{PO}} = 7201000 \text{ м}, r_2^{\text{PO}} = 7186000 \text{ м}, r_3^{\text{PO}} = 7161000 \text{ м}, r_4^{\text{PO}} = 7141000 \text{ м}, r_5^{\text{PO}} = 7101000 \text{ м}, \\ r_6^{\text{PO}} = 7071000 \text{ м}, r_7^{\text{PO}} = 7051000 \text{ м}, r_8^{\text{PO}} = 7021000 \text{ м}, r_9^{\text{PO}} = 7011000 \text{ м}, r_{10}^{\text{PO}} = 6921000 \text{ м}.$$

Энергия, приобретаемая выводимой РН нагрузкой в ходе работы последней (третьей) ступени составляет  $\Delta W^{\text{III}} \approx 2,2 \cdot 10^{11}$  Дж.

Учитывая, что

$$r_k = |\mathbf{r}_k| = 7269100 \text{ м}, V_k = |\mathbf{V}_k| = 7400 \text{ м/с},$$

в соответствии с п. 1 разработанного алгоритма рассчитаем значение большой полуоси требуемой (целевой) орбиты по формуле (2):

$$a = 7257962 \text{ м}.$$

На основании п. 2 алгоритма определим энергию выводимой РН нагрузки на этой орбите по формуле (1):

$$W_0 \approx 3,16 \cdot 10^{11} \text{ Дж}.$$

В соответствии с п. 3 алгоритма рассчитаем энергию выводимой РН нагрузки на каждой из резервных орбит с радиусами  $r_i^{\text{PO}}$  ( $W_i$ ) по формуле (2) и представим полученные результаты в виде табл. 1.

Таблица 1

**Энергия выводимой РН нагрузки на резервных орбитах различной высоты ( $H_{\text{кр}i}$ )**

Номер РО ( $i$ )	$m$ -суточная орбита	$H_{\text{кр}i}$ , км	$r_i^{\text{PO}}$ , км	$W_i$ , Дж
1	5-суточная	830	7201	313 992 662 559
2	4-суточная	815	7186	313 472 712 628
3	3-суточная	790	7161	312 601 288 839
4	5-суточная	770	7141	311 899 756 689
5	2-суточная	730	7101	310 484 837 178
6	5-суточная	700	7071	309 413 142 203
7	3-суточная	680	7051	308 693 612 489
8	4-суточная	650	7021	307 606 631 730
9	5-суточная	640	7011	307 242 237 620
10	1-суточная	550	6921	303 915 305 172

При штатном полете параметры движения РН в АГЭСК на момент окончания работы II ступени будут иметь следующие значения:

$$\mathbf{r}^{\text{II}} = \begin{bmatrix} 6768500 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 272500 \text{ м} \end{bmatrix}, \mathbf{V}^{\text{II}} = \begin{bmatrix} 120 \text{ м/с} \\ 0 \text{ м/с} \\ 3730 \text{ м/с} \end{bmatrix},$$

$$r^{\text{II}} = 6774000 \text{ м}, V^{\text{II}} = 3732 \text{ м/с}.$$

Согласно п. 4 алгоритма в соответствии с выражением (1) определим значение энергии выводимой РН нагрузки в момент окончания полета II ступени:

$$W^{\text{II}} \approx 9,6 \cdot 10^{10} \text{ Дж.}$$

В соответствии с выражением (3) п. 5 алгоритма рассчитаем прогнозируемое значение энергии выводимой РН нагрузки на момент окончания полета III ступени:

$$W_{\text{пр}}^{\text{III}} \approx 9,6 \cdot 10^{10} \text{ Дж} + 2,2 \cdot 10^{11} \text{ Дж} \approx 3,16 \cdot 10^{11} \text{ Дж.}$$

Так как  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} = W_0$ , то в соответствии с п. 6 алгоритма конечные условия выведения КА остаются неизменными ( $\mathbf{r}_k^* = \mathbf{r}_k$ ,  $\mathbf{V}_k^* = \mathbf{V}_k$ ).

Если при возникновении нештатной ситуации в процессе полета II ступени РН двигатель выключиться на 5 с раньше, то параметры движения РН в АГЭСК на момент окончания работы II ступени будут иметь следующие значения:

$$\mathbf{r}^{\text{II}} = \begin{bmatrix} 6766900 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 251000 \text{ м} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}^{\text{II}} = \begin{bmatrix} 140 \text{ м/с} \\ 0 \text{ м/с} \\ 3630 \text{ м/с} \end{bmatrix},$$

$$r^{\text{II}} = 6771600 \text{ м}, \quad V^{\text{II}} = 3633 \text{ м/с.}$$

Согласно п. 4 алгоритма в соответствии с выражением (1) определим значение энергии выводимой РН нагрузки в момент окончания полета II ступени:

$$W^{\text{II}} \approx 9,3 \cdot 10^{10} \text{ Дж.}$$

В этом случае согласно выражению (3) п. 5 алгоритма

$$W_{\text{пр}}^{\text{III}} \approx 9,3 \cdot 10^{10} \text{ Дж} + 2,2 \cdot 10^{11} \text{ Дж} \approx 3,13 \cdot 10^{11} \text{ Дж.}$$

Так как  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} < W_0$ , то в соответствии с п. 7 алгоритма необходимо определить максимально возможное значение энергии  $W^*$  из имеющихся  $W_i$  (см. табл. 1), удовлетворяющее условию  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} \geq W^*$ . Оно составит

$$W^* = 312\,601\,288\,839 \text{ Дж,}$$

что соответствует 3-суточной РО под номером 3.

Согласно п. 9 алгоритма определим значение максимально возможного радиуса из всех имеющихся значений радиусов резервных круговых орбит. Оно составит

$$r_k^* = 7161 \text{ км.}$$

В соответствии с п. 10 алгоритма вычислим значение скорости, которую необходимо достичь для нахождения на резервной орбите максимально возможного радиуса. Оно составит

$$V_k^* = 7461 \text{ м/с.}$$

Согласно п. 11 алгоритма определим значения прогнозируемых координат положения и составляющих вектора скорости РН в точке выведения КА в АГЭСК:

$$\mathbf{r}_K^* = \begin{bmatrix} 7093040 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 984240 \text{ м} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}_K^* = \begin{bmatrix} -1026 \text{ м/с} \\ 0 \text{ м/с} \\ 7390 \text{ м/с} \end{bmatrix}.$$

Если при возникновении нештатной ситуации в процессе полета II ступени РН двигатель выключиться на 10 с раньше, то параметры движения РН в АГЭСК на момент окончания работы II ступени будут иметь следующие значения:

$$\mathbf{r}^{\text{II}} = \begin{bmatrix} 6765400 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 230800 \text{ м} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}^{\text{II}} = \begin{bmatrix} 150 \text{ м/с} \\ 0 \text{ м/с} \\ 3530 \text{ м/с} \end{bmatrix},$$

$$r^{\text{II}} = 6769300 \text{ м}, \quad V^{\text{II}} = 3533 \text{ м/с},$$

Согласно п. 4 алгоритма в соответствии с выражением (1) определим значение энергии выводимой РН нагрузки в момент окончания полета II ступени:

$$W^{\text{II}} \approx 8,9 \cdot 10^{10} \text{ Дж.}$$

В этом случае согласно выражению (3) п. 5 алгоритма

$$W_{\text{пр}}^{\text{III}} \approx 8,9 \cdot 10^{10} \text{ Дж} + 2,2 \cdot 10^{11} \text{ Дж} \approx 3,09 \cdot 10^{11} \text{ Дж.}$$

Так как  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} < W_0$ , то в соответствии с п. 7 алгоритма необходимо определить максимально возможное значение энергии  $W^*$  из имеющихся  $W_i$  (см. табл. 1), удовлетворяющее условию  $W_{\text{пр}}^{\text{III}} \geq W^*$ . Оно составит

$$W^* = 308\,693\,612\,489 \text{ Дж},$$

что соответствует 3-суточной РО под номером 7.

Согласно п. 9 алгоритма определим значение максимально возможного радиуса из всех имеющихся значений радиусов резервных круговых орбит. Оно составит

$$r_K^* = 7051 \text{ км.}$$

В соответствии с п. 10 алгоритма вычислим значение скорости, которую необходимо достичь для нахождения на резервной орбите максимально возможного радиуса. Оно составит

$$V_K^* = 7519 \text{ м/с.}$$

Согласно п. 11 алгоритма определим значения прогнозируемых координат положения и составляющих вектора скорости РН в точке выведения КА в АГЭСК:

$$\mathbf{r}_K^* = \begin{bmatrix} 6984080 \text{ м} \\ 0 \text{ м} \\ 969121 \text{ м} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{V}_K^* = \begin{bmatrix} -1033 \text{ м/с} \\ 0 \text{ м/с} \\ 7448 \text{ м/с} \end{bmatrix}.$$

Таким образом, при возникновении нештатной ситуации на борту РН полученные значения прогнозируемых координат положения и составляющих вектора скорости являются новыми конечными условиями выведения космического аппарата.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При возникновении нештатной ситуации на борту ракеты-носителя формирование новых конечных условий дает возможность вывести космический аппарат на резервную орбиту, параметры которой позволяют выполнять целевые задачи. Представленный в статье алгоритм обеспечивает расчет новых конечных условий выведения КА на резервную орбиту.

Проведенные предварительные исследования на примере выведения КА на квазисинхронную орбиту показали работоспособность разработанного алгоритма при возникновении нештатной ситуации на различных секундах полета второй ступени трехступенчатой РН.

Дальнейшие исследования целесообразно проводить в направлении разработки методов и алгоритмов парирования различного рода нештатных ситуаций при их возникновении на участках полета любой ступени РН.

## Список используемых источников

1. Пат. RU 2628412 С2 Рос. Федерация. Способ управления движением ракеты космического назначения при выведении космических объектов на орбиту / Салов В. В., Аверкиев Н. Ф., Беляев Б. В. – № 2015128691 ; заявл. 14.07.2015 ; опубл. 16.08.2016. – 5 с.
2. *Агалаков В. С., Суре А. Ш.* Метеорологические ИСЗ // Новое в жизни, науке, технике. Сер.: Космонавтика, астрономия. – 1977. – № 11. – 59 с.
3. *Аверкиев Н. Ф.* Резервные орбиты космических аппаратов: моногр. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2015. – 116 с.
4. Бортовые терминальные системы управления: принципы построения и элементы теории / Б. Н. Петров [и др.]. – М. : Машиностроение, 1983. – 200 с.
5. Системы управления средствами выведения: учебник / А. А. Ардашов [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2019. – 293 с.
6. *Разоренов Г. Н., Бахрамов Э. А., Титов Ю. Ф.* Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями): учебник для вузов / под ред. Г. Н. Разоренова. – М. : Машиностроение, 2003. – 584 с.
7. *Новиков А. В., Тихонов В. Л., Литвинов В. С.* Методы анализа точности выведения ракет-носителей: моногр. – Вильнюс: Техника, 2015. – 256 с.
8. *Сихарулидзе Ю. Г.* Баллистика летательных аппаратов. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1982. – 352 с.
9. *Голяков А. Д., Ананенко В. М., Фоминов И. В.* Системы навигации космических аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 269 с.

И. Ф. Хисматов\*,

*доктор технических наук*

\*АО «Концерн ВКО «Алмаз-Антей», г. Москва

## **МЕТОД ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ПОЛЕЙ ЯРКОСТИ ФОНОЦЕЛЕВОЙ ОБСТАНОВКИ ПРИ ИМИТАЦИОННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ КОНЕЧНОГО НАВЕДЕНИЯ**

В статье излагаются основные положения метода численного моделирования полей яркости фоноцелевой обстановки оптико-электронных систем, применяемых в составе летательных аппаратов для автоматического визирования объектов при наведении на них на конечном участке траектории. В основе метода положено применение трехмерной модели фоноцелевой обстановки и модели коэффициентов яркости поверхностей ее объектов, позволяющих описывать характеристики формирующихся потоков излучения оптического диапазона в направлении регистрирующего координатора. Разработанная модель полей яркости учитывает оптические характеристики материалов поверхностей объектов фоноцелевой обстановки, атмосферы на трассах между ними, естественных источников излучения. Метод может быть применен при имитационном моделировании функционирования оптико-электронных систем в динамике замкнутого контура наведения летательного аппарата по информации, формируемой при визировании объектов фоноцелевой обстановки.

Ключевые слова: оптико-электронная система, яркость, поток оптического излучения, визирование объектов, освещенность, входной зрачок.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящий момент разработчики авиационных оптико-электронных систем (ОЭС) решают новые сложные задачи синтеза и отработки бортового алгоритмического обеспечения по автоматическому поиску, обнаружению, распознаванию и сопровождению объектов визирования в различных условиях применения летательных аппаратов. Их сложность обусловлена, в первую очередь, новыми требованиями к условиям применения современных и перспективных авиационных комплексов различного назначения. Эти требования связаны, в основном, с возможностями автоматического функционирования в сложных фоноцелевых условиях, характеризующихся объектовой насыщенностью регистрируемых изображений, с воздействием естественных и организованных помех, высокой динамикой сближения летательного аппарата (ЛА) и визируемых его бортовой ОЭС объектов. Кроме того, к значительной части авиационных комплексов предъявляются требования полной автономности функционирования по информации бортовой ОЭС, удовлетворение которым в настоящий момент все больше связывается с необходимостью внедрения на борту ЛА систем искусственного интеллекта. Это, в свою очередь, обуславливает необходимость разработки методов и комплексов обучения систем искусственного интеллекта решению задач автоматического обнаружения и распознавания объектов фоноцелевой обстановки (ФЦО).

Наиболее доступным, дешевым и, вместе с тем, результативным инструментом отработки синтезированных функциональных алгоритмов является имитационное моделирование ОЭС. Оно позволяет реализовывать их в программно-моделирующей среде, воспроизводящей им входные воздействия в соответствии с условиями применения ЛА-носителя ОЭС. Такая среда должна воспроизводить специфические факторы, воздействующие на процессы функционирования алгоритмов ОЭС, такие как упомянутые выше. Поэтому разработчиками ОЭС формулируются новые требования по воспроизведению методами численного и компьютерного моделирования входных воздействий ОЭС, к наиболее важным из которых необходимо отнести воздействия со стороны фоноцелевой обстановки. Кроме того, задача обучения си-

стем искусственного интеллекта, в частности, построенных с применением алгоритмов глубоких конволюционных (сверточных) нейросетей, требует разработки методов синтеза обучающих выборок изображений сверхбольшого объема, содержащих информативные признаки, присущие реальным объектам в натуральных условиях. Существующие методы воспроизведения ФЦО, применяемые при моделировании авиационных ОЭС [1, 2], вследствие различных причин не могут удовлетворять таким требованиям. Поэтому задача разработки новых методов воспроизведения полей яркости ФЦО в оптическом диапазоне длин волн остается актуальной, а результаты ее решения – практически значимыми.

## **СТРУКТУРА МЕТОДА ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ФОНОЦЕЛЕВОЙ ОБСТАНОВКИ В ОПТИЧЕСКОМ ДИАПАЗОНЕ**

Философия научного познания выделяет в любом научном методе три аспекта: концептуальный, операционный и логический. Концептуальный аспект показывает ту форму исследуемого объекта, которую изучает субъект, применяя метод, т. е. определяет предмет исследования. Если объектом рассматриваемого в статье метода является фоноцелевая обстановка авиационной ОЭС, то предметом исследования выступает распределение энергетических характеристик ее объектов, в частности, поле яркости в направлении визирования.

Операционный аспект определяет принципы и правила получения новых знаний об объекте исследования с использованием метода. В основу рассматриваемого в статье метода положены два принципа: принцип полигонального представления поверхностей объектов совокупностью элементарных площадок и принцип сравнения отраженного элементарной площадкой излучения с излучением идеальной диффузной поверхности, т. е. идея коэффициента яркости. В соответствии с ними построена модель яркости элементарной площадки трехмерной сцены фоноцелевой обстановки, позволяющая описывать характеристики формируемых ее объектами потоков излучения оптического диапазона в направлении регистрирующей камеры ОЭС [3].

Модель описывает освещенность площадки источниками излучения, присутствующими в фоноцелевой обстановке ОЭС, к которым относятся небесные светила (Солнце, Луна) и сам небосвод, земная поверхность с учетом рельефа, искусственные объекты, растительность. Освещенность и направление падающего на площадку излучения являются исходными величинами формульных зависимостей расчета яркости отраженного ею излучения в направлении соседних поверхностей и регистрирующей камеры. Причем, полученные характеристики излучения площадки в направлениях расположения соседних поверхностей делают возможным расчет их яркости в направлении камеры, обусловленной облучением их поверхностей близлежащими площадками. Модель также позволяет рассчитывать и яркость собственного излучения площадки, исходя из назначенных ей значений термодинамической температуры и спектрального коэффициента излучения.

Отражательные характеристики площадки задаются четырьмя фотометрическими параметрами модели индикатрисы коэффициента яркости, разработанной в АО НПО «ГИПО» [4, 5]. Главное преимущество предлагаемой модели заключается в возможности их экспериментального определения с помощью гониофотометров и образцов материалов поверхностей объектов, представленных в той или иной обстановке. Ценность применения модели индикатрисы коэффициента яркости состоит еще и в том, что она определяет зависимость яркости исходящего излучения и от направления визирования, и от направления облучения, учитывая зеркальную, диффузную составляющие отражения, а также составляющую обратного рассеяния. Все это позволяет воспроизводить в модельных экспериментах распределения яркости визируемых объектов в зависимости от конфигурации, геометрических размеров, взаимного расположения, оптических свойств их поверхностей.

Для возможности учета метеоусловий в расчетах яркости излучения объектов в методе заложено применение интерполяционного способа моделирования яркости и прозрачности атмосферы как на трассах визирования объектов, так и на трассах их облучения источниками излучения. Интерполяционный способ предполагает использование результатов моделирования, выполненного с применением апробированной спектральной оптической модели атмосферы: метод не ограничивает исследователя в выборе такой модели. В [3] применена модель прозрачности и яркости атмосферы, в которой «оптическая погода» для заданного сезона задается тремя метеорологическими параметрами на высоте земной поверхности: метеорологической дальностью видимости, влажностью и температурой воздуха [6]. В ходе моделирования по заданным параметрам «оптической погоды», диапазонам высот и дальностей визирования объектов выполняются расчеты значений яркости и прозрачности атмосферы на множестве лучевых трасс, задаваемых зенитными углами и высотами относительно уровня моря. Результаты загружаются в программный комплекс трехмерного моделирования полей яркости, в котором для каждой трассы методом интерполирования по сформированным массивам определяются значения их прозрачности и яркости. Необходимость применения описанного интерполяционного способа в программных реализациях модели полей яркости фоноцелевой обстановки, построенной на принципе полигонального представления трехмерных сцен, обусловлена значительными вычислительными затратами счета спектральных оптических моделей атмосферы. Предлагаемый способ позволяет значительно сократить требуемые вычислительные ресурсы с минимальными потерями точности результатов счета.

Возвращаясь к аспектам научного метода, остается отметить его логический аспект, который определяет логику применения метода при выполнении исследований предметной области.

Обобщенная схема методики применения разработанного метода в циклах имитационного моделирования оптико-электронной системы конечного наведения ЛА показана на рис. 1.

На схеме каждый тип линии контура обозначает соответствующую группу элементов следующим образом:

- непрерывная линия объединяет элементы, составляющие программный комплекс трехмерного имитационного моделирования полей яркости фоноцелевой обстановки, а также блок оценки качества ОЭС по результатам моделирования;
- штрихпунктирная линия объединяет математические модели ОЭС и ЛА;
- линия из точек объединяет бортовые алгоритмы ОЭС, необходимые для реализации ее имитационной модели.

Для разделения средств, применяемых при автономном моделировании ОЭС и моделировании функционирования ОЭС в замкнутом контуре наведения ЛА, на схеме введено условное обозначение ключа «Кл2». Он имеет пару синхронных переключателей «Кл2-1» и «Кл2-2». Их положение на схеме (рис. 1) соответствует циклу комплексного моделирования ОЭС ЛА, при котором в его контур включена имитационная модель автопилота ЛА. Это позволяет замкнуть при моделировании контур наведения ЛА через математическую модель динамики его полета, что обеспечивает получение оценок интегрального показателя качества ОЭС, выражаемого через вероятностные характеристики погрешностей управления ЛА. При имитационном комплексном моделировании на вход имитационной модели автопилота ЛА через ключ «Кл2-2» поступает информация с математической модели привода координатора ОЭС.

Автономное моделирование ОЭС ЛА характерно применением для формирования траектории полета ЛА не математической модели его динамики, а тестовых траекторий, позволяющих оценить функционирование системы в условиях контролируемых воздействий внешних факторов. Режим автономного моделирования системы включается на схеме исключением из контура математических моделей автопилота и динамики полета ЛА. Тестовые траектории не замыкают контур управления ЛА, но обеспечивают воспроизведение за-



алгоритмических решений перспективных интеллектуальных ОЭС. Такое высокопроизводительное программное обеспечение предлагается использовать для решения следующих задач:

– проведения вычислительных экспериментов в целях формирования методом статистических испытаний баз данных статистических характеристик информативных признаков объектов фоноцелевой обстановки различных типов, расположенных в различных географических районах;

– имитационного моделирования функционирования ОЭС при визировании объектовой обстановки в динамике изменений ее пространственно-оптических характеристик при решении задач оценки вероятностных показателей эффективности ОЭС в заданных диапазонах условий применения ЛА;

– генерации обучающих и контрольных выборок изображений для обеспечения процессов обучения нейросетевых алгоритмов обработки изображений, регистрируемых ОЭС.

Применение метода требует входной информации о значениях фотометрических характеристик материалов поверхностей множества объектов фоноцелевой обстановки, что влечет за собой необходимость развития экспериментальных методов и средств их получения [5].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Потребности в применении стендов отработки программно-алгоритмических решений авиационных ОЭС разработчиками авиационных систем различного назначения постоянно растут. Однако создание подобного оборудования сопряжено с решением ряда наукоемких задач [7], подходы к решению некоторых из них описаны в настоящей статье. Вместе с тем, развитие стендовых комплексов отработки бортовых алгоритмов ОЭС в направлениях реализации предложенного в статье метода открывает качественно новые возможности по решению важных с практической точки зрения задач, к которым относятся:

– повышение качества проектирования изделий авиационных ОЭС за счет применения при разработке их алгоритмических решений имитационного моделирования высокого научно-технического уровня;

– синтез и отработка алгоритмов, разработка программного обеспечения решения задач авиационными ОЭС по поиску, обнаружению, распознаванию и автосопровождению визируемых объектов;

– оценка качества алгоритмического и программного обеспечения решения функциональных задач авиационными ОЭС с использованием имитационного моделирования, обеспечивающего достоверное воспроизведение информативных признаков визируемой обстановки, воздействий и информационного взаимодействия в динамике применения ЛА;

– поддержка принятия решений при подготовке и проведении летных испытаний ОЭС;

– обоснование требований к техническим характеристикам создаваемых образцов авиационных ОЭС.

## Список используемых источников

1. Иванов В. П., Батраков А. С. Трехмерная компьютерная графика / под ред. Г. М. Полищук. – М. : Радио и связь, 1995. – 224 с.

2. Сазонова Т. В., Шелагурова М. С. Геоинформация в комплексах бортового оборудования летательных аппаратов / под ред. Г. И. Джанджгавы. – М. : ООО «Научтехлитиздат», 2018. – 148 с.

3. *Хисматов И. Ф.* Имитационная трехмерная модель поля яркости наземной фоноцелевой обстановки оптико-электронной системы конечного наведения // Труды ГосНИИАС. Сер. : Вопросы авионики. – 2019. – № 4(44). – С. 19–38.

4. *Тиранов Д. Т.* Моделирование индикатрис коэффициентов яркости диффузно и направленно отражающих материалов при направленном облучении // Оборонная техника. – 2010. – № 6-7. – С. 33–36.

5. Лазерный гониофотометр-поляриметр для исследования ОХ конструкционных материалов / Д. Т. Тиранов [и др.] // Оптический журнал. – 2014. – № 9. – С. 54–58.

6. *Филиппов В. Л., Иванов В. П., Яцык В. С.* Атмосфера и моделирование оптико-электронных систем в динамике внешних условий. – Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2015. – 629 с.

7. *Хисматов И. Ф.* Проблемы наземных испытаний теле- и тепловизионных систем конечного наведения методами полунатурного моделирования // Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки : сб. науч. ст. по материалам докл. III Всероссийской НПК «АВИАТОР» (11-12 февраля 2016 г.) : в 2 т. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. – Т. 1. – С. 113–117.

А. Д. Гаврилов,  
*доктор военных наук, профессор;*  
И. М. Купцов,  
*кандидат военных наук;*  
В. А. Новиков,  
*доктор военных наук, профессор*

## **МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ СЛУШАТЕЛЕЙ НА СЕМИНАРЕ ПО ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧЕСКИМ ДИСЦИПЛИНАМ**

Представлена методика оценивания офицеров отделения (подготовки специалистов с высшей военной оперативно-тактической подготовкой) на семинарских занятиях. Она отличается от известных применением весовых коэффициентов по частным элементам оценивания работы слушателя, которые получены на основе метода экспертных оценок и многолетнего опыта преподавания оперативно-тактических дисциплин профессорско-преподавательским составом кафедры оперативного искусства и тактики.

Ключевые слова: методика оценивания, достижение учебных целей занятия, методические приемы.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В соответствии с требованиями действующего федерального государственного образовательного стандарта (ФГОС) нового поколения, в ходе образовательного процесса обязательным является формирование профессиональных компетенций обучающихся. Содержание этих компетенций должно обеспечивать получение слушателями таких профессиональных навыков, которые позволят выпускникам выполнять свои должностные обязанности на требуемом уровне непосредственно после назначения на руководящие должности, в крайнем случае, – после короткого адаптационного периода.

### **СЕМИНАР – НАИБОЛЕЕ СЛОЖНЫЙ ВИД ЗАНЯТИЙ ПРАКТИЧЕСКОЙ НАПРАВЛЕННОСТИ**

Формирование профессиональных компетенций слушателей реализуется при проведении различных видов учебных занятий (лекций, практических занятий, командно-штабные учения (КШУ), командно-штабные военные игры (КШВИ) и др.), в том числе и семинаров. Семинары являются одним из наиболее сложных видов занятий практической направленности со слушателями, обучающимися по основным профессиональным образовательным программам магистратуры академии имени А. Ф. Можайского. Они проводятся по наиболее трудным для понимания и усвоения темам учебной программы. Профессорско-преподавательский состав кафедры оперативного искусства и тактики придает большое значение организации и проведению семинарских занятий. В соответствии с требованиями нормативных документов, на заседаниях кафедры регулярно проводятся совещания по совершенствованию методики проведения семинарских занятий и оценивания обучающихся «с целью более глубокого изучения и детальной проверки усвоения учебного материала, привития обучающимся навыков самостоятельного поиска и анализа учебной и научной информации, формирования и развития у них научного мышления, умения активно участвовать в творческой дискуссии, делать выводы, аргументированно излагать и отстаивать свое мнение» [1].

## **ПОДГОТОВКА К СЕМИНАРУ ПО ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧЕСКИМ ДИСЦИПЛИНАМ**

Подготовка слушателей к семинару, как правило, осуществляется на основе задания, которое разрабатывается преподавателем, рассматривается и утверждается предметно-методической комиссией кафедры, доводится до обучающихся заблаговременно после проведения лекции по соответствующей теме учебной дисциплины оперативно-тактической направленности. Семинарское занятие проводится не ранее 5-6 дней после завершения последнего занятия по теме семинара [2].

В задании на семинар, как правило, наряду с общепринятыми атрибутами (тема, учебные цели, учебные вопросы, время и место проведения, перечень литературы) указываются и требования к выступлению, докладу (сообщению) слушателя. Такими требованиями могут быть следующие:

- соответствие содержания доклада теме выступления;
- полнота изложения материала;
- новизна (актуальность) излагаемого материала;
- последовательность и логика его изложения;
- умение использовать военную терминологию;
- аргументированность изложения (примеры из опыта локальных войн и вооруженных конфликтов, командно-штабных и тактических учений, личного опыта военной службы);
- наглядность изложения материала;
- соблюдение временного регламента.

В дополнение к вышеперечисленным учебным целям, на семинаре по оперативно-тактическим дисциплинам должны совершенствоваться следующие профессиональные качества и навыки офицеров отделения (подготовки специалистов с высшей военной оперативно-тактической подготовкой):

- владение оперативно-тактической риторикой и военной терминологией;
- способность оперативно выделять главный аспект рассматриваемой проблемы;
- умение адекватно в установленный преподавателем временной интервал формулировать свое профессиональное мнение по обсуждаемому вопросу;
- способность своевременно включаться в обсуждение проблемы, правильно задавать вопросы и грамотно на них отвечать;
- умение защищать свою позицию, используя научные методы аргументации и доказательства;
- способность подвергать сомнению позицию оппонента, опираясь на факты и примеры из личного войскового опыта.

## **МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИЕМЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ПРЕПОДАВАТЕЛЕМ В ХОДЕ СЕМИНАРА**

Для достижения учебных целей семинарского занятия преподавателю рекомендовано использовать разнообразные методические приемы, например:

- контроль организационной (посредством демонстрации преподавателю подготовленных докладов, письменных принадлежностей, конспектов лекций) и теоретической (в ходе проведения письменного опроса в форме оперативно-тактической летучки) готовности обучающихся к занятию;
- заслушивание докладов слушателей по учебным вопросам занятия в соответствии с заблаговременно выданным заданием на семинар;
- контроль уровня усвоения материала обучающихся путем обсуждения докладов офицерами под руководством преподавателя;

– оценивание докладов с привлечением двух-трех слушателей учебной группы по заранее установленным преподавателем критериям.

Каждый слушатель, обучающийся по основным профессиональным образовательным программам магистратуры, должен принять активное участие в работе семинара и получить объективную (в соответствии со степенью его подготовленности к занятию) оценку. Система начисления баллов за работу на таком занятии должна быть тщательно продумана. При этом, если критерии оценки докладов, выступлений и сообщений определяются достаточно четко и ясно, то общая итоговая оценка слушателю за работу на семинаре является весьма субъективной и зачастую определяется в зависимости от личных качеств руководителя занятия.

## МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ СЛУШАТЕЛЕЙ НА СЕМИНАРЕ ПО ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧЕСКИМ ДИСЦИПЛИНАМ

На семинаре в ходе оценивания офицеров целесообразно учесть все составляющие их работы на данном виде занятия:

- уровень качества ответов на экспресс-опросы в устной или письменной форме;
- степень подготовленности, научность и новизну докладов (выступлений, сообщений);
- грамотность сформулированных вопросов, заданных докладчику, а также существенные дополнения к выступлениям.

При этом короткая, но высказанная по существу реплика, сформулированная в процессе работы, может быть оценена гораздо выше, чем даже развернутое выступление из числа домашних заготовок [3].

Безусловно, активная позиция обучающихся должна поощряться, но в то же время и качественная сторона такой работы офицеров должна оцениваться предельно объективно. В этом и заключаются мастерство и высокая профессиональная компетентность преподавателя высшей военной школы [4, 5]. Справедливо выставленная и адекватная оценка слушателю по итогам проведения семинарского занятия по оперативно-тактическим дисциплинам является одним из существенных факторов формирования мотивационно-ценностного компонента познавательного интереса обучающихся в ходе организации педагогического взаимодействия на занятии [6, 7].

В целях повышения объективности оценивания работы слушателей, обучающихся по основным профессиональным образовательным программам магистратуры, за работу на семинаре профессорско-преподавательским составом кафедры была разработана методика оценивания работы офицеров на семинаре по оперативно-тактическим дисциплинам.

Методика основана на учете весовых коэффициентов различных форм участия слушателей в обсуждении вопросов семинара.

Весовые коэффициенты, которые учитываются при определении общей оценки слушателя, получены с использованием метода экспертных оценок.

Слушатели оцениваются за письменный опрос ( $K_1=0,3$ ), доклад или сообщение ( $K_2=0,4$ ), характер вопросов к докладчику ( $K_3=0,1$ ), содержание дополнительных выступлений ( $K_4=0,2$ ).

Наиболее высокий коэффициент определяется за доклад (сообщение), так как он является самым трудоемким элементом семинара.

Общее количество баллов за работу слушателя на семинаре определяется по следующей формуле:

$$O_{\Sigma} = K_1 O_1 + K_2 O_2 + K_3 O_3 + K_4 O_4,$$

- где  $O_{\Sigma}$  – общее количество баллов за занятие;
- $O_1$  – баллы за ответы на экспресс-опрос (летучка);
- $O_2$  – баллы за доклад (сообщение);
- $O_3$  – баллы за вопросы к докладчику;

- $O_4$  – баллы за дополнения к сообщениям (докладам);  
 $K_1, K_2,$   
 $K_3, K_4$  – весовые коэффициенты по частным элементам оценивания работы слушателя на семинаре.

Все результаты заносятся в табл. 1.

Таблица 1

**Оценка работы слушателей 1121-й учебной группы на семинаре № ...  
 по дисциплине «Основы теории военного искусства»**

№ п/п	ФИО	Оценка за письменный опрос ( $O_1$ ) $K_1=0,3$	Оценка за доклад, сообщение ( $O_2$ ) $K_2=0,4$	Оценка за вопросы ( $O_3$ ) $K_3=0,1$	Оценка за дополнения ( $O_4$ ) $K_4=0,2$	Общее количество баллов ( $O_{\Sigma}$ )	Итоговая оценка за семинар
1	Иванов И. И.	5	3	3	4		
2	Петров П. П.						
...	...	...	...	...	...	...	...
3	Сидоров С. С.						

При подведении итогов работы слушателей на семинаре необходимо определиться со значениями, являющимися критериальными, в соответствии с которыми выставляется итоговая оценка за занятие. Такими критериями являются следующие:

$O_1$  – оценка за письменный опрос слушателя, может иметь значения:

- «отлично», если ответ своевременный, полный, аргументированный;
- «хорошо», если ответ своевременный, достаточно полный, но недостаточно аргументированный»
- «удовлетворительно», если ответ своевременный, недостаточно полный, неаргументированный;
- «неудовлетворительно», если не выполняются требования на оценку «удовлетворительно».

$O_2$  – оценка за доклад (сообщение) слушателя, может иметь значения:

- «отлично», если выдержан временной регламент, излагаемый материал соответствует теме выступления, обоснована его актуальность и новизна, тема раскрыта полностью, ответ излагался логически грамотно, свободно, аргументированно, при изложении использовалась общепринятая военная терминология, в ходе изложения умело использовались наглядные материалы (презентация), опыт локальных войн и вооруженных конфликтов, боевой (оперативной) подготовки войск, личный опыт военной службы;

- «хорошо», если выдержан временной регламент, излагаемый материал соответствует теме выступления, обоснована его актуальность, тема раскрыта, ответ излагался логически грамотно и аргументированно, при изложении использовалась общепринятая военная терминология, в ходе изложения использовались наглядные материалы (презентация), опыт локальных войн и вооруженных конфликтов, боевой (оперативной) подготовки войск, личный опыт военной службы;

- «удовлетворительно», если нарушен временной регламент, излагаемый материал в целом соответствует теме выступления, при ответе были допущены незначительные логические ошибки, не повлиявшие на раскрытие темы, при изложении использовалась общепринятая военная терминология, в ходе изложения использовались наглядные материалы (презентация);

- «неудовлетворительно», если не выполняются требования на оценку «удовлетворительно».

**О<sub>3</sub>** – оценка за вопросы, заданные слушателю, может иметь значения:

– «отлично», если вопрос соответствует обсуждаемой теме, затрагивает злободневные проблемы подготовки и применения войск, побуждает к активизации мыслительной деятельности выступающего, требует аргументированного ответа с использованием общепринятой военной терминологии, опыта локальных войн и вооруженных конфликтов, боевой (оперативной) подготовки войск, личного опыта военной службы;

– «хорошо», если вопрос соответствует обсуждаемой теме, затрагивает проблематику подготовки и применения войск, стимулирует мыслительную деятельность выступающего, требует аргументированного ответа;

– «удовлетворительно», если вопрос косвенно затрагивает обсуждаемую тему, затрагивает проблематику подготовки и применения войск, требует аргументированного ответа;

– «неудовлетворительно», если не выполняются требования на оценку «удовлетворительно».

**О<sub>4</sub>** – оценка за дополнения к ответу выступающего, может иметь значения:

– «отлично», если дополнение соответствует обсуждаемой теме, позволяет взглянуть на предмет обсуждения с другого ракурса, содержит направление решения актуальной проблемы подготовки и применения войск, расширяет кругозор выступающего и аудитории, при этом используется общепринятая военная терминология, опыт локальных войн и вооруженных конфликтов, боевой (оперативной) подготовки войск, личный опыт военной службы;

– «хорошо», если дополнение соответствует обсуждаемой теме, содержит направление решения проблемы подготовки или применения войск, при этом используется общепринятая военная терминология, опыт локальных войн и вооруженных конфликтов, боевой (оперативной) подготовки войск, личный опыт военной службы;

– «удовлетворительно», если дополнение косвенно затрагивает обсуждаемую тему, затрагивает проблематику подготовки и применения войск, при этом используется общепринятая военная терминология;

– «неудовлетворительно», если не выполняются требования на оценку «удовлетворительно».

Итоговая оценка выставляется следующим образом:

«отлично», если  $O_{\Sigma} \geq 4,5$ ;

«хорошо», если  $3,6 \leq O_{\Sigma} \leq 4,4$ ;

«удовлетворительно», если  $2,9 \leq O_{\Sigma} \leq 3,5$ ;

«неудовлетворительно», если  $O_{\Sigma} \leq 2,8$ .

Пример выставления оценки обучающемуся Иванову И. И.:

$$O_{\Sigma} = 0,3*5 + 0,4*3 + 0,1*3 + 0,2*4 = 1,5 + 1,2 + 0,3 + 0,8 = 3,8.$$

В соответствии с предлагаемой методикой за занятие выставляется оценка «хорошо», что аргументируется выбранными весовыми коэффициентами и критериями оценивания.

В заключительной части занятия, при подведении итогов семинара, в ходе демонстрации результатов занятия в виде заполненной электронной таблицы на экране (электронной доске) преподаватель достаточно наглядно доводит индивидуальные результаты работы до каждого из обучающихся с последующим выставлением оценок в Журнал контроля занятий и самостоятельной работы.

Практика реализации учебного процесса показывает, что методика оценивания слушателей на семинаре по оперативно-тактическим дисциплинам обладает несомненными достоинствами. Она позволяет:

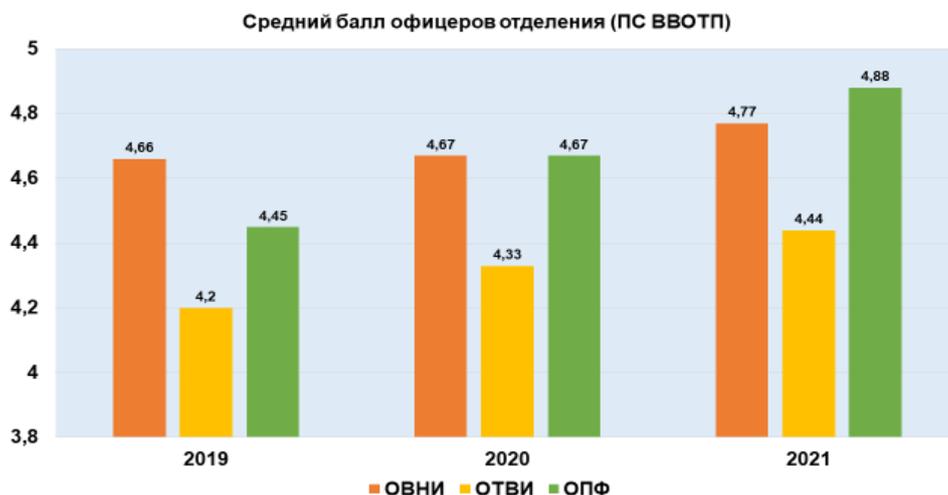
– более эффективно использовать учебное время занятия;

– объективно, справедливо и аргументированно оценивать каждого слушателя.

Разработанная методика апробирована в ходе семинарских занятий со слушателями отделения (подготовки специалистов с высшей военной оперативно-тактической подготовкой),

проводимых в период с 2019 по 2021 год по учебным дисциплинам «Основы военно-научных исследований», «Основы теории военного искусства», «Основы применения формирований РКО и ПВО».

Уровень усвоения слушателями знаний специальных дисциплин (степень формирования профессиональных компетенций), оцениваемый по значениям средних баллов, представлен на рис. 1.



*Рис. 1. Средний балл офицеров отделения (подготовки специалистов с высшей военной оперативно-тактической подготовкой) по дисциплинам кафедры*

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика проста в использовании и не перегружена сложными аналитическими выражениями. Она носит универсальный характер и может применяться для оценивания офицеров, обучающихся по основным профессиональным образовательным программам магистратуры, а также офицеров факультета переподготовки и повышения квалификации.

В соответствии с единым мнением профессорско-преподавательского состава кафедры, проводящего занятия со слушателями по названным выше учебным дисциплинам, применяемая методика оценки явилась значительным стимулирующим фактором повышения активизации познавательной деятельности офицеров. Это также подтверждается стабильным ростом среднего балла их оценок по результатам проведения промежуточной аттестации за вышеуказанный период времени.

## Список используемых источников

1. Об организации образовательной деятельности в федеральных государственных организациях, осуществляющих образовательную деятельность и находящихся в ведении Министерства обороны Российской Федерации : приказ министра обороны Российской Федерации от 30 мая 2022 года № 308. – URL: <https://base.garant.ru/404933517> (дата обращения: 25.10.2022).
2. Технологии профессионально ориентированного обучения: учебное пособие / И. Ю. Воронков [и др.]; под ред. Н. С. Кужекина. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 140 с.
3. Информационный бюллетень № 140. Опыт работы по профессиональному становлению и развитию педагогического мастерства научно-педагогических работников академии /

под ред. И. Ю. Воронкова; ответств. за вып. Е. Л. Зайцева. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2019. – 84 с.

4. Психология и педагогика высшей военной школы : учебное пособие / Н. А. Репях [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 246 с.

5. *Башкирцев В. П.* Актуальные психолого-педагогические проблемы формирования личностных характеристик обучающихся в условиях ограниченного педагогического взаимодействия в высшей военной школе // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 236–242.

6. *Иноземцева Л. А., Кужекин Н. С.* Мотивационно-ценностное содержание познавательного интереса слушателей и курсантов военно-учебного заведения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2021. – Вып. 677. – С. 243–246.

7. *Иноземцева Л. А., Кужекин Н. С.* Психолого-педагогические императивы формирования профессиональной компетентности преподавателя военно-учебного заведения // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 388–393.

Л. В. Мержвинская,  
кандидат военных наук;  
Е. Е. Наумчик;  
А. Н. Яккола,  
кандидат технических наук

## МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ ВЫПУСКНИКОВ ВОЕННО-КОСМИЧЕСКОЙ АКАДЕМИИ ИМЕНИ А. Ф. МОЖАЙСКОГО

Работа посвящена вопросу разработки предложений по контролю качества подготовки выпускников академии с учетом разного уровня подготовки абитуриентов, обоснованию минимально допустимой суммы баллов по результатам сдачи трех ЕГЭ и физической подготовки. На основе сравнения уровня сформированности компетенций в академии в соответствии с федеральными государственными стандартами высшего образования и квалификационными требованиями, а также результатами служебной деятельности выпускников в воинских частях, были разработаны предложения по совершенствованию образовательного процесса путем внесения изменений в основную профессиональную образовательную программу, а также по корректировке требований к уровню подготовки абитуриентов.

Ключевые слова: компетенции, выпускники, сформированность, оценивание качества, коэффициент корреляции рангов, служебные отзывы.

### ВВЕДЕНИЕ

Переход на федеральные государственные стандарты высшего образования (ФГОС ВО 3++) требует формировать у выпускников широкий спектр компетенций. Уровень сформированности компетенций в современных условиях оценивается по результатам сдачи экзаменов и зачетов по дисциплинам, предусмотренным учебным планом. Оценивание качества подготовки выпускников осуществляется по результатам анализа отзывов с места их дальнейшей службы. Однако служебные отзывы дают не совсем полную характеристику подготовки выпускника, так как только частично согласованы со сформированными у него компетенциями. Следовательно, задача оценивания качества подготовки выпускников является чрезвычайно актуальной.

Авторы проанализировали пути становления выпускников на примере одной из учебных групп с момента поступления в академию до службы в войсках в течение года.

### МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ ВЫПУСКНИКОВ

Методика оценивания качества подготовки выпускников включает следующие этапы:

- 1) оценивание уровня подготовки абитуриентов;
- 2) оценивание сформированности компетенций в процессе обучения в академии;
- 3) оценивание качества подготовки выпускников по анализу служебных отзывов.

#### *Этап 1. Оценивание уровня подготовки абитуриентов.*

Качество обучения в академии, очевидно, связано с уровнем подготовки абитуриентов, который можно оценить количественно по результатам сдачи ЕГЭ и физической подготовки.

Для определения качества подготовки абитуриентов возьмем сумму баллов по трем предметам ЕГЭ (математика, физика, русский язык) и физической подготовке для курсантов 2014, 2015 и 2016 годов набора, при этом допустимый уровень подготовки абитуриентов определяется минимальной суммой баллов, необходимой для поступления в академию, и ко-

торая на данный момент составляет 143 балла. При этом использовали известный показатель корреляции рангов (коэффициент ранговой корреляции Пирсона) [1, 2]:

$$r_{yx} = \frac{\sum_{i=1}^n (dy_i \times dx_i)}{\sqrt{(\sum_{i=1}^n dy_i^2 \times \sum_{i=1}^n dx_i^2)}}$$

где  $y_i$  – сумма баллов по трем ЕГЭ (математика, физика, русский язык) и физической подготовке;  
 $x_i$  – средний балл за первый семестр обучения;  
 $dy_i, dx_i$  – величины отклонений от среднего арифметического значения для каждой переменной  $y_i$  и  $x_i$  соответственно;  
 $n$  – количество обучающихся.

Вычислим суммы анализируемых значений переменных  $y_i$  и  $x_i$ :

$$\sum_{i=1}^n y_i = 3415; \quad \sum_{i=1}^n x_i = 54.$$

Найдем средние арифметические для  $y_i$  и  $x_i$ :

$$M_y = \sum_{i=1}^n y_i / n = 243,929; \quad M_x = \sum_{i=1}^n x_i / n = 3,857.$$

Рассчитаем для каждого значения сопоставляемых переменных  $y_i$  и  $x_i$  величину отклонения от среднего арифметического:

$$dy_i = y_i - M_y; \quad dx_i = x_i - M_x.$$

Результаты расчета коэффициента корреляции представлены в табл. 1 (для курсантов 2016 года набора).

Таблица 1

### Результаты расчета коэффициента корреляции

№ п/п	Результаты расчета						
	$y_i$	$x_i$	$dy_i$	$dx_i$	$dy_i^2$	$dx_i^2$	$dy_i \times dx_i$
1	156	3,6	-87,9286	-0,25714	7731,434	0,066122	22,6102
2	164	3,1	-79,9286	-0,75714	6388,577	0,573265	60,51735
3	251	4,3	7,071429	0,442857	50,0051	0,196122	3,131633
4	306	4,3	62,07143	0,442857	3852,862	0,196122	27,48878
5	283	4	39,07143	0,142857	1526,577	0,020408	5,581633
6	271	3,9	27,07143	0,042857	732,8622	0,001837	1,160204
7	186	3	-57,9286	-0,85714	3355,719	0,734694	49,65306
8	229	4,3	-14,9286	0,442857	222,8622	0,196122	-6,61122
9	318	4,1	74,07143	0,242857	5486,577	0,05898	17,98878
10	332	4,1	88,07143	0,242857	7756,577	0,05898	21,38878
11	158	3	-85,9286	-0,85714	7383,719	0,734694	73,65306
12	199	3,8	-44,9286	-0,05714	2018,577	0,003265	2,567347
13	231	3,5	-12,9286	-0,35714	167,148	0,127551	4,617347
14	331	5	87,07143	1,142857	7581,434	1,306122	99,5102

Таким образом, получили коэффициент корреляции Пирсона  $r_{yx} = 0,796$ .

Для оценки статистической значимости корреляционной связи найдем значение  $t$ -критерия:

$$t_r = \frac{r_{yx} \sqrt{n-2}}{\sqrt{1-r_{yx}^2}} = 4,557.$$

Критическое значение  $t$ -критерия найдем по таблице [1], где при числе степеней свободы  $f = n - 2 = 12$  и уровне значимости  $p = 0,001$   $t_{\text{крит}} = 3,05454$ . Так как  $t_r > t_{\text{крит}}$ , следовательно связь является статистически значимой.

Значение коэффициента корреляции Пирсона составило 0,796, что соответствует весьма высокой тесноте связи между исследуемыми переменными (рис. 1). Следовательно, есть все основания принимать результаты сдачи ЕГЭ и физической подготовки для оценивания качества подготовки абитуриентов к обучению в академии.

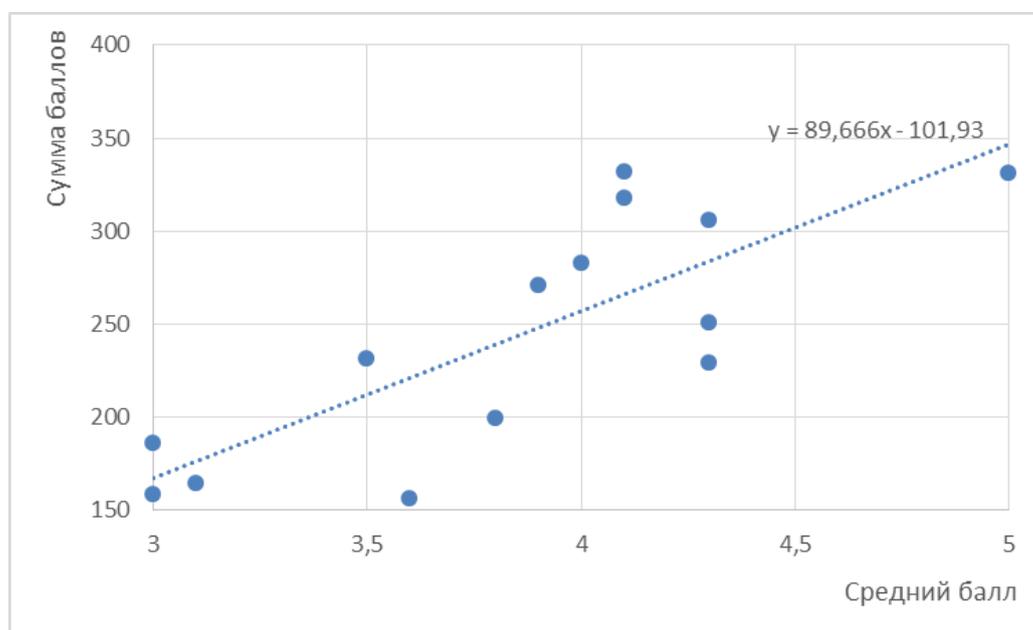


Рис. 1. Зависимость результатов обучения в первом семестре (средний балл) от суммы баллов по результатам сдачи трех ЕГЭ и физической подготовки

Применяя метод наименьших квадратов, обосновали линейную зависимость между результатами обучения в первом семестре суммой баллов по трем ЕГЭ и физической подготовке, уравнение которой имеет следующий вид:  $y = 89,666 \times x - 101,93$ .

Результаты сдачи сессии за первый семестр обучения курсантами 2016 года набора показали, что только курсанты, имеющие средний балл 3,6 и выше, не имели неудовлетворительных оценок. Используя зависимость результатов обучения в первом семестре от суммы баллов по трем ЕГЭ и физической подготовке получим, что  $y = 89,666 \times 3,6 - 101,93 = 201$ , т. е. минимальная сумма баллов по трем ЕГЭ и физической подготовке, которая позволяет обучающимся успешно осваивать программы учебного плана по специальности подготовки, составляет 201 балл. Соответственно, для курсантов 2015 года набора получили 215 баллов, 2014 года набора – 219 баллов.

Проведенный анализ показал, что для успешного обучения в академии минимальная сумма баллов по трем ЕГЭ и физической подготовке при поступлении в академию должна быть увеличена.

**Этап 2. Оценивание сформированности компетенций в процессе обучения в академии.**

Оценивание сформированности компетенций у обучающихся в процессе обучения в академии является актуальной задачей [3–6].

Для оценивания сформированности компетенций в процессе обучения используем методику оценивания качества подготовки в академии, предложенную нами в работе [6].

Методика позволяет определить итоговую оценку обучающихся за сформированные компетенции, используя результаты промежуточных аттестаций.

С этой целью:

1) определим коэффициент значимости каждой учебной дисциплины ( $m_i$ ):

$$m_i = \frac{\delta_i}{\sum_{i=1}^l \delta_i},$$

где  $\delta_i$  – количество зачетных единиц по учебной дисциплине, выделенное на формирование компетенций, которое находим из матрицы компетенций;

$l$  – количество учебных дисциплин, участвующих в формировании  $i$ -й компетенции (определяем из матрицы компетенций, входящей в состав основной профессиональной образовательной программы);

2) определим относительную оценку обучающегося  $z_i$  по каждой учебной дисциплине с учетом коэффициента значимости:

$$z_i = m_i \times s_i,$$

где  $s_i$  – оценка по  $i$ -й учебной дисциплине, полученная по результатам промежуточной аттестации;

3) определим итоговую оценку обучающегося  $z$  по сформированной компетенции:

$$z = \sum_{i=1}^l z_i.$$

Предложенную методику рассмотрим на частном примере для ФГОС ВО 3++ по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» [8]. В качестве примера рассмотрим одну компетенцию из всего множества, которое устанавливается ФГОС ВО 3++ – УК-1 («Способен осуществлять критический анализ проблемных ситуаций на основе системного подхода, выработать стратегию действий»). В соответствии с матрицей компетенций на формирование УК-1 необходимо выделить 3,48 зачетных единиц. При этом необходимо освоить шесть учебных дисциплин:

- философию (Ф);
- правоведение (П);
- экономику (Э);
- психологию и педагогику (ПП);
- историю (И);
- военно-политическую работу в ВС РФ (ВПР).

В результате освоения учебных дисциплин по итогам промежуточных аттестаций обучающийся получил шесть оценок  $s_i$ .

Результаты расчета итоговой оценки обучающегося за сформированную компетенцию по результатам промежуточных аттестаций представлены в табл. 2.

Таблица 2

## Определение итоговой оценки за компетенцию УК-1

№ п/п	Параметр	Ф	П	Э	ПП	И	ВПр
1	$\delta_i$	0,3	0,25	0,45	0,65	0,65	0,94
2	$m_i$	0,0926	0,0772	0,1389	0,2006	0,2006	0,2901
3	$s_i$	3	5	3	3	4	5
4	$z_i$	0,2778	0,3858	0,4167	0,6019	0,8025	1,4506
$z_{УК-1} = 3,98$							

Таким образом, итоговая оценка обучающегося по сформированной компетенции УК-1 по результатам промежуточных аттестаций с учетом веса каждой учебной дисциплины после округления «хорошо» ( $z_{УК-1} = 3,98$ ).

Предложенная методика позволяет оценить сформированность всех компетенций, установленных ФГОС ВО 3++ и квалификационными требованиями (КТ) к военно-профессиональной подготовке выпускников.

**Этап 3. Оценивание качества подготовки выпускников по анализу служебных отзывов.**

Служебные отзывы на выпускников академии являются ключевой составляющей в оценивании качества их подготовки. Они оформляются на типовых бланках и характеризуют качество подготовки выпускников и их служебной деятельности в течение года по 34 показателям. Типовая форма бланка отзыва на выпускников разработана Департаментом образования Министерства обороны Российской Федерации [7].

При поступлении в академию служебные отзывы обобщаются и анализируются формально, и не связаны со сформированными в процессе обучения компетенциями. Например, во ФГОС ВО 3++ по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» [8] и в КТ приведен перечень, состоящий из 62 компетенций.

Следовательно, бланки отзывов должны быть существенно переработаны и включать все компетенции в соответствии с ФГОС ВО 3++ и КТ.

Оценить качество подготовки выпускников академии предлагаем путем сравнения результатов обучения в академии  $z_i$  и службы в воинских частях  $h_i$  и нахождения разности  $\Delta_i$ :

$$\Delta_i = z_i - h_i,$$

где  $z_i$  – оценка, полученная в ВКА, за  $i$ -ю компетенцию

$h_i$  – оценка, полученная в войсковой части, за  $i$ -ю компетенцию.

Приоритет отдаем результатам службы в воинских частях. Если оценки совпадают, то  $\Delta_i = 0$  и это является нормой. Когда  $\Delta_i < 0$ , то качество подготовки выпускника в войсках оценено лучше, чем в академии, что является позитивным фактом. При  $\Delta_i > 0$  качество подготовки выпускника в войсках оценено хуже, чем в академии, что является негативным фактом. Далее просуммируем все  $\Delta_i$  и получим  $\sum_{i=1}^k \Delta_i$  (где  $k$  – количество компетенций).

Определим критерии оценивания:

- 1) все оценки, полученные в войсковой части, должны быть положительны, т. е.  $h_i \geq 3$ ;
- 2) только часть оценок, полученных в войсковой части, могут быть меньше оценок, полученных в академии.

Многолетний опыт анализа служебных отзывов позволил установить следующий критерий –  $\sum_{i=1}^k \Delta_i \leq k/2$ . Например, результаты оценивания качества подготовки выпускников академии по четырем компетенциям представлены в табл. 3.

Таблица 3

## Результаты оценивания качества подготовки выпускников академии

№ п/п	Компетенция	Результаты оценивания		
		$z_i$	$h_i$	$\Delta_i$
1	УК-1	5	3	2
2	УК-2	4	4	0
3	УК-3	4	5	-1
4	УК-4	4	3	1
Итого $\sum_{i=1}^4 \Delta_i$ :				2

Анализируя результаты, представленные в табл. 3, получим:

1) все оценки, полученные в войсковой части, положительны, т. е. условие  $h_i \geq 3$  выполняется;

2)  $\sum_{i=1}^k \Delta_i = 2$ , где  $k = 4$ , т. е. условие  $\sum_{i=1}^k \Delta_i \leq k/2$  выполняется.

Таким образом, при определении качества подготовки выпускника следует учитывать, все ли условия выполняются: если так, то получаем базовый уровень подготовки выпускника, а если хотя бы одно условие не выполняется, то имеем критично низкий уровень подготовки выпускника. На рис. 2 представлена итоговая методика оценивания качества подготовки выпускников.

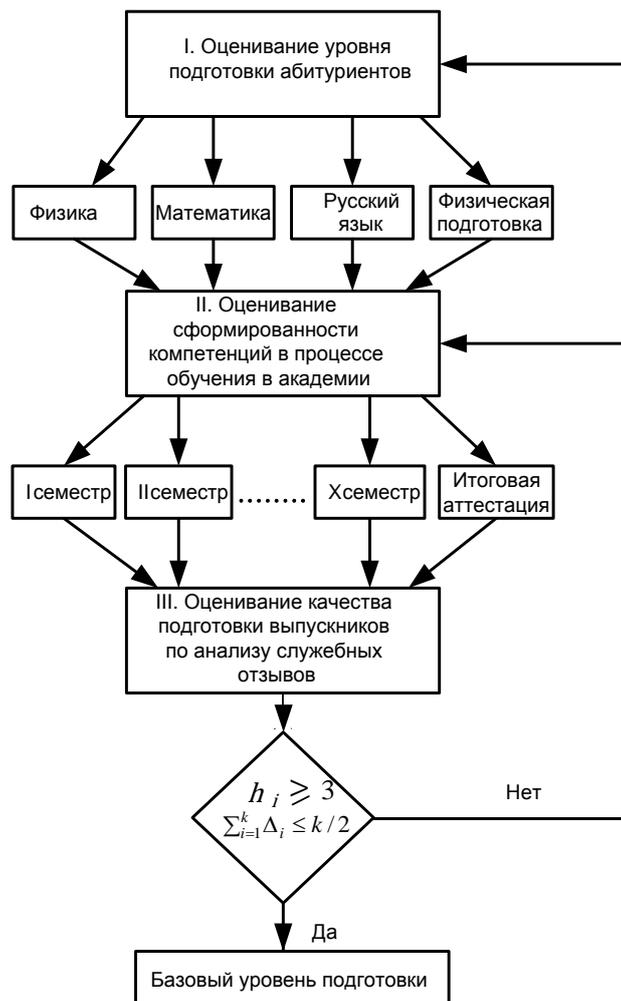


Рис. 2. Методика оценивания качества подготовки выпускников

Таким образом, предлагаемая методика оценивания качества подготовки выпускников по результатам обучения в академии и службы в войсках в течение года позволяет оценить качество сформированности компетенций, и, следовательно, качество подготовки выпускников.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе предложена разработанная авторами методика, позволяющая оценивать качество подготовки выпускников, которая состоит из трех последовательных этапов:

- 1) оценивания уровня подготовки абитуриентов;
- 2) оценивания сформированности компетенций в процессе обучения в академии;
- 3) оценивания качества подготовки выпускников по анализу служебных отзывов.

Следовательно, сравнивая результаты сформированности у выпускников компетенций в академии с результатами служебной деятельности в воинских частях, можно более объективно оценить уровень их подготовки, что позволит сделать вывод о качестве основной профессиональной образовательной программы и необходимости ее коррекции, а также целесообразности внесения изменений в условия приема в академию, касающихся требований к уровню подготовки абитуриентов.

Результаты исследования могут быть использованы в образовательной деятельности военно-учебных заведений МО РФ с учетом особенностей подготовки выпускников.

## Список используемых источников

1. *Шилова З. В.* Теория вероятностей и математическая статистика: учеб. пособие. – Киров : Изд-во ВГТУ, 2015. – 158 с.
2. *Сухов Я. И.* Свойства композитов: оценка ранговой корреляционной связи // Молодой ученый. – 2014. – № 9 (68). – С. 214–216.
3. *Бурцева Л. П.* Проектирование компетентностно-ориентированных заданий для развития и оценивания общих и профессиональных компетенций обучающихся // Знание. – 2016. – № 11-3 (40). – С. 66–69.
4. *Братищенко В. В.* Измерение сформированности компетенций студентов по данным текущей успеваемости // Университетское управление: практика и анализ. – 2019. – № 23 (3). – С. 69–78.
5. *Аглямова З. Ш., Камашева Ю. Л., Шевченко Д. В.* Об одном подходе к измерению сформированности компетенций // Азимут научных исследований: педагогика и психология. – 2018. – Т. 7, № 2 (23). – С. 15–18.
6. *Наумчик Е. Е.* Методика оценивания уровня сформированности компетенций в процессе обучения специалистов по эксплуатации вооружения, военной и специальной техники // Известия Волгоградского государственного педагогического университета. – 2021. – Т. 161, № 8. – С. 88–97.
7. Указания начальника Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации – первого заместителя Министра обороны Российской Федерации № 205/2/316 от 12 мая 2012 г. – URL: <http://base.garant.ru/5849204> (дата обращения: 19.09.2022).
8. Федеральный государственный образовательный стандарт высшего образования по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов : утв. приказом Министерства науки и высшего образования РФ № 964 от 12 авг. 2020 г. – URL: <http://base.garant.ru/74568286> (дата обращения: 22.09.2022).

Н. А. Репях,  
кандидат философских наук, доцент;  
А. Н. Хрустова

## ИДЕИ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА В ТВОРЧЕСТВЕ НИКОЛАЯ АЛЕКСЕЕВИЧА РЫНИНА

В публикации представлены основные вехи из жизни известного отечественного ученого и педагога Николая Алексеевича Рынина, судьба которого тесно связана с историей Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. В статье рассматриваются его взгляды на освоение космического пространства, вклад в пропаганду и популяризацию идей основоположников русского космизма.

Ключевые слова: космос, воздухоплавание, фантазия, проекты космических полетов, невесомость, ракета-носитель, источник энергии.

В январе 2022 года Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского торжественно отметила 310-летие со дня своего основания. Начав свой исторический путь от созданной Петром I Инженерной школы, академия является на сегодняшний день ведущим системообразующим политехническим военно-учебным заведением России.

История нашей академии – это история доблестных дел, значимых событий, побед и свершений. Вместе с тем, а может, и прежде всего – это история многих поколений тех, кто учился, служил, трудился в этих стенах, история множества человеческих судеб. Навечно вписаны в летопись академии имена А. Д. Засядько, И. С. Дорохова, А. Н. Сеславина, М. И. Кутузова, П. П. Коновницына, А. В. Ляпидевского, Г. Ф. Байдукова, Н. П. Каманина и многих многих других [10].

По праву нам есть чем гордиться и есть с кого брать пример. И вполне закономерны значительные усилия, предпринимаемые, особенно в последние годы, командованием, учеными академии по восстановлению исторических корней нашего учебного заведения и изучению его исторических предшественников. Наше поколение призвано не только воссоздать свою историю и тем самым сохранить живую связь времен и поколений, но и поименно назвать тех, кто внес заметный вклад в создание и развитие академии. В этом наш долг перед теми, кто видел смысл своей жизни в служении Родине, преумножал ее славу и авторитет. Выполнить этот долг – значит способствовать решению общей задачи по восстановлению и укреплению духовных и нравственных основ российского воинства, осознанию чувства гордости и сопричастности обучающихся в академии в настоящее время к великой истории, славным традициям, сформированным нашими предшественниками [10].

Достойное место среди целой плеяды выдающихся ученых академии занимает Николай Алексеевич Рынин – известный отечественный ученый, внесший крупный вклад в развитие науки и техники, педагогического мастерства и инженерного искусства. Смысл жизни Рынина – служение науке. Его обширные научные интересы распространялись на области строительства путей сообщения и аэродинамику, начертательную геометрию и теоретическую механику. Особое место в деятельности Рынина занимали вопросы воздухоплавания, обоснование необходимости и возможности освоения космического пространства, страстная пропаганда идей космонавтики. На заре отечественного воздухоплавания Рынин был среди тех, кто совершал первые подъемы на воздушных шарах и аэростатах, первые полеты на дирижаблях и аэропланах. Можно смело утверждать, что Рынин был единственным в мире профессором, обладавшим дипломами летчика, воздухоплавателя и пилота дирижабля. Известно, что ему принадлежало удостоверение № 1 на право управления дирижаблем (1911),

удостоверение № 3 на право управления воздушным шаром (1910), удостоверение № 24 на право управления аэропланом (1911).

Его фундаментальный труд «Курс воздухоплавания» в течение многих лет был настольной книгой для тех, кто изучал, проектировал и строил летательные аппараты легче воздуха.

Отдельную страницу в жизни и творчестве Рынина составляют его научные и дружеские связи с Константином Эдуардовичем Циолковским. Они познакомились в 1914 году на Третьем Всероссийском воздухоплавательном съезде, проходившем в Санкт-Петербурге. После длительного общения Рынин навсегда «заболел» космосом. Константин Эдуардович, выражая признательность за поддержку, писал Рынину в 1932 году: «Вы, Перельман и Рюмин – первые поддержали мои работы. Фактически больше всего я обязан Вам, Вашим трудам, жертвам и смелости» [12]. Именно Рынин был одним из первых биографов, ярким пропагандистом идей, произведений и изобретений основоположника отечественной космонавтики.

Авторы статьи предприняли попытку исследовать деятельность Рынина в области воздухоплавания (чаще всего именно так называлось в начале XX века все, что связано с авиацией, космонавтикой в современном толковании), по достоинству оценить вклад Николая Алексеевича в разработку идей русского космизма, его популяризацию.

Родился Николай Алексеевич в Москве 11 декабря 1877 года в семье чиновника военного ведомства. Уже во время учебы в симбирской классической гимназии Рынин увлекается математикой и физикой, много читает. Интерес у него вызывают фантастические и приключенческие романы. В годы учебы в Петербургском институте инженеров путей сообщений проявляются творческие способности Рынина. Уже в студенческие годы он разрабатывает ряд проектов мостов, ледорезов и различных гражданских сооружений, многие из которых в дальнейшем были успешно реализованы. В этот период он начинает публиковать некоторые из своих работ. Отметим, что уже тогда жизненным кредо Николая Алексеевича становится девиз – «Все успеть».

После завершения учебы следует производственная и научная деятельность Рынина на Николаевской железной дороге. Значительными событиями в этот период его жизни стали командировки в Германию и США, что существенно способствовало повышению квалификации в сфере строительной механики и проектировании металлических конструкций. Результаты научных изысканий молодого инженера находят официальное признание в ходе защиты диссертации на соискание ученой степени адъюнкта «Расчет инженерных колец из жестких элементов» и после выхода фундаментальной монографии «Ледорезы» [12].

С 1901 года начинается педагогическая и научная деятельность Рынина. Сначала в Институте инженеров путей сообщений, а с 1904 года и в Политехническом институте. Он преподает начертательную геометрию, строительную механику, прикладную механику [11].

Переломным в жизни и научной деятельности Рынина стал 1907 год, и связано это с идеями воздухоплавания. Николай Алексеевич писал, что именно в этот период его деятельность обретает особый смысл и определяет настоящую специальность как ученого.

В Институте инженеров путей сообщений Рынин создает кружок по изучению воздухоплавания, на заседаниях которого он читает студентам лекции. С декабря 1908 года по его инициативе будет издаваться журнал «Аэромобиль» [10].

Начиная с 1909 года Рынин читает лекции по воздухоплаванию в Институте инженеров путей сообщений, которые в дальнейшем стали включать в учебные планы и программы. Чрезвычайно важным событием в развитии отечественной науки стало создание в этот период аэромеханической лаборатории, что в значительной степени способствовало развитию отечественных научных исследований в этом направлении [12].

В 1920 году по инициативе и при непосредственном активном участии Рынина в Институте создается факультет воздушных сообщений, который сыграл важную роль в становлении авиационного образования в стране и подготовке авиационных кадров. В 1930 году факультет преобразуется в Ленинградский институт инженеров гражданского воздушного флота

(ЛИИГВФ), который был размещен в авиагородке (на 10-м километре по дороге в Пулково) [11].

21 марта 1941 года на базе ЛИИГВФ сформирована Ленинградская военно-воздушная академия. Профессору Рынину поручают возглавить кафедру начертательной геометрии и графики (тогда она называлась кафедрой методов изображений), ему присваивается воинское звание «бригадный инженер» (генерал-майор) [2].

С началом Великой Отечественной войны академия перебазировается в г. Йошкар-Олу. Однако Николай Алексеевич по состоянию здоровья остается в Ленинграде, где переживает самую страшную блокадную зиму. Весной 1942 года тяжело больного Рынина эвакуируют в Йошкар-Олу. 28 июля 1942 года его не стало. Похоронен Николай Алексеевич на Мемориале Славы Арского кладбища г. Казани, могила № 421 [2].

Рынин по праву может быть назван первым отечественным историком космонавтики. С начала 20-х годов прошлого века Рынин начинает серьезно заниматься проблемами ракетной техники и космических полетов (межпланетных сообщений). Он написал около 40 работ по этой теме, в том числе фундаментальные исследования, научные и популярные статьи.

Среди многих работ следует выделить «космическую энциклопедию» Рынина под общим названием *«Межпланетные сообщения»*. Этот уникальный труд публиковался с 1928 по 1932 год и состоял из девяти книг общим объемом 1608 страниц. В нем изложен весь известный на то время материал по ракетной технике и космическим полетам (от первых фантазий до воплощения мечты человека в реальных проектах ученых и конструкциях инженеров). Оценивая вклад Рынина в развитие и пропаганду идей освоения космоса, Циолковский напишет ему: *«Ваши прекрасные труды и возвышенность чувств создадут Вам бессмертное имя ...»*.

Как известно, духовное освоение космоса начинается в сфере мифологического и художественного сознания. А первыми формами познания космоса стали фантазия, сказка, легенда. Задачу проследить эволюцию надежды на освоение космоса и решает Николай Алексеевич. *«Дать очерк этой истории, – пишет он, – определить условия, при которых человек сможет отделиться от земли и улететь в межпланетное пространство, и составляет цель нашего труда»*. Отсюда и название первого тома (или, как его называет сам автор, – выпуска) – *«Мечты, легенды и первые фантазии»* [3].

В первом выпуске Рынин представляет сказочные полеты человека в небе, отдавая себе отчет, что не все полеты, о которых идет речь, можно назвать космическими. Строго говоря, авторы статьи предлагают к таким относить только те, где речь идет о полетах к небесным телам. Вряд ли таким можно считать подражание первобытного человека, например полету птицы. Другое дело, когда говорится об осознанном желании посетить иное небесное тело. Рынин помещает в свою книгу финские и монгольские сказки, а также известный многим миф о Дедале и Икаре, поднявшихся на орлиных крыльях в небо навстречу Солнцу. Здесь же представлены и русские народные сказки.

Понимая сказочность и мифологичность подобных взглядов, Рынин достаточно взвешенно подходит не только к их рассмотрению, но и всячески стремится к поиску рациональных зерен. Он убежден, что человечество сможет реализовать легенды и фантазии. И эта убежденность основана на вере в силу разума, в возможности науки. Рынин пишет, что *«мечта о будущих полетах в небесных мирах показывает работу человеческого воображения, и лишь тогда она будет плодотворна, когда основой ее будет наука»* [3].

Отметим, что сам Рынин никогда не был наивным мечтателем. Он твердо верил в реальные возможности практических полетов в космос. Николай Алексеевич писал, что *«следующая эпоха будет эпохой ракетных снарядов, которые с огромными скоростями будут переносить в пределах стратосферы и выше инструменты, почту, грузы, а затем и пассажиры»* [9].

Вместе с тем Рынин был убежден в приближении того времени, когда наступит эпоха освоения человеком космоса. *«Скоро земля, – подчеркивает ученый, – будет тесна человеку,*

*и он обратит свои взоры на небо, на планеты и звезды. Туда уже давно несется мысль человека. Давно он уже изучает движения и свойства небесных тел, но лишь недавно появились дерзновенные и научно обоснованные мечты проникнуть в эту обитель богов» [3].*

Что же движет человеком на пути освоения неизведанных миров? Неужели мало ему земных забот и проблем, требующих приложения сверхусилий разума, воли...

Во все времена, отвечает Рынин, космос завораживал человека, вызывал не только страх, преклонение, но и непреодолимое желание познать его глубины, проникнуть в далекие таинственные просторы. На это существует, по мнению ученого, две побудительные причины. Прежде всего, пишет Рынин, это научная любознательность, поскольку именно она позволяет расширять границы человеческих знаний, открывать неизведанные миры, проводить новые исследования.

Предвидел Николай Алексеевич появление в перспективе и иной, не менее важной причины поиска путей к другим планетам. Ее, по мнению ученого, детерминирует, главным образом, проблема ресурсов и в первую очередь – исчерпаемость энергетических ресурсов нашей планеты. Эта диалектическая взаимосвязь и обострение грядущих глобальных проблем требуют от человечества *«заняться изысканием способов межпланетных сообщений, и гений человека найдет решение этой задачи».*

Рынин понимал, что практическое освоение космоса сопряжено со многими трудностями самого различного характера – от чисто технических до физиологических и психологических. Среди технических проблем он называет прежде всего топливную, разработку камеры сгорания и охлаждения рабочей части двигателя ракеты. Немаловажную роль, по его мнению, будут иметь вопросы устойчивости самой ракеты во время полета, навигации и управления ракетой, ее возвращения на Землю. Важное значение Рынин придает и проблеме преодоления земного притяжения. Он уверен, что *«тяготение как болезнь, будет иметь лекарство... и что рано или поздно человек пробьет два панциря, сковывающие Землю, – тяготение и сопротивление атмосферы, и унесется ввысь – в безграничное мировое пространство».* При этом решение данной проблемы, по мнению Рынина, напрямую зависит от разработки и использования антигравитационных устройств [7].

Ученый обращает пристальное внимание и на проблемы физиологического характера, с которыми непременно столкнется человек в полете вне атмосферы, а также на его состояние в невесомости. Рынин внимательно анализирует результаты первых опытов исследования по воздействию процессов ускорения на живые организмы.

Необходимо отметить, что перечень указанных проблем, считает ученый, не исчерпывается только названными, и в ходе практического освоения космоса люди столкнутся с новыми неизученными и даже ранее неизвестными задачами.

С позиций ученого и инженера Рынин подходит к анализу проектов космических полетов, представленных в фантастической литературе. Его научную оценку получают романы Ж. Верна, Г. Уэлса, А. Дюма, А. Н. Толстого и других писателей, где в литературной форме удивительным образом переплетаются фантазия и здравые технические идеи. Известно, что сегодня большинство таких идей и проектов нашли свое подтверждение и практическую реализацию. И это убедительно предвидел в своей «космической энциклопедии» Н. А. Рынин, конструктивно и критически рассматривая не только полеты с помощью пушек, вулканов и ракет, но и использование атомной и солнечной энергии. Ученый заключает, что в связи с выходом ряда научно-технических работ появилась возможность оценивать данную проблему не только как фантастическую, но и как реальную в недалеком будущем [4].

Интерес у Рынина вызывают те эпизоды в фантастических романах, где описывается применение так называемой лучистой энергии. Такая энергия представляется и как средство воздействия на людей, технику и как источник энергии при осуществлении космического полета [5].

Рентгеновскому, электромагнитному, инфракрасному, световому излучению и радиоволнам Рынин дает детальную характеристику с указанием их свойств и возможностей в космических полетах.

Наиболее перспективным в реализации космических проектов Рынин считает применение ракетной техники. Ученый пишет, что среди способов, которые предложены различными изобретателями для полета в межпланетное пространство, наибольшего внимания заслуживает способ «ракеты», представляющий собой полет при помощи реактивного действия вырывающихся из аппарата газов [6].

Примечательно, что в своей энциклопедии Рынин предлагает читателю сделать своеобразный экскурс и в историю ракетостроения. Экскурс начинается с описания простейших фейерверков и завершается рассказом о космических кораблях. При этом Рынин указывает на значимый вклад в теорию ракетостроения отечественных ученых Ф. А. Цандера, Ю. В. Кондратюка, особо выделяя К. Э. Циолковского. Приоритет Циолковского отмечается и в разработке основ теории реактивного движения. В трудах Рынина находят свою оценку и работы продолжателей этой теории – Р. Годдарда, Р. Эно-Польтри, Г. Оберта и других зарубежных ученых [6].

Разработка и выбор проекта ракеты-носителя (у Рынина это чаще всего космический снаряд), по мнению ученого, зависит от различных факторов. Так, чтобы легче преодолевалось сопротивление воздуха, а также полета в атмосфере Рынин предполагает сигарообразную форму ракеты. А вот уже после преодоления границ атмосферы *«аппарат мог бы иметь ша рообразную форму, наподобие небесных тел»*. Хотя уже в этих условиях, пишет ученый, такая форма не будет иметь принципиального значения [7].

Рынин очень дорожил дружбой с Константином Эдуардовичем, считая его своим учителем и духовным наставником, и стал одним из первых исследователей его жизни и научного творчества, пропагандистом идей выдающегося ученого как в нашей стране, так и за рубежом. Проявление оригинальности и самобытности во всех работах К. Э. Циолковского пора жало Рынина. Николай Алексеевич с восторгом отмечал его опережающие идеи по разным вопросам, способность независимо приходиться к тем же выводам, которые делали европейские ученые.

Рынину удалось не только в систематизированном виде представить всю библиографию Циолковского, но и дать обзор основных его трудов [8]. Так, Рынин безоговорочно признает приоритет Циолковского в разработке теории космического полета и в своей «космической энциклопедии» наглядно демонстрирует это, предоставляя читателю возможность ознакомиться с расчетами, основными положениями и уравнениями ученого. *«Основы теории полета реактивного корабля, – пишет он, – были изложены в 1903 году К. Э. Циолковским. В дальнейшем эта теория пополнялась работами Эно-Пельтри, Годдарда, Оберта, Гоманна, Лоренса, Линдемана, Шершевского и Волье»*. В преддверии празднования 75-летия выдающегося ученого Рынин посвящает ему специальный выпуск своей энциклопедии.

На лунной карте наряду с именами К. Э. Циолковского, Ф. А. Цандера, С. П. Королёва, Ю. А. Гагарина и многих других, кто стоял у истоков отечественной космонавтики, увековечено имя Николая Алексеевича Рынина. Один из кратеров на обратной стороне Луны носит имя профессора Рынина. Так отмечен его вклад в развитие воздухоплавания, пропаганду идей освоения космоса.

Память о видном ученом в области строительства путей сообщений, строительной механики, прикладной геометрии и педагогики хранят в учебных заведениях Санкт-Петербурга – Санкт-Петербургском государственном университете путей сообщений, Балтийском государственном техническом университете «Военмех», Политехническом университете.

В Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского в 1987 году, по инициативе Ю. Н. Антонова, с курсантами вторых курсов была проведена конференция *«Рынинские чтения»* с приглашением людей, знавших Н. А. Рынина еще со времен работы в Газодинамической лаборатории – инженера Л. Л. Степанова и генерал-майора Н. И. Кулагина.

Вторая и, к сожалению, последняя конференция, посвященная 120-летию со дня рождения Н. А. Рынина, состоялась в 1977 году. В ее работе приняли участие представители Петербургского государственного университета путей сообщений [1].

Часть архивов Николая Алексеевича Рынина передана его сыном в дар Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. Содержимое бесценного подарка требует детального описания и исследования всего творчества ученого. И в такую работу обязательно следует вовлечь слушателей и курсантов академии, всех, кому не безразлична историческая память о нашей академии. Это долг тех, кто продолжает дело всей жизни выдающегося ученого по развитию отечественной науки в области освоения космоса. Оценить по достоинству его наследие и сделать это наследие достоянием широкой научной и педагогической общественности – такова главная задача авторов настоящей публикации.

### Список используемых источников

1. *Бурлаков В. В.* Кафедра истории и философии Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского (1941–2011): исторический очерк. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2011. – 118 с.
2. Военная инженерно-космическая академия : 1712–1945 гг. : исторический сб. / под общ. ред. Л. Д. Кизима. – СПб.: ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1995. – 168 с.
3. Межпланетные сообщения. – Л., 1928. – Вып. 1 : Мечты, легенды и первые фантазии. – 109 с.
4. Межпланетные сообщения. – Л., 1928. – Вып. 2 : Космические корабли в фантазиях романистов. – 160 с.
5. Межпланетные сообщения. – Л., 1930. – Вып. 3 : Лучистая энергия в фантазиях романистов и в проектах ученых. – 153 с.
6. Межпланетные сообщения. – Л., 1929. – Вып. 4 : Ракеты и двигатели прямой реакции: История, теория и техника. – 216 с.
7. Межпланетные сообщения. – Л., 1929. – Вып. 6 : Суперавиация и суперартиллерия. – 218 с.
8. Межпланетные сообщения. – Л., 1931. – Вып. 7 : Русский изобретатель и ученый Константин Эдуардович Циолковский: Его биография, работы и ракеты. – 111 с.
9. Межпланетные сообщения. – Л., 1932. – Вып. 8 : Теория космического полета. – 358 с.
10. *Никулин Ю. А.* Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского: Исторические предшественники: Ленинградская военно-воздушная академия Красной Армии накануне и в начале Великой Отечественной войны / под общ. ред. М. М. Пенькова. – СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2021. – 214 с.
11. *Охочинский М. Н.* Вопросы космонавтики и ракетной техники в научном творчестве профессора Н. А. Рынина (1910-е – начало 1940-х годов) : дис. ... канд. ист. наук. – СПб., 2021. – 203 с.
12. *Тарасов Б. Ф.* Николай Алексеевич Рынин. 1877–1942. – Л. : Наука, 1990. – 168 с.

*Atamas A. S., Kozlov Y. V., Kukushkin M. A.* Methodical approach to the use of special software to increase the efficiency of decision-making on maneuvering mobile organizational and technical systems for military purposes // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 6–16.

A methodical approach to the use of special software (SPO) is proposed when a commander makes a decision to maneuver mobile organizational and technical systems for military purposes (OTS (VN) using automation tools in a dynamically changing environment. The application of the methodology developed by the authors based on the use of PDF and geoinformation systems (GIS) will make it possible to display proposals to the commander's decision on the electronic map in the shortest possible time, as well as to carry out graphic and textual design of the decision to perform a maneuver of mobile OTS (VN).

*Key words: special software, preparation of the commander's decision for maneuver, mobile organizational and technical systems for military purposes.*

*Kryzhanovskiy V. I., Slatov S. V., Trofimov I. A.* Method for parametric and structural identification of objects and systems of the first and second order with amplitude-pulsed modulation // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 17–27.

An algorithm has been developed that allows performing parametric and, if necessary, structural identification of linear objects and systems under continuous and discrete control. Features are found that allow unambiguously determine the transfer function of the object under study for dynamic links of the first and second order. As a result of solving the problem, the transfer function is determined, its parameters are estimated, and, if necessary, the frequency characteristics are found.

*Key words: identification, parametric, structural, frequency characteristics, transfer function, difference equations.*

*Petukhov A. M., Kholodok A. Y.* An improved algorithm for increasing the readiness of the military-purpose organizational and technical system to solve tasks for their intended purpose in changing conditions of the situation // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 28–35.

The article describes an improved algorithm for increasing the readiness of the military-purpose organizational and technical system to solve tasks for their intended purpose in changing conditions of the situation, the feature of which is a multivariate scenario for the implementation of prescribed measures.

*Key words: the state of the system, organizational and technical systems for military purposes.*

Actual possibilities of operational analysis of the state of calibration data of hardware errors of navigation receivers in the precision navigation system / S. V. Vaskov, I. Y. Gulyaev, K. V. Kislenko, A. A. Parshikov, A. S. Filatov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 36–44.

Hardware delays of GLONASS signals in consumer navigation receivers can significantly reduce the accuracy of location. In order to identify these delays, technological processes for calculating these delays (calibration amendments) of consumer navigation equipment (NAP) are provided. The article discusses the main existing methods used to calculate the calibration data of NAP. The characteristics and capabilities of the new subsystem for direct calibration of on-board and ground radio equipment created to provide consumers with calculated calibration data for navigation equipment are described.

*Key words: Global Navigation Satellite System (GLONASS), consumer navigation equipment (NAP), calibration corrections, navigation signal simulator.*

Vorotyagin V. N., Kulakov A. Y., Chuvirov A. A. Technology of hardware and software integrated simulation of a space vehicle motion control system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 45–50.

The author proposes the technology of hardware-software multipurpose modeling based on open-source software «Project 42» of the spacecraft attitude control system. The article considers examples of the application of this technology to demonstrate the capabilities of the algorithms for reconfiguring the onboard equipment of the spacecraft attitude control system and hardware-software modeling of the electronics unit of the angular velocity sensor with redundant of uniaxial gyroscopes.

*Key words: simulation, Software in the Loop, Hardware in the Loop, STM32, motion control system, hardware-software simulation.*

Methodology of semi-natural modelling of use of the altimeter from the antenna of space basing synthesized by the aperture / D. A. Gavrilov, A. V. Kozlov, A. V. Moroz, I. V. Sahno // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 51–60.

The technique and results of semi-natural modeling of the altimeter with the synthesized aperture (the synthesizing altimeter) received with use of a locational acoustic complex are presented. The assessment of precision characteristics at realization of two-stage processing of the reflected signals is carried out and smoothings of the received measurements.

*Key words: semi-natural modeling, locational acoustic complex, the radio altimeter, the synthesized antenna aperture.*

Method for reducing the radar cross section of objects with ultralow reflection levels / V. S. Gribkov, S. V. Kovalev, S. M. Nesterov, I. A. Skorodumov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 61–67.

The process of formation and the principle of operation of linear equidistant and non-equidistant gratings are considered. A method is proposed for measuring the radar cross section of objects with ultra-low reflection levels by increasing the signal-to-background ratio using linear non-equidistant gratings, the size of which is limited by the space of the measuring field.

*Key words: radar cross section, linear non-equidistant array, object, high-precision measurements.*

Lipatnikov V. A., Parfirov V. A. Method of masking areas of critical infrastructure facilities from radar surveillance equipment // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 68–77.

The principle of obtaining radar images of the terrain by radar stations operating in the aperture synthesis mode is investigated. A method of masking the areas of critical infrastructure objects from radar surveillance means by setting correlated interference to radar station radiation is proposed. To implement the method, it is proposed to use a device created on the basis of the Van-Atta emitter. A block diagram of the masking device of districts is given, the principle of its operation is considered. The dependences allowing to determine the parameters of the masking device on the size of the masking zone, the radiation parameters of the radar station and the movement are determined.

*Key words: Van-Atta emitter, masking, masking method, radar station, radar surveillance, aperture synthesis, masking device.*

Sasunkevich A. A., Stepanov A. S., Fominov I. V. The method of distributed two-pulse terminal control of the spatial orientation of the spacecraft under conditions of abnormal deployment of solar

panels // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 78–91.

The article proposes a method of distributed two-pulse terminal control of the spatial orientation of a spacecraft with control jet engines under conditions of abnormal deployment of solar panels. The case of the asymmetric opening of solar panels after the spacecraft is launched into a functioning orbit is considered, which leads to a deviation of the main central axes of inertia of the spacecraft from the axes of the associated coordinate system. This causes the appearance of non-zero centrifugal moments of inertia in the inertia tensor. Spatial orientation control in this case is proposed to be implemented on the basis of the principle of terminal control.

The technique proposed in the work implies control «along free trajectories» with the presence of a section of movement with the control jet engines turned off.

*Key words: spacecraft, solar panel, control jet engines, inertia tensor, related coordinate system.*

*Stepanov A. S. Methodology for substantiating the requirements for the parameters of the control jet engines of the space robot orientation system for the implementation of the terminal control principle // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 92–100.*

The article describes the methodological apparatus for substantiating the choice of parameters for control jet engines of a space robot. The developed method takes into account the features of the functioning of a space robot with an onboard manipulation system. The influence of the thrust characteristics of control jet engines and the temporal characteristics of the program turn on the accuracy of spatial orientation has been studied, allowing them to make a reasonable choice.

*Key words: space robot, control jet engines, program rotation, spatial orientation accuracy, orientation system, terminal control.*

A method for checks the accuracy of conversion of flat rectangular coordinates of terrain points from CS42 to GP90 / A. V. Astapovich, A. S. Zuev, D. A. Kunichkin, A. V. Prokofjev // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 101–105.

The article describes an algorithm, the purpose of which is to check the accuracy of digital correction models for converting flat rectangular coordinates of points of the State Geodetic Network (SGN) from one coordinate system to another.

*Key words: accuracy estimation, coordinate transformation, coordinates of SGN points, flat rectangular coordinates.*

Technology for identification of malicious packages for audit of vulnerabilities of applied software solutions / V. A. Ovcharov, A. S. Podshibyakin, A. V. Kharzhevskaya, A. F. Shinkarenko // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 106–122.

The article presents the results of research on a new class of attacks on the supply chain (supply chain attack) and substantiates a new approach to detecting vulnerabilities, including zero-day ones, of software packages when using DevOps technologies in the development of application software (software) before they are will be tagged with Software Composition Analysis (SCA) tools. An example of detecting malicious behavior of a python package using methods of static and dynamic analysis of third-party dependencies before the build process in CI/CD pipelines is given. A new technology for analyzing and identifying malicious software packages has been proposed, and methodological recommendations have been developed to reduce the risks of exploiting vulnerabilities in application software.

*Key words: software, supply chain attacks, pipeline CI/CD, DevOps technologies, software vulnerabilities, defects in development environments and programming languages, malicious package, vulnerability.*

*Abdurakhimov A. A., Balandin V. N., Guljaev M. D.* Substantiation of the transport service scheme for low orbital constellation of small spacecrafts // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 123–129.

A technique is presented that provides the possibility of finding a rational scheme for the transport service of a low-orbit constellation of small spacecrafts using a special robotic complex and servicing spacecraft robots. A method is proposed for calculating the mass of one spacecraft robot designed to service a low-orbit constellation of small spacecraft at an altitude of 350 km and the total mass of the orbital constellation of spacecraft robots servicing small spacecraft according to the optimal transport service scheme.

*Key words:* spacecraft, transport service, robotic complex, phasing orbit, characteristic velocity.

*Abramov I. S., Aleksandrov M. A., Minakov E. P.* Determination of characteristics of asteroid spans across detection boundary with uniform arrangement of telescopes with vertical orientation of sighting axes on moon surface // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 130–135.

The work is devoted to the study of the possibilities of using the Moon to combat asteroid danger makes it relevant to assess the characteristics of asteroid spans through their detection boundary when telescopes with vertical orientation of the sighting axes with intersecting viewing zones on the surface of the Moon are evenly placed. In this regard, the purpose of research is to determine the time and probability of asteroid flights through their detection boundary.

The main results of the research are calculations of the minimum and maximum time of movement of asteroids and the probability of their detection at spans of such a boundary, as well as estimates of these characteristics, according to which initial data and boundaries of subsequent studies can be determined.

*Key words:* Moon, asteroid, space telescope, asteroid detection boundary, minimum (maximum) time of asteroid movement, probability of asteroid passing through the detection boundary.

*Antonov D. A., Orkin V. V., Platonov S. A.* Conceptual model of the automated decision support system for officials of the management body // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 136–143.

Solving the tasks of managing large organizational and technical systems requires the redistribution of efforts spent on certain activities carried out in the interests of higher-level management bodies in conditions of time constraints on their implementation. In order to ensure the required values of the indicators of efficiency and effectiveness of the functioning of the system, most tasks are automated. Automated decision support systems are being created, for which it is necessary to determine the structure, as well as parameters in various operating conditions.

*Key words:* automated control system, decision support system, alternative analysis, database, system structure.

Analysis of schematic and technical solutions for increasing the level of reusable rockets for space purpose / D. G. Belyanin, S. Y. Gerasimenko, S. Y. Pirogov, A. E. Sultanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 144–149.

A promising method of launching a payload is proposed by using a reusable two-stage rocket for space purposes with a sequential stage connection scheme and a returnable rocket block of the first stage. A structural diagram of a promising launch vehicle and a functional diagram of a payload launch into orbit using a reusable two-stage launch vehicle with a sequential stage connection and a first-stage recoverable rocket block are presented.

*Key words:* reusable launch vehicles, launch vehicle, payload, disposable fuel tanks.

Vasiliev A. S., Zakharov I. V., Zykova S. S. Model of functioning of the degrading information and computing environment of the on-board equipment of ultra-small space vehicles, according to the parry of its failures // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 150–156.

The publication highlights the features of the organization and functioning of the information and computing environment (IVS) of ultra-small spacecraft (SMCA) with the implementation of a mechanism for parrying failures. The necessity of clarifying the corresponding models of information and computing systems is substantiated. A model of the functioning of the degrading IVS SMKA is presented, taking into account the parrying of its failures. An example of comparative evaluation of variants of the organization of computing processes in the IVS SMKA is shown and the expediency of using the proposed model is justified.

*Key words: ultra-small spacecraft, onboard computer system, information-computing environment, degradation, failure parrying.*

Vlasov S. A., Zhatkin A. T., Kubasov I. Y. Solution of the problem of calculating the longest gap time in observing the entire surface of the earth when the spacecraft of the orbital grouping of remote sensing of the earth are located in one plane // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 157–164.

The article provides a solution to the problem of calculating the longest gap time in observing the entire surface of the Earth when the spacecraft of the orbital grouping (OG) of remote sensing of the Earth with a viewing bandwidth less than the inter-turn distance are located uniformly in the same plane relative to each other. In some cases, such a construction of the exhaust system gives an advantage in the frequency of observation of the entire surface of the Earth compared to the exhaust systems, whose spacecraft are located in the frontal group with a joint width of the viewing band equal to the inter-turn shift.

*Key words: spacecraft, orbital grouping, the largest gap in observation, field of view, remote sensing, inter-turn shift.*

Golovchinsky V. O., Golovchinskay N. V., Mironenkov O. V. Planning diagnostic measures and maintenance at objects of ground space infrastructure by the method of constructing linear splines // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 165–172.

A method for planning diagnostic measures and maintenance at ground-based space infrastructure objects based on monitoring data by methods of non-destructive control of their wear dynamics is proposed. To solve this problem, the method of approximation by line-ar splines of neighboring implementations of the loss of performance by the control object was used.

*Key words: technical condition, planning, regression analysis, splines, maintenance, technological equipment, launch complex, control parameters, loss of efficiency, non-destructive testing.*

Combined methods for reducing the radar visibility of unmanned aerial vehicles / V. S. Gribkov, S. V. Kovalev, S. M. Nesterov, D. A. Sluhaeva // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 173–177.

The experimental and calculated values of the radar cross section of an unmanned aerial vehicle with the use of anti-radar masking measures are presented. Combined methods are proposed for reducing the radar visibility of unmanned aerial vehicles through the simultaneous use of new radar-absorbing coatings and materials.

*Key words: unmanned aerial vehicle, radar cross section, radar absorbing coatings, radar absorbing materials.*

*Gukov D. V., Ivankov S. M., Ilyin A. V.* Improving the control of the technical condition of a power transformer based on monitoring the magnetization current under load // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 178–186.

The article discusses new approaches to improving the fault tolerance of the power supply system. A method of proactive maintenance management of power transformers is proposed in order to increase their maintainability and reduce the likelihood of emergency situations.

*Key words:* power supply system, power supply reliability, power transformer diagnostics, magnetizing current.

*Daniluk S. G., Sivoplyas M. A.* The algorithm of statistical assessment of safety of carrying out maintenance of potentially dangerous equipment // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 187–193.

The article the results of the development of a model of the maintenance process of potentially dangerous equipment with discrete safety states. Based on the model, an algorithm has been developed with the help of which it is possible to statistically estimate the probability of unregulated exposure to potentially dangerous equipment. The formula for estimating the mathematical expectation from a safe to a dangerous state of the maintenance process is presented.

*Key words:* safety of maintenance, Markov process, probability of error completion, Kolmogorov-Chapman equation.

*Mikheev E. A., Petukhov A. I., Poluyan M. M.* Study of the radiation characteristics of a typical low orbital space vehicle in limiting functioning models // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 194–202.

The article presents the results of studies of the radiation characteristics of a typical low-orbit spacecraft in the visible and infrared ranges. The results obtained for two limiting models of operation of spacecraft onboard system from the point of view of heat, release advantages of using infrared optical-electronic means for their determination, not only ground-based, but also orbital. Also, the research results show some features of the infrared radiation generation by the spacecraft, which significantly affect the quality of the problem being solved for remote determination of its state.

*Key words:* integral power of radiation, infrared radiation, spacecraft, optical-electronic means.

*Perfiliev A. S., Petukhov A. I., Sultanov A. E.* Estimation of damping properties of the launch vehicle body by thrust cut-off taking into account the frequencies and forms of longitudinal vibrations // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 203–209.

The main factors influencing the formation of a decaying signal on the axial acceleration sensor, which is manifested at the moment of turning off the main engine of the launch vehicle, are considered. An approach to identifying deviations of longitudinal vibration damping parameters in individual elements of a space rocket body based on information about its longitudinal vibration modes is proposed. The peculiarity of oscillations of the rocket warhead in the manifestation of damped natural oscillations of the structure during thrust cut-off is noted. The proposed approaches are based on a systematic analysis of the results of processing telemetric information from the board of launch vehicles, supported by an analysis of the results of numerical simulation of oscillations of the rocket bodies.

*Key words:* damping parameters, vibration decrement, longitudinal vibrations, launch vehicle, telemetry information, vibration modes.

*Silantyev S. B.* Formation of the final conditions for launching the spacecraft into orbit in the event of an emergency situation on board the launch vehicle // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 210–217.

The article discusses the features of putting a spacecraft into a backup orbit in the event of an emergency situation on board a launch vehicle. An algorithm is presented for calculating the final conditions for launching a spacecraft into orbit in this case. An example of the implementation of the developed algorithm is given.

*Key words:* final conditions of launch, spacecraft, emergency situation, launch vehicle, orbit, control system.

*Hismatov I. F.* Method for reproducing the brightness fields of a target environment during optical-electronic terminal guidance systems simulation modelling // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 218–223.

The article outlines the main provisions of the method for numerical modeling of the background target environment brightness fields, engaged in optical-electronic systems used as part of an aircraft for automatic objects sighting when aiming at them at the final section of the trajectory. The method is based on the use of a three-dimensional model of the background target environment, and the use of the objects surfaces brightness coefficients model as a medium to describe the characteristics of the emerging radiation fluxes of the optical spectrum in the direction of the registering coordinator. The developed brightness fields model takes into account the optical characteristics of the surface materials comprising the objects within the background target environment, the atmosphere on the paths between them, and natural sources of radiation. The method can be applied in simulation modelling of optoelectronic systems functioning in the setting of an aircraft closed loop guidance system, based on the information generated when sighting objects in the background target environment.

*Key words:* optoelectronic system, brightness, optical radiation flux, sighting of objects, illumination, entrance pupil.

*Gavrilov A. D., Kuptsov I. M., Novikov V. A.* Methodology of assessment of listeners at the seminar on operational and tactical disciplines // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 224–230.

The article presents a methodology for evaluating the officers of the department (training specialists with higher military operational and tactical training) at seminars, which differs from the known ones by using weighting coefficients for particular elements of evaluating the student's work, obtained on the basis of the method of expert assessments and many years of experience in teaching operational and tactical disciplines by the teaching staff of the Department of Operational Art and tactics.

*Key words:* assessment methodology, achievement of educational objectives of the lesson, methodological techniques.

*Merzhvinskaya L. V., Naumchik E. E., Yakkola A. N.* Methodology for assessing the quality of training graduates of the Military Space Academy named after A.F.Mozhaisk // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 231–237.

The work is devoted to the issue of developing proposals for quality control of training of graduates of the Academy, taking into account the different levels of training of applicants, substantiating the minimum allowable amount of points based on the results of passing three Unified State Exams and physical training. Based on a level comparison the formation of

competencies in the academy in accordance with the Federal State Educational Standard 3++ and qualification requirements and the results of the service activities of graduates in military units, proposals were developed to improve the educational process by making changes to the basic professional educational program, as well as to adjust the requirements for the level of training of applicants.

*Key words: competence, formation, quality assessment, rank correlation indicator, service reviews.*

*Repyakh N. A., Hrustova A. N. Ideas of space exploration in creativity Nikolay Alekseevich Rynin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2023. – Release 686. – P. 238–243.*

The publication presents the life milestones of the famous Russian scientist and teacher Nikolai Alekseevich Rynin, whose fate is closely connected with the history of the A.F. Mozhaisky, his views on the exploration of outer space, his contribution to the propaganda and popularization of the ideas of the founders of Russian cosmism are considered.

*Key words: space, aeronautics, fantasy, space flight projects, weightlessness, launch vehicle, energy source.*

**Абдурахимов Алексей Александрович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 758-93-63, e-mail: vka@mil.ru

**Абрамов Иван Сергеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Александров Максим Андреевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Антонов Дмитрий Александрович**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-98.

**Астапович Анатолий Владимирович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 216-13-26, e-mail: vka@mil.ru

**Атамас Алексей Сергеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (964) 290-83-23, e-mail: vka@mil.ru

**Баландин Валерий Никтополионович**, кандидат технических наук, доцент; 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

**Белянин Дмитрий Геннадьевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 752-45-25 e-mail: vka@mil.ru

**Васильев Алексей Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-24, e-mail: vka\_24kaf@mil.ru

**Васьков Сергей Владимирович**, кандидат технических наук; АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (111024, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 53).

**Власов Сергей Александрович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Воротягин Валентин Николаевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Гаврилов Анатолий Дмитриевич**, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-42.

**Гаврилов Денис Александрович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (913) 939-38-03, 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

**Головчинская Наталья Владимировна**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (925) 373-22-18, e-mail: vka@mil.ru

**Головчинский Владимир Орестович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Грибков Виталий Сергеевич**, кандидат технических наук; ЦНИИ ВКС Минобороны Российской Федерации (170026, Россия, Тверь, наб. Афанасия Никитина, 32); тел.: 8 (4822) 55-88-29, e-mail: nicpvotver@mil.ru

**Гуков Дмитрий Васильевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

**Гуляев Игорь Юрьевич**, кандидат технических наук; АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (111024, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 53).

**Гуляев Марк Дмитриевич**, ВП МО 4116 (141402, Россия, Московская область, Химки, Ленинградская ул., 24); тел.: 8 (911) 347-92-88 e-mail: gulaev@mail.ru

**Данилюк Сергей Григорьевич**, доктор технических наук, профессор; филиал Военной академии РВСН имени Петра Великого в г. Серпухов (142210, Россия, Московская обл., Серпухов, ул. Бригадная, 17); тел.: 8 (999) 976 50 17, e-mail: sgdaniluk@bk.ru

**Жаткин Александр Тимофеевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Захаров Иван Вячеславович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-24, e-mail: vka\_24kaf@mil.ru

**Зуев Андрей Сергеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (931) 373-92-23, e-mail: vka@mil.ru

**Зыкова Светлана Сергеевна**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-24, e-mail: vka\_24kaf@mil.ru

**Иваньков Сергей Михайлович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

**Ильин Антон Викторович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-44, e-mail: vka@mil.ru

**Кисленко Константин Викторович**, Филиал прецизионного навигационно-баллистического обеспечения АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (141092, Россия, Московская обл., г. Королев, ул. Пионерская, 12).

**Ковалев Сергей Владимирович**, кандидат технических наук; ЦНИИ ВКС Минобороны Российской Федерации (170026, Россия, Тверь, наб. Афанасия Никитина, 32); тел.: 8 (4822) 55-88-29, e-mail: nicpvotver@mil.ru

**Козлов Алексей Васильевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21, e-mail: vka@mil.ru

**Козлов Юрий Викторович**, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 039-30-85, e-mail: vka@mil.ru

**Крыжановский Владимир Иванович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

**Кубасов Игорь Юрьевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

**Кукушкин Михаил Александрович**, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 754-04-28, e-mail: vka@mil.ru

**Кулаков Александр Юрьевич**, кандидат технических наук; Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук (199178, Россия, Санкт-Петербург, 14 линия В.О., 39); тел.: 8 (951) 675-23-54, e-mail: russ69@bk.ru

**Куничкин Дмитрий Анатольевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 168-43-00, e-mail: vka@mil.ru

**Купцов Игорь Михайлович**, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-93-59.

**Липатников Валерий Алексеевич**, доктор технических наук, профессор; Военная академия связи имени Маршала Советского Союза С. М. Будённого (194064, Россия, Санкт-Петербург, К-64, Тихорецкий пр., 3); тел.: 8 (921) 645-11-59, e-mail: lipatnikovanl@mail.ru

**Мержвинская Людмила Васильевна**, кандидат военных наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (905) 250-13-77, e-mail: vka@mil.ru

**Минаков Евгений Петрович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Мироненков Олег Вячеславович**, кандидат химических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (961) 647-23-13, e-mail: vka@mil.ru

**Михеев Евгений Андреевич**, войсковая часть 63551 (164170, Россия, Архангельская область, Мирный), тел.: 8 (921) 787-25-33, e-mail: asuekon@mail.ru

**Мороз Анатолий Викторович**, 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

**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

**Нестеров Сергей Михайлович**, доктор технических наук, профессор; ЦНИИ ВКС Минобороны Российской Федерации (170026, Россия, Тверь, наб. Афанасия Никитина, 32); тел.: 8 (4822) 55-88-29, e-mail: nicrvotver@mil.ru

**Новиков Владимир Александрович**, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-42.

**Овчаров Владимир Александрович**, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

**Оркин Вадим Витальевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-98.

**Парфиров Виталий Александрович**, кандидат технических наук; Военная академия связи имени Маршала Советского Союза С. М. Будённого (194064, Россия, Санкт-Петербург, К-64, Тихорецкий пр., 3); тел.: 8 (952) 351-33-76; e-mail: vitaly.parfirov@yandex.ru

**Паршиков Антон Александрович**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 822-83-89, e-mail: vka@mil.ru

**Перфильев Александр Сергеевич**, 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: corpik@list.ru

**Петухов Анатолий Михайлович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-94-31, e-mail: vka@mil.ru

**Петухов Антон Иванович**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (931) 541-43-49, e-mail: obiwanmariel@mail.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

**Платонов Сергей Александрович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-92-98.

**Подшибякин Александр Сергеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

**Полуян Максим Михайлович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 186-14-90, e-mail: poluyanmm@mail.ru

**Прокофьев Александр Валерьевич**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 947-20-11, e-mail: vka@mil.ru

**Репях Николай Андреевич**, кандидат философских наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 990-02-38, 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.

**Сахно Игорь Викторович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 237-10-21, e-mail: vka@mil.ru

**Сивопляс Максим Андреевич**, филиал Военной академии РВСН имени Петра Великого в г. Серпухов (142210, Россия, Московская обл., Серпухов, ул. Бригадная, 17); тел.: 8 (999) 976 50 17, e-mail: cozaks@bk.ru

**Силантьев Сергей Борисович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

**Скородумов Иван Алексеевич**, кандидат технических наук; ЦНИИ ВКС Минобороны Российской Федерации (170026, Россия, Тверь, наб. Афанасия Никитина, 32); тел.: 8 (4822) 55-88-29, e-mail: nicpvotver@mil.ru

**Слатов Сергей Валерьевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 767-55-31.

**Слухаева Дарья Андреевна**, ЦНИИ ВКС Минобороны Российской Федерации (170026, Россия, Тверь, наб. Афанасия Никитина, 32); тел.: 8 (4822) 55-88-29, e-mail: nicpvotver@mil.ru

**Степанов Александр Сергеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел. 8 (812) 347-95-21.

**Султанов Алексей Эдыгарович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 871-67-60 e-mail: vka@mil.ru

**Трофимов Илья Анатольевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 163-12-99.

**Филатов Александр Сергеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Фоминов Иван Вячеславович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21.

**Харжевская Александра Владимировна**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

**Хисматов Игорь Фёдорович**, доктор технических наук; АО «Концерн ВКО «Алмаз-Антей» (121471, Россия, Москва, ул. Вере́йская, 41); тел.: 8 (916) 393-43-41, e-mail: abu-sergey@yandex.ru

**Холодок Александр Юрьевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-84, e-mail: vka@mil.ru

**Хрустова Алена Николаевна**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 702-58-57, e-mail: vka@mil.ru

**Чувиров Алексей Андреевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Шинкаренко Антон Фёдорович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-59.

**Яккола Анастасия Николаевна**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 221-15-34, e-mail: vka@mil.ru

**Абдурахимов Алексей Александрович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Алексеев Виктор Фёдорович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 217-03-39.

**Арсеньев Владимир Николаевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 262-02-22, e-mail: vka@mil.ru

**Балуев Сергей Юрьевич**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-25.

**Басотин Евгений Викторович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 709-63-74, e-mail: vka@mil.ru

**Басыров Александр Геннадьевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 248-57-80, e-mail: vka@mil.ru

**Гаврилов Анатолий Дмитриевич**, доктор военных наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-42.

**Грибакин Владимир Александрович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

**Калинин Владимир Николаевич**, Заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации, доктор технических наук, профессор, действительный член Российской академии космонавтики имени К. Э. Циолковского и Санкт-Петербургской инженерной академии, член-корреспондент Международной инженерной академии, Российской инженерной академии, Международной академии информатизации; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-08, e-mail: vka@mil.ru

**Каргу Дмитрий Леонидович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-22, e-mail: vka@mil.ru

**Кужекин Николай Сергеевич**, кандидат философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 794-16-72, e-mail: vka@mil.ru

**Кунтурова Надежда Борисовна**, доктор педагогических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-31, e-mail: vka@mil.ru

**Лисицкий Владимир Вадимович**, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-81, e-mail: vka@mil.ru

**Минаков Евгений Петрович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 247-98-01, e-mail: vka@mil.ru

**Мионов Андрей Николаевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-74, e-mail: vka@mil.ru

**Мысливцев Тимофей Олегович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-99-31, e-mail: vka@mil.ru

**Назаров Андрей Вячеславович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13).

**Огородников Владимир Петрович**, доктор философских наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (951) 668-24-86, e-mail: vka@mil.ru

**Павлов Александр Николаевич**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-62, e-mail: vka@mil.ru

**Паршуткин Андрей Викторович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-35.

**Пирогов Сергей Юрьевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (964) 334-01-52, e-mail: vka@mil.ru

**Платонов Андрей Анатольевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Поспишенко Василий Иванович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Фоминов Иван Вячеславович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21.

**Шмелёв Валентин Валерьевич**, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-65, e-mail: vka@mil.ru