

**Труды Военно-космической  
академии имени А. Ф. Можайского**  
Научное рецензируемое издание  
Выходит с 1942 года

**Выпуск 693**  
Проблемы создания  
и применения космических  
аппаратов и средств  
выведения в интересах  
решения задач  
Вооруженных Сил  
Российской Федерации

Издатель:

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

Редакционный совет

Председатель:

Начальник Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского  
*доктор воен. наук А. Н. Нестечук*

Члены редакционного совета:

- С. В. Буг** – *доктор пед. наук, проф.* (Михайловская военная артиллерийская академия);  
**В. П. Гаенко** – *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации*  
(12 Центральный научно-исследовательский институт Министерства обороны Российской Федерации);  
**А. М. Гончаров** – *доктор воен. наук, проф.* (Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»);  
**М. А. Еремеев** – *доктор техн. наук, проф.* (Московский технологический университет);  
**А. В. Кузичкин** – *доктор техн. наук, проф.* (Научно-исследовательский институт телевидения);  
**А. В. Сержантов** – *доктор воен. наук, проф.* (Военная академия Генерального штаба  
Вооруженных Сил Российской Федерации);  
**Б. В. Соколов** – *доктор техн. наук, проф., заслуженный деятель науки Российской Федерации*  
(Санкт-Петербургский Федеральный исследовательский центр Российской академии наук);  
**К. Г. Ставров** – *доктор техн. наук, проф.* (Государственный научно-исследовательский  
навигационно-гидрографический институт)

Главный редактор:

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

Редколлегия:

- председатель **Ю. В. Кулешов**, *доктор техн. наук, проф.*;  
зам. председателя **И. В. Сахно**, *доктор техн. наук, проф.*;  
ответственный секретарь **А. Л. Федер**, *доктор воен. наук, доц.*;  
**Н. Ф. Аверкиев**, *доктор техн. наук, проф.*; **В. Ф. Алексеев**, *доктор техн. наук, проф.*;  
**Т. В. Алексеев**, *доктор истор. наук, доц.*; **А. П. Алёшкин**, *доктор техн. наук, проф.*;  
**В. Н. Арсеньев**, *доктор техн. наук, проф.*; **Д. Н. Бирюков**, *доктор техн. наук, проф.*;  
**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, проф.*; **Е. А. Новиков**, *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, проф.*;  
**И. В. Фоминов**, *доктор техн. наук, проф.*; **А. В. Чарушников**, *доктор воен. наук, проф.*

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

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

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

Подписано к печ. 15.11.2024.  
Формат печатного листа 320×450/2.  
Уч.-печ. л. 60,00. Уч.-изд. л. 29,50  
Тираж 35 экз. Заказ 4188/111/20.  
Отпечатано в типографии  
Военно-космической академии  
имени А. Ф. Можайского

## СОДЕРЖАНИЕ

### СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ И МОДЕЛИРОВАНИЕ

- Привалов А. Е.* Многоагентная модель управляющего цифрового двойника многоспутниковой орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли ..... 5

### СВЯЗЬ, УПРАВЛЕНИЕ, НАВИГАЦИЯ И ВОЕННАЯ РАДИОЭЛЕКТРОНИКА

- Бетанов В. В., Федотов С. А., Вовасов В. Е.* Метод раскрытия фазовых неоднозначностей с заданной доверительной вероятностью ..... 14
- Виноградов Д. Ю., Суевалов В. В.* Аналитическая модель программного движения орбитальной структуры многоспутниковой космической системы на низких околокруговых орбитах ..... 22
- Жуков А. Н., Тарасова Е. А., Васьков С. В.* Актуальные вопросы настройки параметров математических моделей движения космических средств ..... 32
- Пасынков В. В., Жуков А. Н., Васьков С. В.* Технологические аспекты применения высокоточных данных объектов функциональных дополнений системы ГЛОНАСС в контурах управления и навигационно-баллистического обеспечения космических систем ..... 47
- Рудых В. П., Гончар А. В., Эфендиева Д. Р.* Подход к синтезу орбитального построения многоспутниковой группировки дистанционного зондирования Земли с высокой периодичностью обзора ..... 55

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

- Абдурахимов А. А., Нечаев И. Ю.* Модель функционирования малого космического аппарата в составе многоспутниковой низкоорбитальной космической системы связи ..... 69
- Аристархов Д. А., Кондаков Е. Е., Онуфриев В. В., Ивашкин А. Б.* Параметры водородной плазмы в электродуговом канале ..... 80
- Баранов Д. А., Субботин Д. Е., Михайленко Л. В., Авдонина Ю. В.* Актуальные вопросы совершенствования процессов создания и модернизации орбитальных группировок дистанционного зондирования Земли в интересах решения задач потребителей ..... 94
- Белянин Д. Г., Пирогов С. Ю., Султанов А. Э., Семенов Е. Н.* Оценка значений перегрузки на этапе возвращения капсулы с маршевым жидкостным ракетным двигателем второй ступени многоразовой ракеты космического назначения ..... 106
- Блинов В. Н., Косицын В. В., Рубан В. И., Лукьянчик А. И.* Проект по созданию низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли ..... 113
- Егоров А. Е., Салов В. В., Проценко П. А., Кубасов И. Ю.* Методика расчета оперативности обслуживания космических объектов с целью диагностики неисправностей ..... 125

<i>Завражин В. А., Филатов С. И., Онуфриев В. В.</i> Расчет амбиполярного потенциала у стенки сопла твердотопливного ракетного двигателя .....	136
<i>Каменев А. А., Миллер А. И., Полуян М. М., Рубцов Н. С., Солянов А. А.</i> Модель и программный комплекс расчета трехмерных индикатрис силы излучения космических объектов сложной формы в оптическом диапазоне .....	141
<i>Козлов В. В., Лагун А. В., Харченко В. А., Смичук Д. Р.</i> Методика синтеза структуры технологического оборудования космического ракетного комплекса .....	152
<i>Кузнецов С. В., Владимиров А. В., Белкин А. А., Завора Ю. И.</i> Научно-технические проблемы создания средств выведения сверхлегкого класса .....	162
<i>Полуян М. М., Белянкин А. В., Тихомиров К. О.</i> Методика расчета температуры внешних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции с учетом теплового излучения Земли .....	171
<i>Соболев И. А.</i> Сверхнизкоорбитальный космический аппарат дистанционного зондирования Земли .....	184
<i>Хасанов А. Ю., Кочиев С. Г.</i> Обоснование требований к величине тяги управляющей двигательной установки космического аппарата на сверхнизкой орбите .....	193
<i>Хисматов И. Ф., Бухалёв В. А., Болдинов В. А., Скрынников А. А.</i> Алгоритм распознавания и фильтрации в системе с аддитивно-мультипликативными помехами и случайными вероятностями переходов марковских перерывов информации, основанный на аппроксимации бета-распределением .....	200
<i>Щербина И. С., Вивчарь Р. М., Локтионов В. М.</i> Концепция ситуационного риск-ориентированного управления процессами подготовки и пуска ракеты-носителя .....	213
Рефераты статей .....	225
Сведения об авторах .....	232
Сведения о рецензентах .....	237

А. Е. Привалов,  
кандидат технических наук

## МНОГОАГЕНТНАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЯЮЩЕГО ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В статье осуществляется применение предлагаемой ранее концепции управляющего цифрового двойника для управления многоспутниковыми орбитальными группировками (МОГ) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Разработана новая модель процесса функционирования МОГ ДЗЗ, представляющая собой совокупность сетевых графиков, которые объединены множеством перекрестных связей между ними, обусловленных ограничениями использования ресурсов КА. На основе данной модели многоагентная модель управляющего цифрового двойника МОГ ДЗЗ, отличающаяся наличием агентов двух новых антагонистических типов – агентов управления КА и агентов управления заявками, взаимодействие между которыми обеспечивает поддержание динамического равновесия (гомеостаза) МОГ ДЗЗ.

Ключевые слова: многоспутниковая орбитальная группировка, многоагентная модель, сетевой график, дистанционное зондирование Земли, децентрализованное управление.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) из космоса занимает особое место в жизни современного общества. Современные задачи, стоящие перед космическими системами ДЗЗ, включают в себя, помимо мониторинга планомерных изменений в сельском хозяйстве, геологических и гидрологических исследованиях, лесоводстве и т. п., освещение обстановки в зонах возникновения чрезвычайных ситуаций и боевых действий. Большое количество объектов ДЗЗ, их территориальное расположение и высокие требования к оперативности получения информации делают актуальным создание многоспутниковых орбитальных группировок (МОГ) ДЗЗ. К одной из наиболее сложных задач, стоящих на этом пути, относится управление МОГ ДЗЗ.

Анализ подходов к управлению, проведенный в работах [1–3], позволяет сделать вывод о целесообразности реализации управления на базе управляющего цифрового двойника (УЦД) МОГ ДЗЗ. В статье предлагается реализация данной концепции, в рамках которой разработаны новая модель процесса функционирования МОГ ДЗЗ и многоагентная модель УЦД МОГ ДЗЗ.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Дано:

1. Совокупность базисных множеств:

$$\{T, P, K, \Theta, \Gamma, \Xi, \Sigma\},$$

где  $T$  – непрерывное множество моментов времени;  
 $P$  – непрерывное множество вероятностей;  
 $K$  – множество кеплеровских элементов орбиты,

$$K = \left\{ k \mid k = \left( k^{\Omega}, k^i, k^{\omega}, k^a, k^e, k^t \right) \right\};$$

$\Theta$  – множество координат в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат (АГЭСК),

$$\Theta = \left\{ \theta \mid \theta = \left( \theta^x, \theta^y, \theta^z \right) \right\};$$

$\Gamma$  – множество координат географической системе координат (ГСК),

$$\Gamma = \left\{ \gamma \mid \gamma = (\gamma^{\text{III}}, \gamma^{\text{II}}) \right\};$$

$\Xi$  – множество углов поворота осей связанной системы координат относительно АГЭСК,

$$\xi = \left\{ \xi \mid \xi = (\xi^{\Phi}, \xi^{\Theta}, \xi^{\Psi}) \right\};$$

$\Sigma$  –  $\sigma$ -алгебры соответствующих множеств,

$$\Sigma = \{T, \Sigma^{\Theta}, \Sigma^{\Gamma}, \Sigma^{\varrho}\},$$

где  $\varrho$  – множество значений показателя качества данных ДЗЗ.

## 2. Целевое предназначение РМК

$$R^{\text{Ц}} = \{X, G, \lambda^X, f^X\},$$

где  $X$  – множество объектов зондирования;

$G$  – множество задач ДЗЗ,

$$G = \left\{ g \mid g = (x, \tau, \sigma^{\varrho}) \in X \times T \times \Sigma^{\varrho} \right\},$$

где  $g$  – задача наблюдения, включающая в себя объект наблюдения  $x \in X$ , требуемый интервал наблюдения  $\tau \in T$  и требования по качеству данных ДЗЗ  $\sigma^{\varrho} \in \Sigma^{\varrho}$ ;

$\lambda^X$  – интенсивность поступления задач мониторинга;

$f^X$  – модель объектов мониторинга

$$f^X : X \times T \rightarrow \Gamma.$$

## 3. Характеристики МОГ ДЗЗ:

$$R^{\text{МОГ}} = \{C, Z, Y, U, V, f^Z, f^Y, f^K\},$$

где  $C$  – множество КА;

$Z$  – множество состояний КА;

$Y$  – множество выходных воздействий ( $Y \subset \Sigma^{\Gamma}$ );

$U$  – множество управляющих воздействий;

$V$  – множество параметров бортовой аппаратуры (БА);

$f^K$  – отношение, определяющее баллистическую структуру МОГ,

$$f^K : C \rightarrow K;$$

$f^Z$  – отображение перехода, ставящее в соответствие состоянию  $z \in Z$  в каждый момент времени  $t \in T$  при входном воздействии  $x \in X$ , управляющем воздействии  $u \in U$  и параметрах БА  $v \in V$  вероятностную меру, заданную на множестве состояний  $Z$ ,

$$f^Z : C \times X \times Z \times U \times T \times V \times Z \rightarrow P \left( \begin{array}{l} (\forall c \in C, z \in Z, t \in T, u \in U, x \in X, v \in V) \\ \Rightarrow \int_Z f^Z(x, z, u, t, \tilde{z}) d\tilde{z} = 1 \end{array} \right);$$

$f^Y$  – отображение выхода, ставящее в соответствие состоянию  $z \in Z$  в каждый момент времени  $t \in T$  при входном воздействии  $x \in X$ , управляющем воздействии  $u \in U$  и параметрах БА  $v \in V$  выходное воздействие,

$$f^Y : C \times X \times Z \times U \times T \times V \rightarrow Y.$$

4. Функция оценивания качества данных ДЗЗ, ставящая в соответствие объекту наблюдения  $x \in X$  и выходному значению  $y \in Y$  вероятностную меру, заданную на множестве значений показателя качества  $Q$ :

$$f^o : X \times Y \times Q \rightarrow P.$$

*Разработать* модель УЦД МОГ ДЗЗ:

$$\mu^y : R^{\mathbb{C}} \times R^{\text{PMГ}} \rightarrow U.$$

## МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Процесс функционирования МОГ ДЗЗ будем рассматривать как совокупность операций, выполняемых множеством КА  $C$  в процессе их функционирования. Все операции можно разделить на два класса – операции, выполняемые с целью сохранения ресурсов, и операции, выполняемые в интересах отработки заявок на выполнение целевых задач. К первому классу относятся операции зарядки аккумуляторных батарей, ориентации солнечных батарей, разгрузки кинетического момента двигателей-маховиков и т. п. Ко второму – операции ориентации на объект наблюдения, работы целевой аппаратуры, передачи данных ДЗЗ на наземный специальный комплекс.

Совокупность операций сохранения ресурсов отдельного КА составляет *программу управления состоянием КА*. Совокупность операций, необходимых для выполнения заявки, составляет *программу выполнения заявки*. На множестве операций каждой программы определена их логическая последовательность, значит, программу можно представить в форме сетевого графика.

Ввиду того, что в программу выполнения заявки могут быть включены операции, выполняемые различными КА, в данной программе требуется определение отношения, ставящее в соответствие каждой операции космический аппарат, на котором она выполняется. Кроме того, операции различных программ могут быть связаны между собой, следовательно, все программы связаны между собой перекрестными связями.

Математическая модель программы функционирования ЦРМК может быть представлена в форме множества связанных между собой ориентированных графов [4]:

$$\Pi = \langle C, \Pi^G, \Pi^C, f^o \rangle.$$

Здесь  $f^o$  – функция, определяющая цель операции, т. е. ставящая в соответствие каждой операции траекторию изменения состояния соответствующего КА,

$$f^o : O \rightarrow Z \times T \mid O = \left( \bigcup_{j=1}^J O_j^G \right) \cup \left( \bigcup_{i=1}^I O_i^C \right).$$

В модель включены две программы:

$$\Pi^G = \left\{ \Pi_j^G \mid \Pi_j^G = \langle O_j^G, \chi_j^G, \chi_j^{OC} \rangle, j = \overline{1, J} \right\}.$$

- где  $\Pi_j^G$  – программа выполнения  $j$ -й заявки;  
 $O_j^G$  – множество операций выполнения  $j$ -й заявки;  
 $\chi_j^G$  – бинарное отношение, определяющее топологию программы, в котором  $\langle o_{n_1}, o_{n_2} \rangle_j \in \chi_j^G$ , если операция с номером  $n_2$  предшествует операции с номером  $n_1$ ;

$$\chi_j^G = \left\{ \langle o_{n_1}, o_{n_2} \rangle \mid n_1, n_2 \in \overline{1, N} \right\}_j \subset O_j^G \times O_j^G;$$

$\chi_j^{OC}$  – отношение, определяющее назначение КА на операцию, в котором  $\langle o_n, c_i \rangle_j \in \chi_j^{OC}$ , если операцию с номером  $n$  выполняет КА с номером  $i$ ,

$$\chi_j^{OC} = \left\{ \langle o_n, c_i \rangle \mid n \in \overline{1, N}, i \in \overline{1, I} \right\}_j \subset O_j^G \times C;$$

$$\Pi^C = \left\{ \Pi_i^C \mid \Pi_i^C = \langle O_i^C, \chi_i^C, \chi_i^{CG} \rangle \mid i \in \overline{1, I} \right\},$$

где  $\Pi_i^C$  – программа управления состоянием  $i$ -го КА;

$O_i^C$  – множество операций, выполняемых  $i$ -м КА;

$\chi_i^C$  – отношение, определяющее топологию программы управления состоянием  $i$ -го КА, в котором  $\langle o_{n_1}, o_{n_2} \rangle_j \in \chi_j^C$ , если операции с номером  $n_2$  предшествует операция с номером  $n_1$ ,

$$\chi_i^C = \left\{ \langle o_{n_1}, o_{n_2} \rangle \mid n_1, n_2 \in \overline{1, N} \right\}_i \subset O_i^C \times O_i^C;$$

$\chi_i^{CG}$  – отношение, определяющее взаимосвязь между программами управления состоянием и выполнения заявок для  $i$ -го КА,

$$\chi_i^{CG} = \left\{ \langle o_{n_1}, o_{n_2} \rangle \mid n_1, n_2 \in \overline{1, N} \right\}_i \subset O_i^{CG} \times O_i^{CG}$$

Отношение  $\chi_i^{CG}$  строится исходя из следующих условий.

1. Оно не дублирует связи между операциями внутри программ, т. е. в него включены связи, которые не входят в отношения  $\chi_i^C$  и  $\chi_j^G$ :

$$\forall i, j \Rightarrow \chi_i^{CG} \cap \chi_j^G = \chi_i^{CG} \cap \chi_i^C = \emptyset.$$

2. Связи между программами определяются для одного КА. Взаимосвязь между операциями, выполняемыми различными КА, существует только при совместной отработке заявки (например, при проведении стереоскопической съемки объекта). Программы сохранения ресурсов полагаются независимыми для разных КА. Иными словами, каждый КА самостоятельно «заботится» о сохранении ресурсов. Математически данное ограничение формулируется следующим образом:

$$O_i^{CG} = O_i^C \cup \left( \bigcup_{j=1}^J cut^{\Pi} (c_i, \chi_j^{OC}) \right).$$

**Пример модели процесса функционирования многоспутниковой орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли.** Для обеспечения наглядности в качестве примера вместо МОГ рассмотрим кластер КА ДЗЗ [5], состоящий из трех КА. Как и МОГ, кластер позволяет совместно решать задачи ДЗЗ. Системный эффект применения кластера по ограниченной области земной поверхности на ограниченном интервале времени такой же, как и у МОГ, следовательно, его можно использовать в качестве примера.

Пусть в кластере реализован идеальный вариант системы управления, при котором заявки поступают непосредственно на кластер, планирование ее функционирования осуществляется децентрализованными методами на вычислительных средствах бортовой вычислительной системы. Кроме того, первичная обработка данных ДЗЗ также осуществляется на борту космического аппарата.

*Режимы работы КА:*

1. Режим программного поворота.
2. Режим стабилизации с разрешением разгрузки и поворота солнечных батарей (СБ).
3. Режим стабилизации с запретом разгрузки и поворота СБ.
4. Режим разгрузки двигателей-маховиков.

Пусть перед кластером стоит три задачи, реализующие системный эффект его применения.

**Задача 1.** Стереоскопическая съемка объекта с двух КА. Алгоритм выполнения задачи включает в себя следующие операции:

1. Получение заявки. В данной операции задействован один КА (первый, вошедший в зону радиовидимости пункта управления).
2. Распределение задач. Так как операция выполняется децентрализованным методом, то в ней участвуют все КА орбитальной группировки.
3. Принятие решения о распределении задач (по сути – «утверждение» плана по результатам выполнения операции 2).
4. Программный разворот КА на требуемые углы ориентации. Операция выполняется для каждого КА, который назначен на выполнение задачи. Для выполнения операции требуется включение режима программного поворота соответствующего КА.
5. Перемещение в точку применения бортового оптико-электронного комплекса (БОЭК). Данная операция по своей сути является операцией ожидания, т. е. она осуществляется с затратами времени и без затрат ресурсов.
6. Работа БОЭК, которая представляет собой включение оптико-электронной аппаратуры для съемки заданной области земной поверхности. Операция выполняется для каждого КА и требует включения режима стабилизации с запретом разгрузки и поворота СБ.
7. Передача данных ДЗЗ. Она осуществляется на один из двух КА для предварительной обработки и оценивания ее качества.
8. Предварительная обработка и контроль качества данных ДЗЗ. Они выполняются на одном КА.

**Задача 2.** Непрерывное наблюдение объекта в течение всего диапазона видимости. Алгоритм выполнения задачи включает в себя следующие операции:

- 1–5. Выполнение операций 1–5 алгоритма решения задачи 1.
6. Для первого аппарата осуществляется работа БОЭК. При этом активируется режим программного поворота таким образом, чтобы объект наблюдения находился в зоне видимости (режим сопровождения цели).
7. «Передача» объекта следующему по очереди КА. При этом по одной цели синхронно работают два КА.
8. Предварительная обработка и контроль данных ДЗЗ (осуществляются на каждом КА после завершения работы БОЭК).

**Задача 3.** Наблюдение площадного объекта путем последовательной съемки отдельных его участков с различных КА. Алгоритм выполнения задачи включает в себя следующие операции:

- 1–5. Выполнение операций 1–5 алгоритма решения задачи 1.
6. Съемка каждым КА назначенного ему участка.
7. Передача полученных данных ДЗЗ на один КА.
8. Предварительная обработка и контроль качества данных ДЗЗ.

Вариант программы функционирования кластера представлен на рис. 1 в форме диаграммы Ганта. На ней показаны программы отработки трех заявок, программы функционирования КА, а также часть (для обеспечения наглядности) взаимосвязей между операциями, обусловленных технологическими ограничениями.

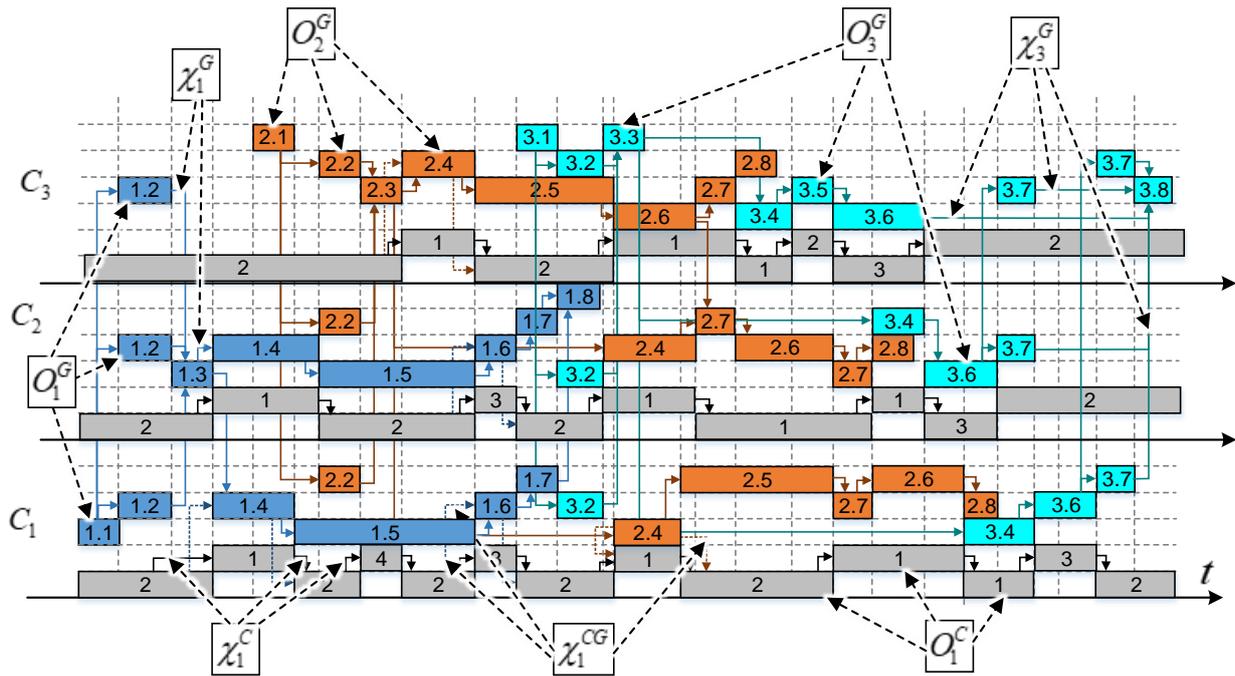


Рис. 1. Пример программы функционирования кластера КА ДЗЗ

## МНОГОАГЕНТНАЯ МОДЕЛЬ УПРАВЛЯЮЩЕГО ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В рамках предлагаемой концепции МОГ рассматривается как дистанционно управляемая многоагентная распределенная в пространстве киферфизическая система, агентами в которой являются КА, обладающие собственной системой управления (рис. 2).

Управляющий ЦД МОГ ДЗЗ определяется кортежем

$$\langle C^M, G^M, A^C, A^G \rangle.$$

Множество  $C^M = \{c_i^M | i = \overline{1, I}\}$  является множеством агентов-моделей КА, синхронизированных с ними через систему передачи данных

$$c_i^M = \left\langle \begin{array}{l} X^M \subset X, Y^M \subset Y, Z^M \subset Z, T^M \subset T, \\ \varphi^M : X^M \times Y^M \times Z^M \times U \times T^M \times Z^M \rightarrow P, \\ \psi^M : X^M \times Y^M \times Z^M \times U \times T^M \rightarrow Y^M \end{array} \right\rangle_i.$$

Здесь верхний индекс М означает модель соответствующего элемента. Следует отметить, что без верхнего индекса управляющее воздействие  $U$ , так как в соответствии с предложенной в работе [3] концепцией управляющее воздействие подается одновременно на ОГ и ее цифровую модель. В рамках постановки задачи ЦМ КА представляет собой совокупность следующих моделей:

1. Модель невозмущенного движения центра масс в поле тяготения Земли. Описывается кеплеровской теорией [6].

2. Модель возмущенного движения центра масс. Данная модель уточняет движение КА по орбите в условиях возмущений, действующих на КА, а также используется в случае необходимости моделирования операций, связанных с орбитальным маневрированием КА, с учетом возмущений и т. д. [6].

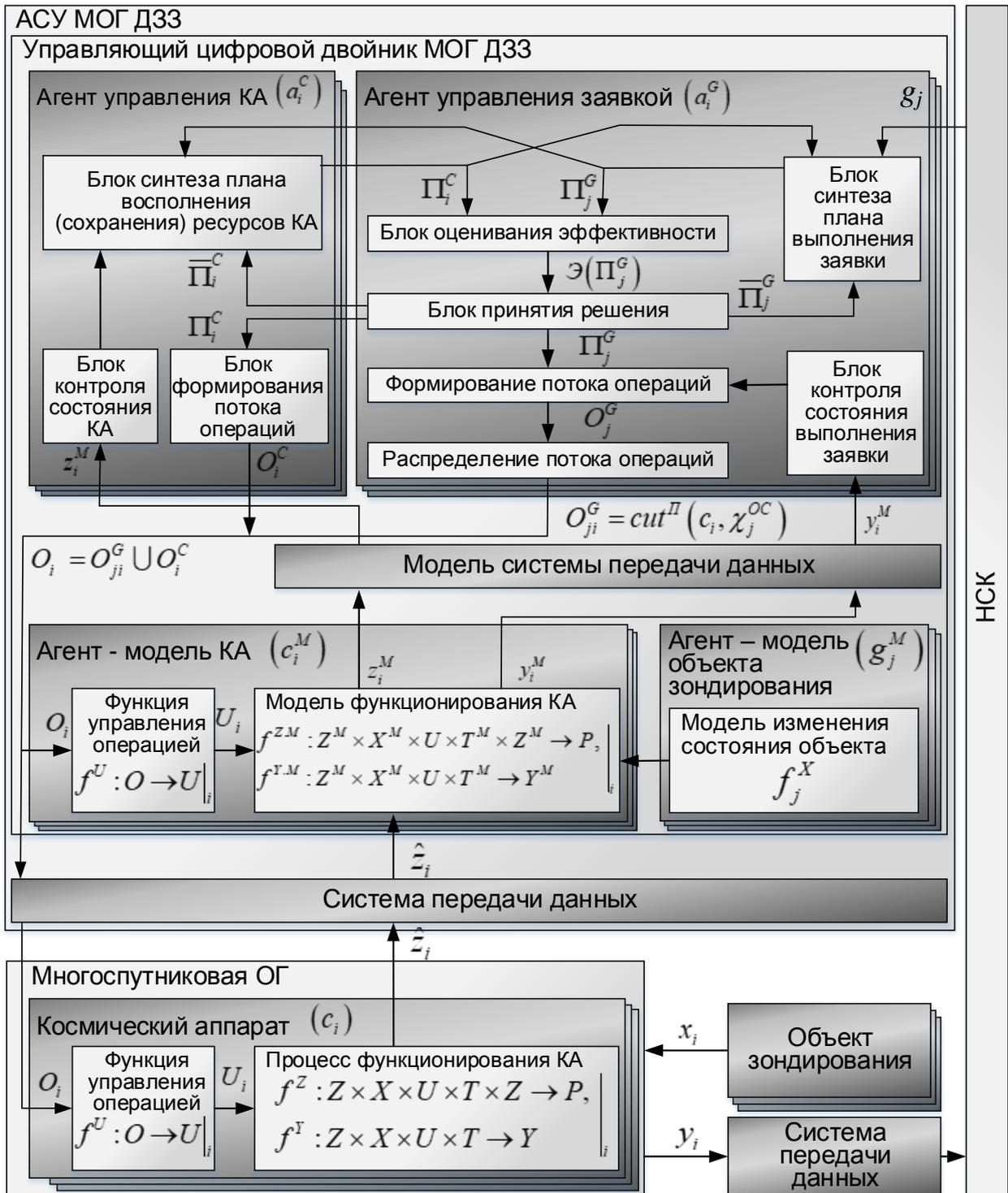


Рис. 2. Структурная схема многоагентной модели УЦД МОГ ДЗЗ

3. Модель угловой стабилизации КА. Она представляет собой модель системы управления угловым движением в режиме стабилизации и предназначена для определения ориентации и погрешностей ориентации КА в любой момент времени [7].

4. Модель программного разворота. Она представляет собой модель системы управления угловым движением в режиме программного разворота. Для построения модели могут быть использованы различные алгоритмы реализации программных разворотов [8]

5. Модель получения данных ДЗЗ. Она включает в себя модель БОЭК и модель оценивания качества данных ДЗЗ  $f^e$ .

В рамках развития многоагентной модели необходимо дополнение модели КА следующими моделями: модель энергопотребления, модель заряда аккумуляторов, модель управления солнечными батареями, модели вычислительного процесса, модели информационного обмена между КА, модель поддержания температурного режима и др.

Каждый агент-модель КА представляет собой гомоморфный образ соответствующего ему КА. Следовательно, на множестве  $S$  определена стохастическая вектор-функция, ставящая в соответствие каждому КА его модель:

$$\mu = \{ \mu_i : c_i \times c_i^M \rightarrow P | i = \overline{1, I} \}.$$

Синхронизация модели КА с объектом достигается за счет передачи массивов телеметрической информации и информации о текущих навигационных параметрах, в совокупности позволяющих получить оценку состояния КА  $\hat{z}_i$ .

Множество  $G^M = \{ g_j^M | j = \overline{1, J} \}$  является множеством агентов-моделей объектов зондирования. Модели не синхронизированы с объектами зондирования, поскольку в системе управления нет информации о реальном состоянии объекта (кроме априорной информации  $p_j$ , содержащейся в заявке). Таким образом, функцией данного вида агентов является реализация моделей изменения состояния объектов зондирования  $p_j$ . Это могут быть географические координаты объектов наблюдения или прогноз их движения по ранее собранным данным.

Множество  $A^C = \{ a_i^C | i = \overline{1, I} \}$  является множеством агентов управления КА, цель которых состоит в сохранении и умножении возобновляемых и невозобновляемых ресурсов КА. С этой целью агент на основании анализа состояния систем КА формирует программу управления состоянием КА  $\Pi_i^C$ , представляющую собой комплекс операций, направленных на восполнение ресурсов КА. Данная программа после согласования в множестве агентов управления заявками поступает синхронно на КА и его цифровую модель.

Множество  $A^G = \{ a_j^G | j = \overline{1, J} \}$  представляет собой множество агентов управления заявками, целью которых является использование ресурсов КА для выполнения заявок. С этой целью каждый агент осуществляет синтез программы выполнения заявки  $\Pi_j^G$ , который совместно с программами управления состоянием КА, привлекаемых для выполнения заявок, поступает на блок оценивания качества выполнения заявки. Оценка эффективности выполнения заявки  $\Xi(\Pi_j^G)$ , в свою очередь, поступает на блок принятия решения. Если выполняется выбранный критерий принятия решения, то программа выполнения заявки поступает на блок формирования потока операций.

Блоки формирования потока операций агентов управления формируют поток операций  $O_i = O_{ji}^G \cup O_i^C$ , который может быть преобразован в массив КПИ и передан на борт КА с использованием через средства наземного комплекса управления и КА-ретрансляторы, а также может быть синхронно передан на модель КА. Кроме того, агенты этого типа осуществляют контроль состояния хода выполнения заявки по модели изменения состояния объекта зондирования с целью выдачи корректирующих управляющих воздействий.

Агенты управления КА и агенты управления заявкой осуществляют планирование с различными целями: первые – с целью восполнения или сохранения ресурсов, вторые – с целью использования ресурсов для выполнения целевых задач. Взаимодействие агентов этих двух типов, являющихся антагонистами, обеспечивает состояние динамического равновесия (гомеостаза) системы управления.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в статье предложена разработка новой модели процесса функционирования МОГ ДЗЗ, представляющей собой совокупность сетевых графиков, объединенных множеством перекрестных связей между ними, которые обусловлены ограничениями использования ресурсов КА. На основе созданной модели реализована предложенная ранее концепция управляющего цифрового двойника и разработана многоагентная модель УЦД МОГ ДЗЗ, отличающаяся от ранее предложенных моделей наличием агентов двух новых антагонистических типов – агентов управления КА и агентов управления заявками, взаимодействие между которыми обеспечивает поддержание динамического равновесия (гомеостаза) МОГ ДЗЗ.

Построение системы управления МОГ в виде УЦД позволит синтезировать и верифицировать управляющие воздействия в виртуальном пространстве УЦД, расположенного на наземном комплексе управления. Применение такого подхода позволит, с одной стороны, сохранить все достоинства децентрализованных методов управления, а с другой – существенно снизить требования как к вычислительным средствам КА, так и к функциональным возможностям его программного обеспечения. За счет этого существенно снижается стоимость КА и его массогабаритные характеристики, а также повышается надежность КА.

### Список используемых источников

1. Жодзишский А. И., Жидкова С. К., Нагорных Д. Н. Построение единого наземного комплекса управления многоспутниковой группировки КА ДЗЗ // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2020. – Т. 7, вып. 4. – С. 14–21.
2. Фролов О. П., Колтин М. А., Проценко П. А. Метод планирования операций управления космическими аппаратами многоспутниковой орбитальной группировки // Известия РАН. – 2023. – Вып. 114. – С. 69–75.
3. Минаков Е. П., Александров М. А., Привалов А. Е. Модель системы управления гетерогенным робототехническим комплексом с применением управляющего цифрового двойника // Вопросы оборонной техники. Сер. 16 : Технические средства противодействия терроризму. – 2024. – № 1-2 (187-188). – С. 73–77.
4. Привалов А. Е., Хлебников С. Г. Многоагентная имитационная модель функционирования космодрома на уровне APS-системы // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2019. – Вып. 668. – С. 37–44.
5. Мальцев Г. Н., Кунгурцев В. В., Козин И. А. Дистанционное зондирование Земли на основе кластера малых космических аппаратов многоспектрального наблюдения // Известия вузов. Приборостроение. – 2009. – Т. 52, № 4. – С. 16–23.
6. Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н. Теория полета космических аппаратов : учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.
7. Системы управления космических аппаратов : курс лекций / В. В. Бурмистров [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2014. – 190 с.
8. Калабин П. В., Степанов А. С., Фоминов И. В. Методика синтеза квазиоптимального по быстродействию экстенсивного управления ориентацией динамически несимметричного космического аппарата с использованием двигателей-маховиков // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 57–66.

В. В. Бетанов<sup>1</sup>,  
доктор технических наук, профессор;  
С. А. Федотов<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук;  
В. Е. Вовасов<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук, доцент

<sup>1</sup>АО «Российские космические системы», г. Москва.

## МЕТОД РАСКРЫТИЯ ФАЗОВЫХ НЕОДНОЗНАЧНОСТЕЙ С ЗАДАННОЙ ДОВЕРИТЕЛЬНОЙ ВЕРОЯТНОСТЬЮ

Представлены аналитические зависимости минимально возможного гарантированного времени инициализации для раскрытия фазовых неоднозначностей от параметров пользовательского навигационного приемника. Проверку и исследование представленного метода раскрытия фазовых неоднозначностей предпочтительнее проводить на относительных способах позиционирования. Для относительного способа приводятся аналитические выражения, указывающие на возможность раскрытия фазовых неоднозначностей с вероятностью 0,997 при усреднении за три отчета для сигналов высокой точности. Для подтверждения оценки раскрытия фазовых неоднозначностей с использованием метода обработки измерений фазы сигналов глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) представлена обработка «сырых» измерений двух навигационных приемников по сигналам GPS высокой точности.

Ключевые слова: ГНСС, GPS, ГЛОНАСС, доверительная вероятность, гарантированное время инициализации.

### ВВЕДЕНИЕ

Анализ мировых тенденций развития космической отрасли показывает, что выявляется закономерность возрастания роли космических систем и комплексов в решении как экономических, таких и военных задач, которое невозможно без совершенствования навигационного обеспечения [1]. Особое место занимает глобальное навигационное обеспечение динамичных объектов гражданского и специального назначения в реальном времени. В частности, высокие точности как позиционирования, так и ориентации требуются для управления роем БПЛА. Причем необходимы высокоточное позиционирование со среднеквадратической ошибкой (СКО) ~1–3 см и ориентация с СКО углов Эйлера, которая составит несколько угловых минут. Они нужны для управления и мониторинга почтовыми БПЛА, при перевозке опасных грузов, при распознавании образов с помощью интерференционной картины местности, получаемой с помощью двух спутников, и т. д. Во всех случаях очень важным является определение *минимального интервала времени*, от момента начала измерений до момента получения высокоточных оценок навигационных параметров этого объекта, для принятия решения о начале процесса управления.

Все высокоточные алгоритмы используют фазовые измерения сигналов ГНСС. Этим измерениям присущи фазовые неоднозначности в виде целого числа длин волн несущих колебаний. Высокоточные алгоритмы, использующие эту целочисленность, позволяют достичь высоких точностей оцениваемых параметров за гораздо меньшее время. Традиционно такие алгоритмы используют метод максимального правдоподобия, а LAMBDA-метод (*Least-squares Ambiguity Decorrelation Adjustment*) применяется для разрешения фазовых неоднозначностей [2, 3]. В данном случае для качественной работы алгоритмов требуется интервал усреднения некоторых параметров для увеличения их достоверности. Такой интервал обычно называют *временем инициализации*.

Для систем высокоточного позиционирования и ориентации объектов, работающих в реальном времени, очень важным является определение времени инициализации с заданной доверительной *вероятностью*. При использовании целочисленности значений фазовых

неоднозначностей время инициализации соответствует времени раскрытия этих неоднозначностей с высокой вероятностью. Существующие на данный момент методы раскрытия фазовых неоднозначностей не оперируют строгим понятием доверительной вероятности, а лишь некоторой статистической оценкой такой вероятности в подобных экспериментах, или как в LAMBDA-методе степень надежности максимально правдоподобной оценки требуемых параметров определяется по величине контрастного отношения. Такое отношение эвристически должно быть больше двух [2].

Таким образом, получение аналитической зависимости минимально возможного гарантированного времени инициализации для раскрытия фазовых неоднозначностей от параметров пользовательского навигационного приемника и НАП станций сбора информации является актуальной задачей.

Проверку и исследование представленного метода раскрытия фазовых неоднозначностей предпочтительнее проводить на относительных способах позиционирования, так как они не требуют наличия прецизионных моделей обработки и поправок часов КА, а это означает, что эти способы гарантируют от ошибок, связанных с некомпенсированием смещений оцениваемых параметров [4].

Для получения аналитических выражений времени инициализации необходимо использовать математические модели параметров, измеряемых навигационным приемником.

## МОДИФИКАЦИЯ ИЗВЕСТНЫХ МОДЕЛЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ ПСЕВДОДАЛЬНОСТЕЙ

Модификация известных моделей измерений псевдодальностей осуществлялась в направлении создания единой формы представления для сигналов ГЛОНАСС и GPS, а также с целью минимальных различий представления измерений псевдодальностей по коду и фазе несущей [5, 6]. С учетом систематических смещений измерений псевдофаз и псевдодальностей в приемнике навигационного сигнала, частоты L1 и L2  $j$ -го спутника можно записать в виде:

$$D_j^{L1}(t_M) = \Delta R_{ORBIT}^j + R^j(t_M) + c \cdot \Delta T_{REC} + A_j^{L1} - c \cdot (\Delta T_{SAT}^j) + c \cdot \Delta \tau_{TROP}^j + c \cdot (\Delta \tau_{IONO, L1}^j) - \xi_{L1}^j, \quad j = \overline{1, J} \quad (1)$$

$$D_j^{L2}(t_M) = \Delta R_{ORBIT}^j + R^j(t_M) + c \cdot \Delta T_{REC} + A_j^{L1} - c \cdot (\Delta T_{SAT}^j) + c \cdot \Delta \tau_{TROP}^j + c \cdot \gamma \cdot (\Delta \tau_{IONO, L1}^j) + B_j^{L1,2} - \xi_{L2}^j, \quad j = \overline{1, J} \quad (2)$$

В выражениях (1) и (2) приняты следующие обозначения:

$J$  – количество видимых приемником ГНСС КА;

$c$  – скорость света (м/с);

$f^j$  – частота несущего колебания сигнала  $j$ -го КА (Гц);

$\lambda^j$  – длина волны сигнала  $j$ -го КА (м),  $\lambda^j = \frac{c}{f^j}$ ;

$R^j$  – дальность, вычисляемая в приемнике  $j$ -го КА (м);

$\Delta R_{ORBIT}^j$  – систематическое смещение в измерениях псевдофаз и псевдодальностей;

$\Delta T_{SAT}^j$  – смещение показаний часов  $j$ -го КА относительно показаний часов системы (с);

$\Delta \tau_{TROP}^j$  – наклонная тропосферная задержка сигнала  $j$ -го КА (с),  $\Delta \tau_{TROP}^j = \frac{D_w}{\sin \alpha_j}$ ;

$\alpha_j$  – угол места  $j$ -го КА (град.);

$D_w$  – зенитная составляющая тропосферной задержки (с);

$\Delta\tau_{IONO}^j$  – наклонная ионосферная задержка сигнала  $j$ -го КА (с);

$\Delta T_{REC}$  – смещение показаний часов приемника навигационного сигнала относительно показаний часов системы (с);

$\xi_{L1}^j, \xi_{L2}^j$  – шумовые составляющие измерений псевдодалности по коду приемником навигационного сигнала стандартной точности в диапазоне  $L1$  и  $L2$   $j$ -го КА (м).

Для приемников GPS величина  $\gamma = \frac{5929}{3600}$  [1],  $B_j^{L1,2} = A_j^{L2} - A_j^{L1}$ . В таком случае для сигналов GPS стандартной точности (СТ)

$$A_j^{L1} = c \cdot (\tau_{j,L1C/A}^{HF} + \tau_{j,L1C/A}^{AN}) + c \cdot (T_{GD}^j - ISC_{L1C/A}^j),$$

$$A_j^{L2} = c \cdot (\tau_{j,L2C}^{HF} + \tau_{j,L2C}^{AN}) + c \cdot (T_{GD}^j - ISC_{L2C}^j).$$

Для сигналов GPS высокой точности (ВТ)

$$A_j^{L1} = c \cdot (\tau_{j,L1P}^{HF} + \tau_{j,L1P}^{AN}) + c \cdot (T_{GD}^j),$$

$$A_j^{L2} = c \cdot (\tau_{j,L2P}^{HF} + \tau_{j,L2P}^{AN}) + c \cdot (T_{GD}^j)..$$

где  $T_{GD}^j$  передается в эфемеридной информации для приемника  $j$ -го навигационного КА, ее связь с относительной задержкой сигналов  $L1$  P(Y) может быть представлена в виде

$T_{GD}^j = \frac{1}{\gamma - 1} \cdot \tau_{L2}^j$ , где  $\tau_{L2}^j$  – задержка излучаемого навигационного сигнала.

Для приемников ГЛОНАСС величина  $\gamma = \frac{81}{49}$  [1] и сигналов СТ

$$A_j^{L1} = c \cdot (\tau_{j,L1,CT}^{HF} + \tau_{j,L1,CT}^{AN}) - c \cdot (\Delta\tau_{L1}^j),$$

$$A_j^{L2} = c \cdot (\tau_{j,L2,CT}^{HF} + \tau_{j,L2,CT}^{AN}) - c \cdot (\Delta\tau_n^j + \Delta\tau_{L2}^j).$$

Для сигналов ГЛОНАСС высокой точности (ВТ)

$$A_j^{L1} = c \cdot (\tau_{j,L1,BT}^{HF} + \tau_{j,L1,BT}^{AN}),$$

$$A_j^{L2} = c \cdot (\tau_{j,L2,BT}^{HF} + \tau_{j,L2,BT}^{AN}) - c \cdot (\Delta\tau_n^j).$$

где  $\Delta\tau_n^j$  – задержка высокоточного сигнала диапазона  $L1$  относительно высокоточного сигнала диапазона  $L2$  в аппаратуре  $k$ -го КА;  
 $\Delta\tau_{L1}^k$  – задержка сигнала стандартной точности диапазона  $L1$  относительно высокоточного сигнала в аппаратуре  $k$ -го КА;  
 $\Delta\tau_{L2}^k$  – задержка сигнала стандартной точности диапазона  $L2$  относительно высокоточного сигнала в аппаратуре  $k$ -го КА;  
 $\tau_{k,L1,CT}^{HF}, \tau_{k,L2,CT}^{HF}$  – задержки сигнала стандартной точности диапазона  $L1$  и  $L2$   $k$ -го КА в радиочастотной части приемника;  
 $\tau_{k,L1,CT}^{AN}, \tau_{k,L2,CT}^{AN}$  – задержки сигнала стандартной точности диапазона  $L1$  и  $L2$   $k$ -го КА в антенно-фидерной части приемника.

Произведем следующие арифметические операции:

– умножим уравнение псевдодалности в диапазоне  $L1$  на величину  $\gamma$ ;

– для вычисления ионосферосвободной псевдодалности по коду стандартной точности рассчитаем разницу между уравнением псевдодалности в диапазоне  $L2$  и полученным выражением:

$$D_j(t_M) = \frac{D_j^{L2}(t_M) - \gamma \cdot D_j^{L1}(t_M)}{1 - \gamma} = \Delta R_{ORBIT}^j + R^j(t_M) + c \cdot \Delta T_{REC} + A_j^{L1} - c \cdot (\Delta T_{SAT}^j) + c \cdot \Delta \tau_{TROP}^j + \frac{B_j^{L1,2}}{1 - \gamma} - \frac{\xi_{L2}^j - \gamma \cdot \xi_{L1}^j}{1 - \gamma}. \quad (3)$$

С учетом формулы (3) выражения для псевдодальностей по фазе несущей могут быть представлены в виде:

$$G_j^{L1}(t_M) = \Delta R_{ORBIT}^j + R^j(t_M) + c \cdot \Delta T_{REC} + A_j^{L1} - c \cdot (\Delta T_{SAT}^j) + c \cdot \Delta \tau_{TROP}^j + K_{L1}^j + \lambda_{L1}^j \cdot (\xi_{\varphi, L1}^j) - c \cdot (\Delta \tau_{IONO, L1}^j), \quad (4)$$

$$G_j^{L2}(t_M) = \Delta R_{ORBIT}^j + R^j(t_M) + c \cdot \Delta T_{REC} + A_j^{L1} - c \cdot (\Delta T_{SAT}^j) + c \cdot \Delta \tau_{TROP}^j + K_{L2}^j + \lambda_{L2}^j \cdot (\xi_{\varphi, L2}^j) - c \cdot \gamma \cdot (\Delta \tau_{IONO, L1}^j) + B_j^{L1,2}. \quad (5)$$

Аналогичные рассуждения справедливы и для псевдодальности по коду. Тогда может быть получено уравнение ионосферосвободной псевдодальности по фазе несущей:

$$G_j(t_M) = \frac{G_j^{L2}(t_M) - \gamma \cdot G_j^{L1}(t_M)}{1 - \gamma} = \Delta R_{ORBIT}^j + R^j(t_M) + c \cdot \Delta T_{REC} + A_j^{L1} - c \cdot (\Delta T_{SAT}^j) + c \cdot \Delta \tau_{TROP}^j + \frac{B_j^{L1,2}}{1 - \gamma} + \frac{K_{L2}^j - \gamma \cdot K_{L1}^j}{1 - \gamma} - \frac{\lambda_{L2}^j \cdot (\xi_{\varphi, L2}^j) - \gamma \cdot \lambda_{L1}^j \cdot (\xi_{\varphi, L1}^j)}{1 - \gamma}. \quad (6)$$

$\xi_{\varphi_j}^{L1}$ ,  $\xi_{\varphi_j}^{L2}$  – шумовая составляющая измерения псевдофазы сигнала  $j$ -ого КА в приемнике в диапазоне частот  $L1$  и  $L2$  соответственно.

Для выражения (6)

$$K_{L1}^j = \lambda_{L1}^j \cdot (\varphi_{0, L1} - \varphi_{0, L1}^j) - M_j^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j + \lambda_{L1}^j \cdot (\varphi_{h, L1}^j),$$

$$K_{L2}^j = \lambda_{L2}^j \cdot (\varphi_{0, L2} - \varphi_{0, L2}^j) - M_j^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j + \lambda_{L2}^j \cdot (\varphi_{h, L2}^j),$$

где  $\varphi_{0, L1}$ ,  $\varphi_{0, L2}$  – начальная фаза сигнала, приходящего в приемник в диапазоне частот  $L1$  и  $L2$  соответственно;

$\varphi_{h, L1}^j$ ,  $\varphi_{h, L2}^j$  – неопределенная начальная фаза сигнала, излучаемого  $j$ -м КА в диапазоне частот  $L1$  и  $L2$  соответственно,

$\varphi_{0, L1}^j$ ,  $\varphi_{0, L2}^j$  – фазовые аппаратурные искажения в ФАП приемника сигнала  $j$ -го КА в диапазоне частот  $L1$  и  $L2$  соответственно,

$M_j^{L1}$ ,  $M_j^{L2}$  – неопределенное целое число, которое характеризует неоднозначность фазовых измерений в канале приемника  $j$ -го КА в диапазоне частот  $L1$  и  $L2$  соответственно,

$\lambda_{L1}^j$ ,  $\lambda_{L2}^j$  – длина волны несущей сигнала  $j$ -го КА в диапазоне частот  $L1$  и  $L2$  соответственно.

## МЕТОД РАСКРЫТИЯ ФАЗОВЫХ НЕОДНОЗНАЧНОСТЕЙ

Получить аналитическую зависимость времени инициализации от параметров навигационного спутника предлагается с использованием метода раскрытия фазовых неоднозначностей, который будет включать два алгоритма:

1) алгоритм оперативной оценки разности фазовых неоднозначностей диапазона частот  $L1$  и  $L2$ ;

2) собственно алгоритм оценки фазовых неоднозначностей диапазона частот  $L1$  и  $L2$ .

Приведем алгоритм оперативной оценки разности фазовых неоднозначностей диапазона частот  $L1$  и  $L2$ . Используя выражения (1), (2), (4)–(6), запишем первую, вторую и третью комбинации приемника с номером  $k$ , относящиеся к паре  $j$  и  $j$ -му КА в виде

$$S_{j,k}^{L1} - S_{J,k}^{L1}, \quad S_{j,k}^{L2} - S_{J,k}^{L2} \quad \text{и} \quad S_{j,k}^{L2-L1} - S_{J,k}^{L2-L1},$$

где

$$S_{j,k}^{L1} = D_{j,k}^{L1}(t_{M,k}) + G_{j,k}^{L1}(t_{M,k}) - 2 \cdot G_{j,k}(t_{M,k}), \quad (7)$$

$$S_{j,k}^{L2} = D_{j,k}^{L2}(t_{M,k}) + G_{j,k}^{L2}(t_{M,k}) - 2 \cdot G_{j,k}(t_{M,k}), \quad (8)$$

$$S_{j,k}^{L2-L1} = G_{j,k}^{L2}(t_{M,k}) - G_{j,k}^{L1}(t_{M,k}). \quad (9)$$

Вычитая первые и вторые комбинации, относящиеся к паре  $j$  и  $j$ -му КА, наблюдаемые приемниками с номерами 1 и 2, получим

$$Y_{j,J,1,2}^{L1} = [S_{j,1}^{L1} - S_{J,1}^{L1}] - [S_{j,2}^{L1} - S_{J,2}^{L1}]; \quad Y_{j,J,1,2}^{L2} = [S_{j,1}^{L2} - S_{J,1}^{L2}] - [S_{j,2}^{L2} - S_{J,2}^{L2}].$$

Моменты измерений  $t_{M,1}$  и  $t_{M,2}$  таковы, что показания часов указанных приемников в эти моменты одинаковы, тогда с учетом расстояния между антеннами, которое составляет не более 2000 км, можно записать:

$$K_{L1,1}^j - K_{L1,2}^j - K_{L1,1}^J + K_{L1,2}^J = -\Delta M_{j,J,1,2}^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j + \partial K_{L1}^{j,J,1,2},$$

$$K_{L2,1}^j - K_{L2,2}^j - K_{L2,1}^J + K_{L2,2}^J = -\Delta M_{j,J,1,2}^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j + \partial K_{L2}^{j,J,1,2}.$$

Значения величин  $\partial K_{L1}^{j,J,1,2}$  и  $\partial K_{L2}^{j,J,1,2}$ , связанных с разностью длин волн несущей на разных литерях сигналов ГЛОНАСС, известны с точностью, достаточной для того, чтобы их погрешностями пренебречь.

Используя разности первых и вторых комбинаций, записываем систему уравнений в виде

$$V_{j,J,1,2}^{L2} = Y_{j,J,1,2}^{L2} - 2 \cdot \frac{\gamma}{1-\gamma} \cdot \partial K_{L1}^{j,J,1,2} + \frac{1+\gamma}{1-\gamma} \cdot \partial K_{L2}^{j,J,1,2} =$$

$$= -2 \cdot \frac{\gamma}{1-\gamma} \cdot \Delta M_{j,J,1,2}^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j + \frac{1+\gamma}{1-\gamma} \cdot \Delta M_{j,J,1,2}^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j, \quad (10)$$

$$V_{j,J,1,2}^{L1} = Y_{j,J,1,2}^{L1} - \frac{1+\gamma}{1-\gamma} \cdot \partial K_{L1}^{j,J,1,2} + \frac{2}{1-\gamma} \cdot \partial K_{L2}^{j,J,1,2} =$$

$$= -\frac{1+\gamma}{1-\gamma} \cdot \Delta M_{j,J,1,2}^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j + \frac{2}{1-\gamma} \cdot \Delta M_{j,J,1,2}^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j. \quad (11)$$

Считаем, что среднеквадратические ошибки (СКО) измеряемых псевдодальностей  $\sigma_D \approx \sigma_{\xi_{L2C}^j} \approx \sigma_{\xi_{L1C/A}^j} = 0,5$  м для сигнала СТ и 0,15 м – для сигнала ВТ известны. Можно непосредственно решить систему уравнений (10), (11), при этом оценка фазовых неоднозначностей  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L1}$ ,  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L2}$  будет иметь неприемлемо большое СКО. В связи с этим определяем величину разности фазовых неопределенностей в диапазонах  $L1$  и  $L2$  в следующем виде:

$$N_{j,J,1,2} = \Delta M_{j,J,1,2}^{L1} - \Delta M_{j,J,1,2}^{L2} \approx 0,52 \cdot (V_{j,J,1,2}^{L2} + 1,286 \cdot V_{j,J,1,2}^{L1}). \quad (12)$$

Отсюда получаем значение СКО оценки величины  $N_{j,J,1,2}$  для сигнала СТ  $\sigma_{N_{j,J,1,2}} = 1,695 \cdot \sigma_D = 0,847$  и для сигнала ВТ  $\sigma_{N_{j,J,1,2}} = 0,254$ . Для обеспечения представления величины  $N_{j,J,1,2}$  как целого числа с вероятностью 0,997 необходимо с учетом интеграла вероятности и нормального распределения случайных величин псевдодальностей обеспечить СКО этой величины, равное  $0,5/3 \approx 0,17$ . Так как величина  $N_{j,J,1,2}$  – константа, то наилучшим способом ее усреднения является метод наименьших квадратов (МНК). При усреднении  $n$  значений величины  $N_{j,J,1,2}$  запишем неравенство  $\frac{1,695 \cdot \sigma_D}{\sqrt{n}} < 0,17$ , обеспечивающее целочисленное значение усредняемых целых величин  $N_{j,J,1,2}$ . Получаем для сигнала GPS СТ  $n \geq 25$ , а для сигнала ВТ –  $n \geq 3$ . Этот же результат получаем в случае проведения калибровки приемника ГЛОНАСС в виде выравнивания задержек высокочастотного тракта каждого приемника в обоих частотных диапазонах L1 и L2 тракта стандартной точности и высокой точности.

Для получения значений фазовых неоднозначностей  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L1}$  и  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L2}$  приведем собственно алгоритм оценки фазовых неоднозначностей диапазона частот L1 и L2, для чего сформируем из третьих высокоточных комбинаций 1-го и 2-го приемников выражение

$$\begin{aligned} Z_{j,J,1,2} &= [S_{j,1}^{L2-L1} - S_{j,1}^{L2-L1}] - [S_{j,2}^{L2-L1} - S_{j,2}^{L2-L1}] = K_{L2,1}^j - K_{L1,1}^j - K_{L2,1}^J + \\ &+ K_{L1,1}^J - K_{L2,2}^j + K_{L1,2}^j + K_{L2,2}^J - K_{L1,2}^J + \partial K_{L1}^{j,J,1,2} - \partial K_{L2}^{j,J,1,2} + Q_{IONO,L1}^{j,J} = \\ &= \Delta M_{j,J,1,2}^{L1} \cdot \lambda_{L1}^j - \Delta M_{j,J,1,2}^{L2} \cdot \lambda_{L2}^j + \partial K_{L1}^{j,J,1,2} - \partial K_{L2}^{j,J,1,2} - Q_{IONO,L1}^{j,J}. \end{aligned} \quad (13)$$

где

$$Q_{IONO,L1}^{j,J} = c \cdot (\gamma - 1) \cdot (\Delta \tau_{IONO,L1}^j - \Delta \tau_{IONO,L1}^J - \Delta \tau_{IONO,L1,baz}^j + \Delta \tau_{IONO,L1,baz}^J)$$

определяются с помощью станций сбора информации с высокой точностью, так что их СКО  $\sigma_{Q_{IONO,L1}^{j,J}} \approx 0$  м.

Учитывая, что  $\sigma_{\lambda_{L1}(\zeta_{\psi_j}^{L1})} = \sigma_{\lambda_{L2}(\zeta_{\psi_j}^{L2})} = 0,003$  м, получим СКО  $Z_{j,J,1,2}$  в виде

$$\sigma_{Z_{j,J,1,2}} = 2 \cdot \sqrt{2} \cdot \sigma_{\lambda_{L1}(\zeta_{\psi_j}^{L1})} = 0,0085 \text{ м.}$$

Используя выражения (12) и (13), запишем систему уравнений в общем виде:

$$\begin{aligned} \Delta M_{j,J,1,2}^{L1} - \Delta M_{j,J,1,2}^{L2} &= N_{j,J,1,2}, \\ \Delta M_{j,J,1,2}^{L1} \cdot \lambda_{L1} - \Delta M_{j,J,1,2}^{L2} \cdot \lambda_{L2} &= Z_{j,J,1,2} + Q_{IONO,L1}^{j,J} - \partial K_{L1}^{j,J,1,2} + \partial K_{L2}^{j,J,1,2}. \end{aligned}$$

Решая ее, получаем:

$$\begin{aligned} \Delta M_{j,J}^{L1} &= -\frac{Z_{j,J} + Q_{IONO,L1}^{j,J} - \partial K_{L1}^{j,J,1,2} + \partial K_{L2}^{j,J,1,2} - \lambda_{L2}^j \cdot N_{j,J,1,2}}{\lambda_{L2}^j - \lambda_{L1}^j}, \\ \Delta M_{j,J}^{L2} &= -\frac{Z_{j,J} + Q_{IONO,L1}^{j,J} - \partial K_{L1}^{j,J,1,2} + \partial K_{L2}^{j,J,1,2} - \lambda_{L1}^j \cdot N_{j,J,1,2}}{\lambda_{L2}^j - \lambda_{L1}^j}. \end{aligned}$$

Определим СКО целых величин  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L1}$  и  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L2}$ . При усреднении за  $n = 25$  для СТ сигналов и  $n = 3$  для ВТ сигналов, значение  $N_{j,J}$  определяется как целое и его СКО равно

нулю. Тогда для сигналов ГЛОНАСС и GPS величины  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L1}$  и  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L2}$  также определяются как целые за указанное усреднение, так как их СКО составит

$$\sigma_{\Delta M_{j,J}^{L1}} = \sigma_{\Delta M_{j,J}^{L2}} = \frac{\sqrt{\sigma_{\Delta Z_{j,J,1,2}}^2}}{\lambda_{L2}^j - \lambda_{L1}^j} = \frac{0,0085}{0,054} = 0,16.$$

Минимизация времени инициализации системы ориентации возможна при задании полосы схемы слежения за задержкой (ССЗ), равной 0,2 Гц, и использовании глубоко связанных схем комплексирования. В этом случае среднее квадратичное отклонение псевдодальностей по коду для сигналов стандартной точности будет равным 0,1 м. Таким образом, предлагаемый метод обеспечивает раскрытие фазовых неоднозначностей без усреднения даже для сигналов стандартной точности, т. е. с нулевым временем инициализации.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ПРОВЕРКА МЕТОДА РАСКРЫТИЯ ФАЗОВЫХ НЕОДНОЗНАЧНОСТЕЙ

Для подтверждения раскрытия фазовых неоднозначностей с использованием приведенного метода проведем обработку «сырых» измерений двух навигационных приемников по сигналам GPS ВТ, расположенных друг от друга на расстоянии нескольких метров, для спутников G05 и G31. На рис. 1 показано значение разности  $N_{j,J,1,2}$ , а на рис. 2 – значение

целочисленной неоднозначности  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L1}$  за время наблюдения.



Рис. 1. Определение разности  $N_{j,J,1,2}$

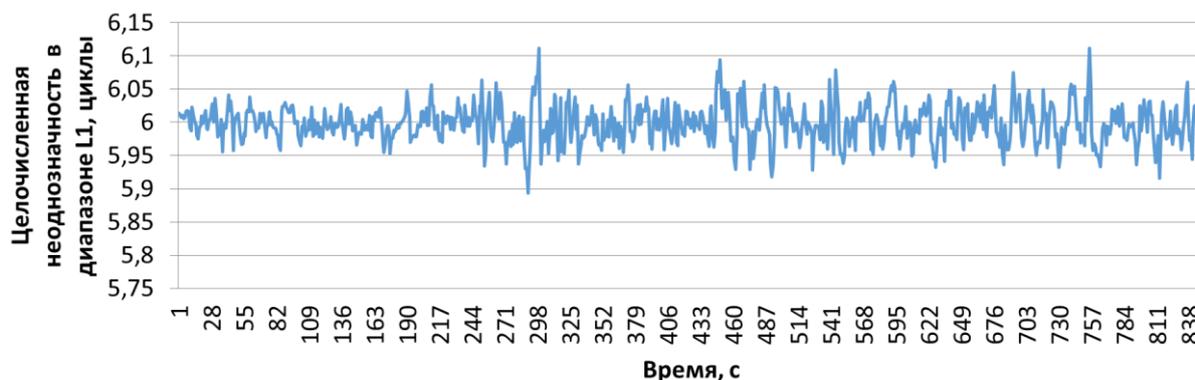


Рис. 2. Определение целочисленной неоднозначности  $\Delta M_{j,J,1,2}^{L1}$  в диапазоне L1

Из рис. 1 и 2 следует, что получены целые значения указанных параметров с вероятностью 0,997 с первого отсчета, так как за все время наблюдения отклонения неоднозначностей от 4 и 6 соответственно не превышают 0,17. Экспериментальные данные несколько лучше, чем теоретические. Это связано с тем, что в эксперименте использовались геодезические приемники, у которых СКО псевдодальностей по коду ВТ значительно меньше 0,15 м, учитываемых в аналитических расчетах.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

При разрешении фазовых неоднозначностей использование четырех уравнений позволяет получить высокоточную оценку координат объекта. Однако следует учитывать, что вероятность получения высокоточных координат, в данном случае, будет равна произведению вероятностей разрешения фазовых неоднозначностей каждого используемого уравнения. Если вероятность разрешения задавалась равной 0,997, то вероятность получения высокоточной оценки координат объекта при использовании четырех уравнений будет равна 0,988. Увеличение этой вероятности возможно при использовании дополнительных уравнений, количество которых на единицу меньше количества спутников, одновременно наблюдаемых с места расположения приемника 1 и 2. Практически под приемником 1 подразумевается пользовательский навигационный приемник, а под приемником 2 – навигационный приемник ближайшей станции сбора информации. Тогда расстояние между приемниками не превышает 1000 км, а количество возможных используемых уравнений находится около 7.

## Список используемых источников

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования : моногр. / Р. В. Бакитько [и др.]; под ред. А. И. Перова и В. Н. Харисова. – 4-е изд., перераб. – М. : Радиотехника, 2010. – 800 с.
2. *Поваляев, А. А.* Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат : моногр. – М. : Радиотехника, 2008. – 328 с.
3. *Поваляев А. А., Вейцель В. А., Мазена Р. Б.* Глобальные спутниковые системы синхронизации и управления в околоземном пространстве : учеб. пособие. – М. : Вузовская книга, 2012. – 188 с.
4. *Антонович К. М.* Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии : в 2 т. – М. : Картгеоцентр, 2005. – Т. 1. – 334 с.
5. Метод раскрытия фазовых неоднозначностей, использующий обработку псевдодальностей по коду и фазе несущей в фильтре калмановского типа / В. Е. Вовасов [и др.] // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2021. – № 3, т. 8. – С. 1–10.
6. *Вовасов В. Е., Бетанов В. В., Воропаева А. В.* Метод высокоточного позиционирования потребителей информации спутниковых систем // Правовая информатика. – М. : ФБУ «Научный центр правовой информации при Министерстве юстиции Российской Федерации», 2020. – № 3. – С. 53–64.

Д. Ю. Виноградов<sup>1</sup>;

В. В. Суевалов<sup>1</sup>,

кандидат технических наук

<sup>1</sup>НИЦ ЦНИИ ВКС Минобороны России, г. Королёв.

## АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ МНОГОСПУТНИКОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА НИЗКИХ ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТАХ

В статье предлагается новый подход к формированию аналитической модели программного движения космических систем на низких околокруговых орбитах, реализующий учет возмущений от гравитационного поля Земли и обеспечивающий удержание космических аппаратов при малых допустимых отклонениях контролируемых орбитальных параметров.

Ключевые слова: космическая система, орбитальная структура, модель программного движения, удержание космического аппарата, динамически устойчивая орбита, автономное управление.

### ВВЕДЕНИЕ

Прежде чем перейти непосредственно к освещаемой в статье проблеме, необходимо кратко изложить суть затрагиваемой темы исследований авторов. Эти исследования направлены на разработку технологии автономного формирования и поддержания орбитальных структур систем космических аппаратов (КА) большой численности на околокруговых орбитах. Данной теме посвящены ряд работ [1–5].

Основой автономного и независимого управления полетом КА любой системы является применение принципа удержания КА в необходимых границах относительно заранее заданного номинального программного движения [1].

Выбор модели программного движения (МПД) системы КА основывается на учете основных тенденций орбитального движения. Как правило, на практике используются модели с учетом центральной силы притяжения Земли и заданного числа зональных гармоник модели геопотенциала. Поэтому широкое применение, особенно для систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), приобрел класс околокруговых динамически устойчивых орбит (ДУО) или, как их называют в некоторых источниках, – геометрически устойчивых орбит (рис. 1).

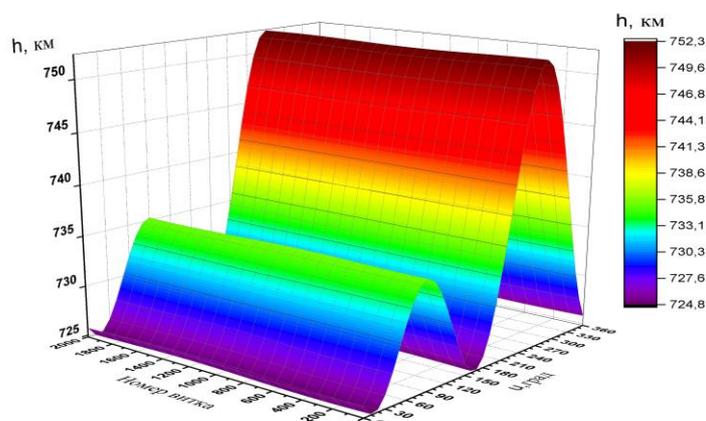


Рис. 1. Пример профиля высоты ДУО над общеземным эллипсоидом

Параметры ДУО – большая полуось, эксцентриситет, наклонение и аргумент перигея – определяются в модели гравитационного поля Земли (ГПЗ), учитывающей любое требуемое число зональных гармоник. В такой модели данные параметры ДУО сохраняют свое постоянство, в частности в восходящем узле. Также являются постоянными и интегральные параметры: драконический период, прецессия восходящего узла за виток и межвитковый сдвиг трассы КА по гринвичской долготе [4]. Благодаря этому изменяющиеся параметры, характеризующие пространственную среднюю эволюцию орбитальной структуры, задаются с помощью простых аналитических соотношений как линейные функции времени. В данном случае МПД принимает вид [5]:

$$\begin{aligned} a_s^\Omega &= a^\Omega = \text{const}; i_s^\Omega = i^\Omega = \text{const}; e_s^\Omega = e^\Omega = \text{const}; \omega_s^\Omega = \omega^\Omega = \text{const}; \\ u_s &= u_{s0} + \frac{2\pi}{T_{\text{др}}} (t - t_0); \\ \Omega_s &= \Omega_{s0} + \frac{\dot{\Omega}}{T_{\text{др}}} (t - t_0); \\ L_s^\Omega &= L_{s0}^\Omega + \frac{\Delta L_{\text{МВ}}}{T_{\text{др}}} (t - t_0), \end{aligned} \tag{1}$$

где  $a^\Omega, e^\Omega, i^\Omega, \omega^\Omega$  – соответственно большая полуось, эксцентриситет, наклонение плоскости, аргумент перигея в восходящем узле орбиты;  
 $T_{\text{др}}$  – драконический период обращения по орбите;  
 $u$  – аргумент широты;  
 $t_0$  – момент фиксации структуры системы;  
 $\Omega$  – абсолютная долгота восходящего узла орбиты;  
 $\dot{\Omega}$  – прецессия восходящего узла за виток;  
 $L^\Omega$  – гринвичская долгота в восходящем узле;  
 $\Delta L_{\text{МВ}}$  – межвитковый сдвиг трассы КА по гринвичской долготе;  
 $u_{s0}, \Omega_{s0}, L_{s0}^\Omega$  – соответственно аргумент широты, абсолютная долгота и гринвичская долгота восходящего узла  $s$ -й системной позиции на момент фиксации системы;  
 $N$  – число системных позиций (КА в системе).

В результате КА, движущийся по ДУО, в программном движении сохраняет постоянство профиля высоты относительно общеземного эллипсоида неограниченное время (см.рис.1). Вместе с тем перепад высот у данных орбит среди всевозможных околокруговых орбит для конкретной высоты является минимальным.

Сформированная таким образом универсальная аналитическая МПД системы КА максимально близко описывает тенденции реального движения КА под воздействием ГПЗ и обеспечивает возможность оперативного вычисления орбитальных параметров любого КА системы на любой заданный момент времени. Поэтому такого вида МПД может применяться в наземном комплексе управления и может быть реализована на борту КА, работающего в режиме автономного функционирования.

На рис. 2 проказано удержание КА по аргументу широты в диапазоне  $\pm 5$  градусов относительно описанной модели программного движения, проводимое вследствие торможения КА об атмосферу. Диапазон удержания такого порядка характерен для большинства систем, развернутых в течение последних как минимум 20 лет. Фазовая траектория движения КА задана в координатах «большая полуось – аргумент широты», отклоненных от программных значе-

ний. Отдельно стоит отметить, что отклонения большой полуоси в окрестности средней траектории дрейфа обусловлены возмущающим влиянием тессеральных и секториальных гармоник модели геопотенциала.

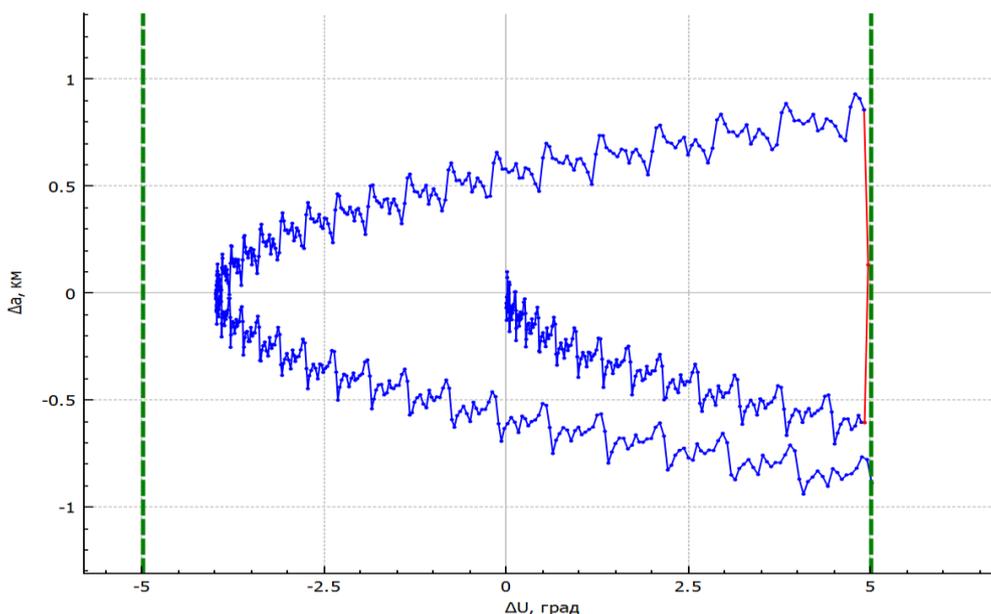


Рис. 2. Фазовый портрет дрейфа КА относительно МПД (диапазон удержания  $\pm 5^\circ$ )

В настоящее время начинают появляться космические системы ДЗЗ (например, «Кондор-ФКА»), для которых предъявляются высокие требования к точности привязки снимков спутниковой аппаратуры съемки. КА в таких системах должны двигаться в очень малой окрестности номинальной трассы движения на поверхности Земли.

На рис. 3 приведен пример удержания КА по аргументу широты в реальном требуемом диапазоне  $\pm 0,1$  градуса. Вследствие возмущений большой полуоси со стороны неучтенных тессеральных и секториальных гармоник разложения ГПЗ по сферическим функциям, фазовая траектория движения КА в виде характерной параболической кривой едва различима.

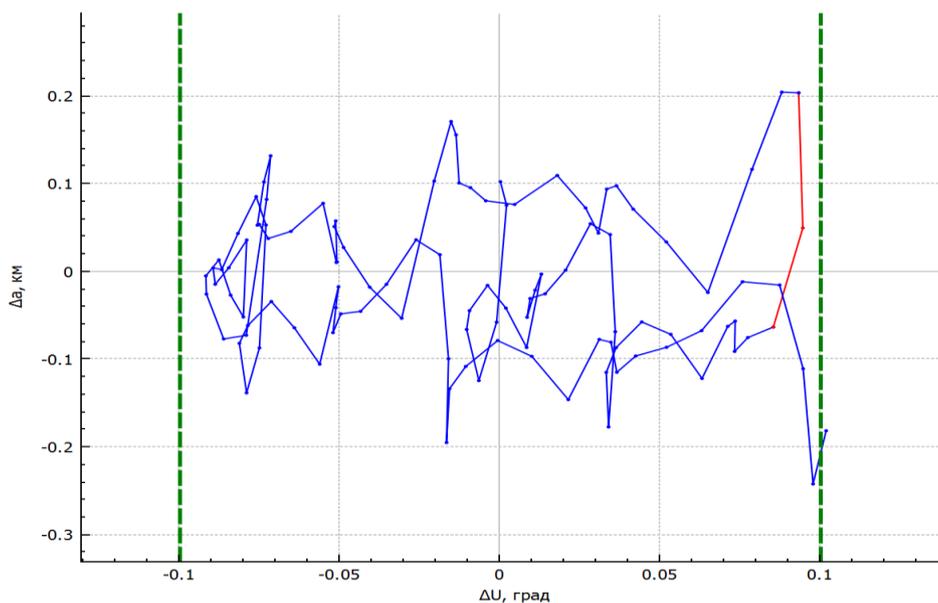


Рис. 3. Фазовый портрет дрейфа КА относительно МПД (диапазон удержания  $\pm 0,1^\circ$ )

Здесь мы сталкиваемся с первой проблемой: возмущения параметров орбиты неучтенными в МПД гармониками разложения ГПЗ являются соразмерными величинам коррекции параметров орбиты для ее поддержания. В результате программное обеспечение по расчету параметров управления двигательной установкой для коррекции орбиты либо очень долго находит адекватное решение, либо не находит его вовсе.

Следующая проблема показана на примере дрейфа абсолютной долготы восходящего узла относительно программного движения для солнечно-синхронной орбиты, наклонение которой имеет вековой уход под действием гравитационного притяжения Солнца (рис. 4).

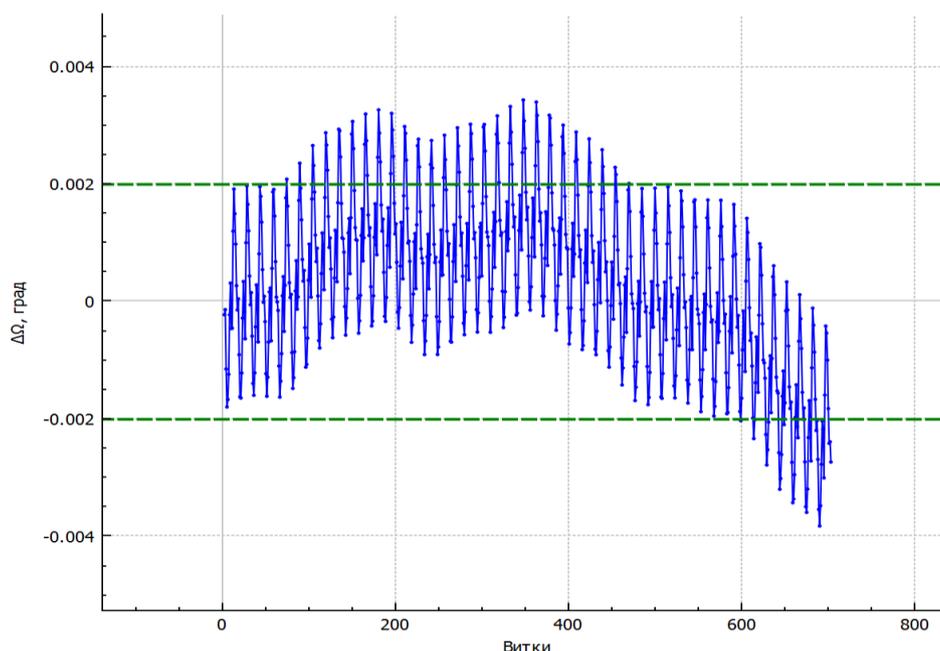


Рис. 4. Дрейф долготы восходящего узла относительно МПД

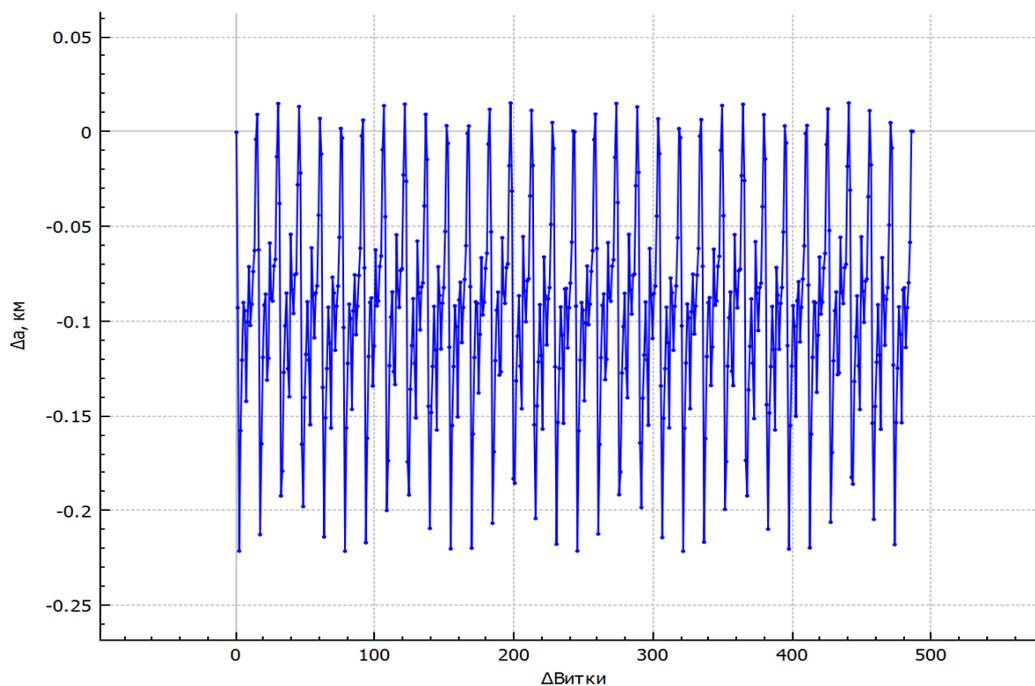
Проблема состоит в том, что возмущения долготы восходящего узла неучтенными гармониками соразмерны величине диапазона удержания. В результате программное обеспечение по контролю состояния структуры системы преждевременно выдаст оповещение о нарушении структуры системы (уже в первые сутки полета КА), хотя истинный выход долготы за границы из-за влияния гравитационного притяжения Солнца должен произойти примерно через полтора месяца.

Анализ данных проблем привел к идее о необходимости усовершенствования МПД, которая будет учитывать влияние всех консервативных сил со стороны ГПЗ.

Рассмотрим подробнее возмущение параметров орбиты тессеральными и секториальными гармониками разложения ГПЗ на примере большой полуоси. На рис. 5 приведен пример возмущений большой полуоси в восходящем узле кратной солнечно-синхронной ДУО, замыкающие трассы происходит через 243 витка, интервал замыкания – 16 суток. Высота движения КА составляет около 500 км над общеземным эллипсоидом. Для прогнозирования движения КА использовалась модель движения с учетом только разложения ГПЗ по сферическим функциям степени и порядка 24. Прогноз движения осуществлен на интервале двух замыкающих трассы, т. е. интервал прогноза составляет 486 витков.

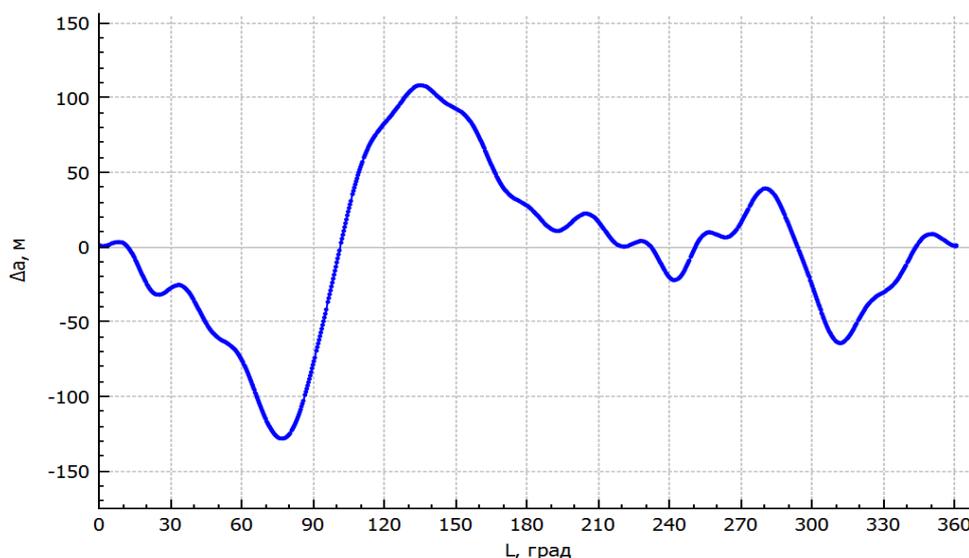
При рассмотрении возмущений со стороны тессеральных и секториальных гармоник можно заметить (рис. 5), что они являются периодическими: параметры орбиты КА, пролетающего над одними и теми же участками поверхности Земли, испытывают одни и те же возмущения относительно некоторой средней величины, которые удобно соотнести с грин-

вичской долготой в восходящем узле орбиты (рис. 6). Так, из рис. рис. 5 видно, что среднее отклонение большой полуоси от программного значения составляет порядка минус 100 м.



*Рис. 5. Возмущение большой полуоси тессеральными и секториальными гармониками разложения ГПЗ относительно программного значения*

Следует отметить, что в целом характер возмущений параметров орбиты тессеральными и секториальными гармониками остается неизменным при рассмотрении движения КА на различных высотах, за исключением амплитуды возмущений, которая увеличивается при уменьшении высоты движения КА.



*Рис. 6. Возмущение большой полуоси тессеральными и секториальными гармониками разложения ГПЗ относительно средней величины в зависимости от гринвичской долготы*

Периодический и постоянный во времени характер возмущений параметров орбиты относительно средней величины позволяет произвести их аппроксимацию, например, тригонометрическим рядом Фурье вида

$$\delta q(L^\Omega) = \sum_{j=0}^{n_q} [C_j^q \cos(jL^\Omega) + D_j^q \sin(jL^\Omega)] \quad (2)$$

где  $q$  – аппроксимируемый параметр орбиты;  
 $n_q$  – порядок тригонометрического ряда  $q$ -го параметра;  
 $C_j^q, D_j^q$  – коэффициенты разложения в тригонометрический ряд для  $q$ -го параметра.

В разложении (2) аргументом выступает значение гринвичской долготы в восходящем узле  $L^\Omega$  с учетом выражений (1).

Окончательный выбор порядка аппроксимационного разложения осуществляется исходя из заданных допустимых отклонений контролируемых орбитальных параметров. В качестве примера в табл. 1 приведены коэффициенты разложения в ряд Фурье 20-го порядка, который аппроксимирует возмущения большой полуоси, представленные на рис. 6.

Таблица 1

### Коэффициенты разложения в ряд Фурье возмущений большой полуоси

Порядок коэффициентов $j$	$C_j^a, \text{ м}$	$D_j^a, \text{ м}$
0	-0.475285	0
1	-42.8102	-4.62152
2	19.9243	-34.0618
3	28.7004	30.8378
4	-3.03533	14.3663
5	3.54896	-16.0965
6	-0.340549	-11.7407
7	2.04449	1.26329
8	-2.47101	4.57972
9	-0.40095	1.38168
10	2.21882	-1.07824
11	1.68773	-1.20611
12	-0.994113	0.054223
13	-1.20373	2.32662
14	0.19379	0.344776
15	-4.72207	-0.868777
16	-0.583923	1.45303
17	-0.169948	0.107923
18	-0.26898	-0.596919
19	0.116418	-0.0459601
20	0.202522	-0.194831

Полученная функция  $\delta a(L^\Omega)$  обладает следующими характеристиками качества аппроксимации [6]:

– средняя абсолютная ошибка

$$MAE = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N |\delta a(L_k^\Omega) - \Delta a_k| = 0,2 \text{ м};$$

– коэффициент детерминации (достоверность аппроксимации)

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{k=1}^N (\delta a(L_k^\Omega) - \Delta a_k)^2}{\sum_{k=1}^N (\Delta a_k - \overline{\Delta a})^2} = 0,999983,$$

где  $N$  – количество пар данных  $(L_k^\Omega, \Delta a_k)$ , в этом примере составляет 974;  
 $\overline{\Delta a}$  – среднее значение возмущения большой полуоси орбиты,

$$\overline{\Delta a} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \Delta a_k.$$

Величины возмущений, задаваемые разложением (2), дополняют исходную МПД, тем самым удается разработать усовершенствованную МПД (УМПД):

$$\begin{aligned} \tilde{a}^\Omega &= a^\Omega + \delta a(L_s^\Omega), \\ \tilde{i}^\Omega &= i^\Omega + \delta i(L_s^\Omega), \\ \tilde{e}^\Omega &= e^\Omega + \delta e(L_s^\Omega), \\ \tilde{\omega}^\Omega &= \omega^\Omega + \delta \omega(L_s^\Omega), \\ \tilde{T}_{др} &= T_{др} + \delta T_{др}(L_s^\Omega), \\ \tilde{u}_s(t) &= u_{s0} + \frac{2\pi}{T_{др}}(t - t_0) + \delta u(L_s^\Omega), \\ \tilde{\Omega}_s(t) &= \Omega_{s0} + \frac{\Omega}{T_{др}}(t - t_0) + \delta \Omega(L_s^\Omega), \\ \tilde{L}_s^\Omega(t) &= L_s^\Omega(t) + \delta L_s^\Omega(L_s^\Omega), \quad L_s^\Omega(t) = L_{s0}^\Omega + \frac{\Delta L_{МВ}}{T_{др}}(t - t_0); \quad s = 1 \dots N. \end{aligned} \quad (3)$$

Значимым фактом такого подхода является то, что полученная УМПД (1) по-прежнему сохраняет свой аналитический универсальный вид и может быть использована в неизменном виде для всех КА системы, в том числе на борту КА. Стоит обратить внимание на тот факт, что МПД вида (3) является осредненной версией УМП (1) по периодическим возмущениям со стороны тессеральных и секториальных гармоник разложения ГПЗ по сферическим функциям.

Далее на рис. 7 и 8 представлен дрейф параметров орбиты при тех же условиях прогнозирования, что и на рис. 3 и 4, но эволюция параметров показана относительно УМПД.

Теперь на рис. 7 фазовая траектория движения КА в виде характерной параболической кривой отчетливо различима, трудностей с расчетом параметров коррекции для удержания КА в допустимом диапазоне не возникает.

На рис. 8 также однозначно виден действительный выход абсолютной долготы восходящего узла за границы удержания под действием гравитационного притяжения Солнца в окрестности 700-го витка, что соответствует полутора месяцам полета.

Отметим одну особенность разработанной УМПД. При классическом подходе в программном движении космические аппараты, как правило, движутся по орбите равномерно с постоянной угловой скоростью. В новой же модели это свойство перестает выполняться, что иллюстрирует зависимость на рис. 9.

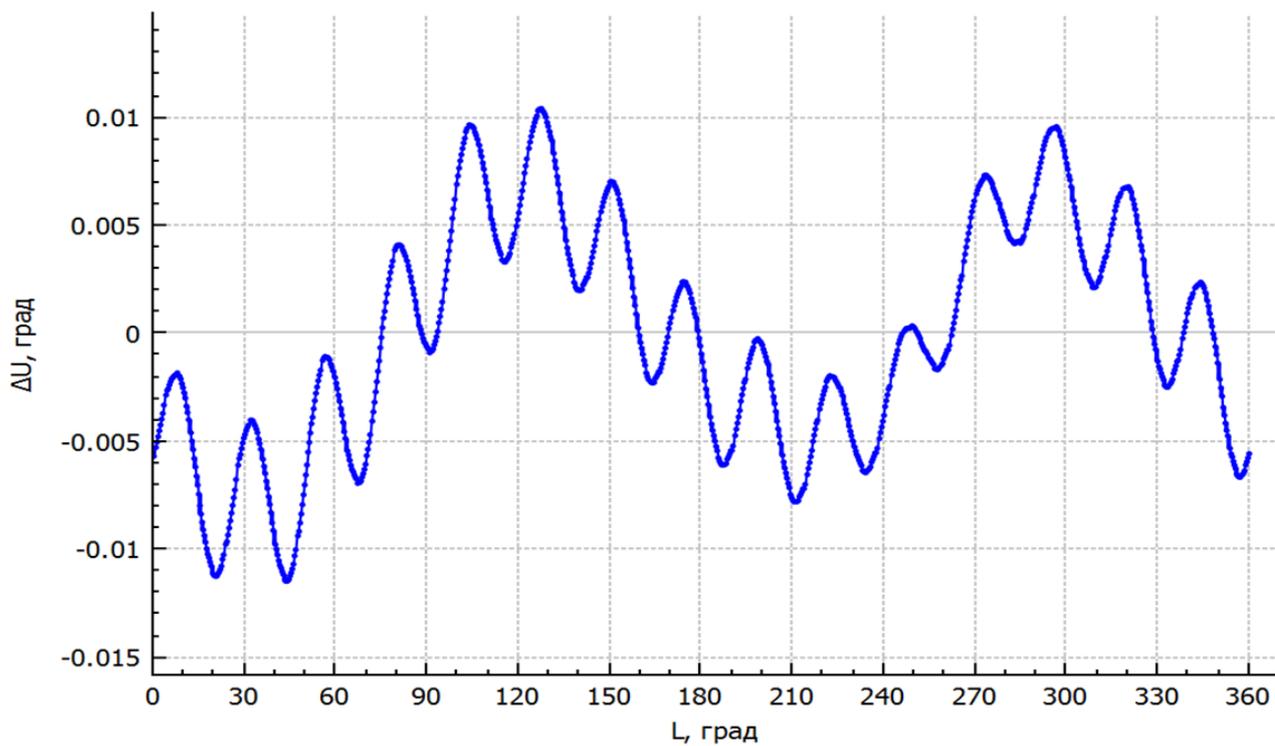


Рис. 7. Фазовый портрет дрейфа КА относительно УМПД (диапазон удержания  $\pm 0,1^\circ$ )

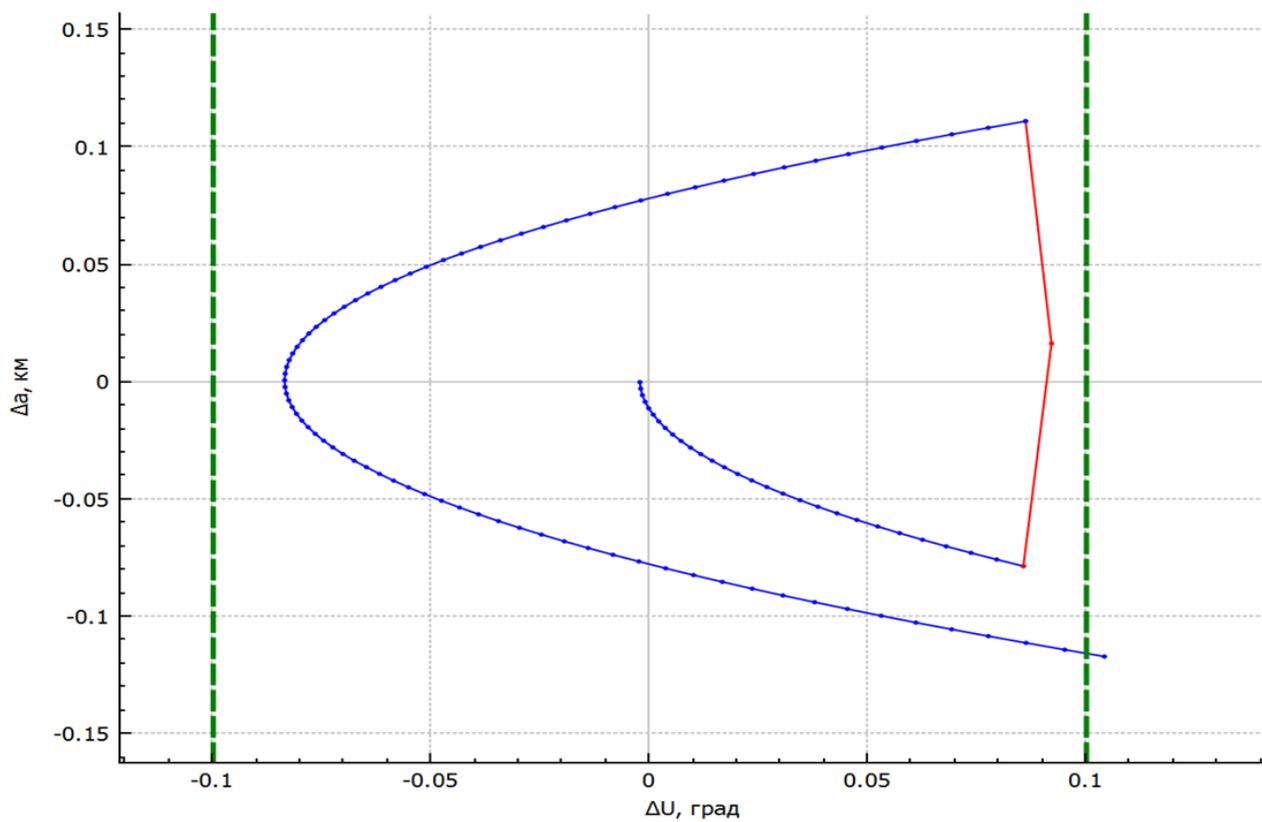


Рис. 8. Дрейф долготы восходящего узла относительно УМПД

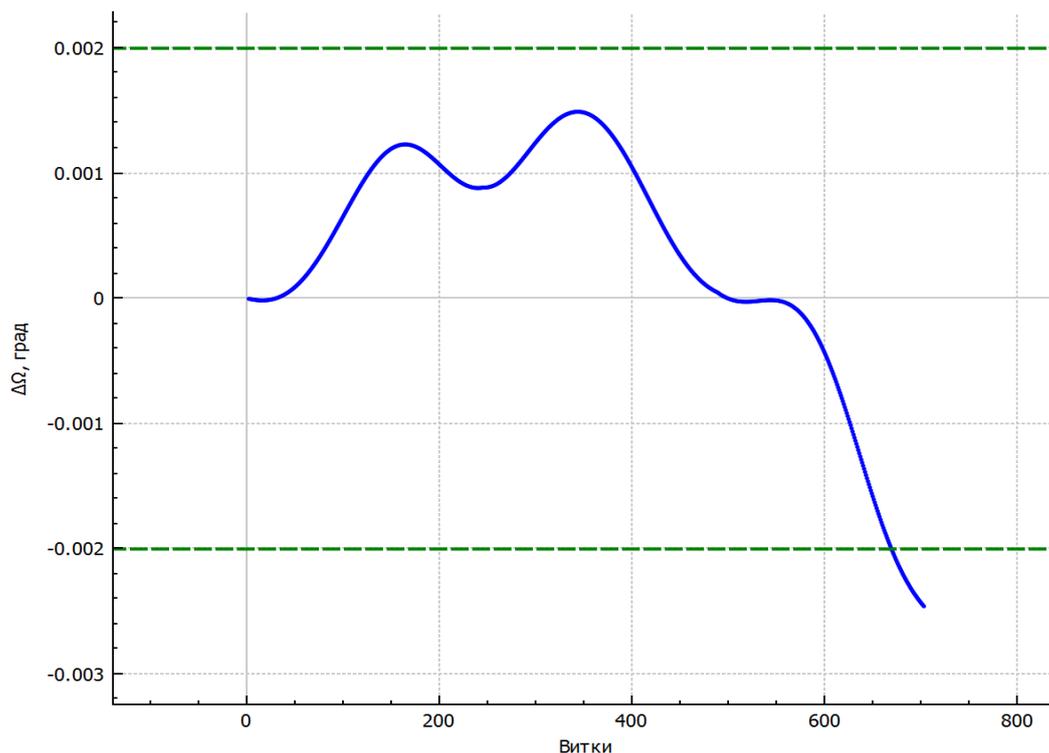


Рис. 9. Возмущение аргумента широты тессеральными и секториальными гармониками разложения ГПЗ относительно программного значения

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, удалось разработать подход к формированию аналитической модели программного движения для каждого КА системы, причем в такой модели орбитальная структура системы КА по-прежнему сохраняет свою устойчивость неограниченное время. Этот подход обладает существенными преимуществами для удержания КА в окрестности системной позиции при малых допустимых отклонениях контролируемых параметров от программного положения, а именно он позволяет:

- более достоверно учесть влияние консервативных сил от ГПЗ на движение КА;
- показать объективные тенденции фактического орбитального движения относительно программного;
- обеспечить своевременное оповещение о выходе контролируемых параметров орбиты за допустимые пределы отклонений;
- достоверно рассчитать параметры управления движением КА при коррекции орбиты.

## Список используемых источников

1. Давыдов Е. А., Кисленко К. В., Суевалов В. В. Методы автономного поддержания параметров баллистической структуры перспективных систем космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Космонавтика XXI века : материалы научно-практ. конф. с междунар. участием / АО «ЦНИИмаш». – Королёв [Московская обл.], 2016. – С. 23–33.
2. Виноградов Д. Ю. Орбиты минимального изменения высоты и их параметры // Двойные технологии. – 2018. – № 2 (83). – С. 24–27.

3. *Виноградов Д. Ю.* Алгоритмы формирования геометрически средних орбит минимального изменения высоты для космических систем дистанционного зондирования Земли // Инновационные аспекты социально-экономического развития региона : сб. мат. VIII Ежегодной науч. конф. аспирантов «МГОТУ». Научград Королёв, Моск. обл., 17 мая 2018 г. / Технологический университет. – М. : изд-во «Научный консультант», 2018 – С. 108–117.

4. *Виноградов Д. Ю.* Свойства геометрически устойчивых орбит // Инновационные аспекты социально-экономического развития региона : сб. мат. IX Ежегодной науч. конф. аспирантов «МГОТУ». Научград Королёв, Моск. обл., 15 мая 2019 г. / Технологический университет. – М. : изд-во «Научный консультант», 2019 – С. 114–121.

5. *Виноградов Д. Ю.* Обоснование модели программного движения для систем космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Информационно-технологический вестник. – 2020. – № 4 (26). – С. 47–56.

6. Оценка качества в задачах классификации и регрессии // neerc.ifmo.ru : викиконспекты кафедры компьютерных технологий Университета ИТМО. – URL: [http://neerc.ifmo.ru/wiki/index.php?title=Оценка\\_качества\\_в\\_задачах\\_классификации\\_и\\_регрессии&oldid=84439](http://neerc.ifmo.ru/wiki/index.php?title=Оценка_качества_в_задачах_классификации_и_регрессии&oldid=84439) (дата обращения: 21.03.2024).

А. Н. Жуков<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук;  
Е. А. Тарасова<sup>2</sup>;  
С. В. Васьков<sup>1</sup>,  
кандидат технических наук

<sup>1</sup>Филиал ПНБО АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», г. Королёв.

<sup>2</sup>Научно-технический центр АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», г. Москва.

## **АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ НАСТРОЙКИ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ**

Рассматриваются вопросы настройки параметров математических моделей движения (ММД) перспективных космических средств (КС). Показано, что к настоящему времени баллистико-навигационное обеспечение КС в основном базируется на использовании высокоточных моделей движения. В первую очередь это касается задач определения и прогнозирования орбитальных параметров движения. Работы наземных и бортовых комплексов управления, а также использование навигационной аппаратуры потребителей любого класса невозможны без корректного применения ММД. При этом планы развития космических навигационных систем и в особенности отечественной системы ГЛОНАСС обуславливают необходимость в исследованиях по совершенствованию ММД для выхода на новый уровень точностных характеристик навигации. Особую актуальность этому направлению придают планы развития орбитальной структуры МГНСС ГЛОНАСС.

Ключевые слова: математическая модель движения (ММД), навигационный космический аппарат (НКА), баллистико-навигационное обеспечение (БНО), эфемеридно-временное обеспечение (ЭВО), оценивание, верификация, измерения, точность.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В последние годы наблюдается устойчивая тенденция к ужесточению требований по точности навигации современных и перспективных КС. При этом ММД используются для прогнозирования движения КС, необходимого для планирования работы целевой аппаратуры, а также для расчета параметров маневрирования. Чем более точная модель, тем более эффективно решаются целевые задачи КС, в том числе увеличивается срок активного существования. В настоящее время лидирующие позиции в области навигации занимают технологии, основой которых является использование информации Глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), в частности отечественной системы ГЛОНАСС.

Зависимость от иностранных ГНСС снижается поддержанием конкурентоспособного уровня ГЛОНАСС. Это позволяет совершенствовать старые потребительские системы координатно-временного и навигационного обеспечения (КВНО) на базе использования эффективных навигационных технологий, а также создавать новые. Вместе с тем ключевым элементом отечественных средств КВНО является ГЛОНАСС [8].

Очевидно, что с учетом растущей интеграции навигационных технологий практически во всех ведущих отраслях Российской Федерации требуется всестороннее совершенствование КВНО ГЛОНАСС [2–4].

Наблюдается непрерывное увеличение потребности в высокоточном позиционировании различных потребителей навигационной информации (ПНИ). Эта тенденция проявляется и в процессе эксплуатации наземной транспортной инфраструктуры, и в развитии различных (по целевому назначению) КС. Таким образом, можно говорить, что ужесточаются требования по качеству навигационных услуг, что в первую очередь выражается в точности навигационных определений на всей территории РФ.

## АНАЛИЗ ОПЫТА СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

В рамках реализации государственных программ запланирована модернизация орбитальной структуры системы. А именно, «ФЦП по поддержанию и развитию системы ГЛОНАСС до 2030 года» предполагает развертывание высокоорбитального космического комплекса (ВКК). В связи с этим исследования по влиянию внешних возмущающих факторов на точность прогнозирования движения НКА на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) являются актуальными. Определяется это тем, что от характера и диапазона изменения координатно-временного положения НКА на ВЭО зависят точность расчета прогнозируемых орбитальных параметров и формирование цифровой информации радионавигационной аппаратуры НКА.

Анализируя современное состояние функционирующих региональных навигационных систем на высоких орбитах (QZSS, IRNSS и BeiDou) можно сделать вывод, что, НКА на ВЭО будет способствовать повышению тактико-технических характеристик (точности, целостности и доступности навигационного сигнала) ГЛОНАСС на территории РФ, в том числе и в приполярных областях.

Точность прогнозирования параметров орбиты, а следовательно, и информации, которая формируется радионавигационной аппаратурой НКА, зависит от изменения пространственно-временного положения НКА на высокоэллиптических орбитах (ВЭО). Учитывая вышесказанное, можно сделать вывод о том, что актуальным является исследование влияния возмущающих факторов на точность прогнозирования движения НКА, функционирующих на ВЭО.

Высокоорбитальный космический комплекс на базе ОГ из шести КА дополнительно должен обеспечить ретрансляцию высокоточной ЭВИ фундаментальных дополнений (ФД) ГЛОНАСС. А также ВКК позволит обеспечить процесс оперативной закладки ЭВИ на НКА.

Потенциально в качестве рабочих ВЭО для ВКК рассматриваются орбиты 1-го типа, эксцентриситет которых равен 0,33, и 2-го типа – эксцентриситет которых равен 0,072 [10]. Орбитальные параметры НКА на ВЭО подобраны таким образом, что на поверхности Земли формируются две трассы (рис. 1).

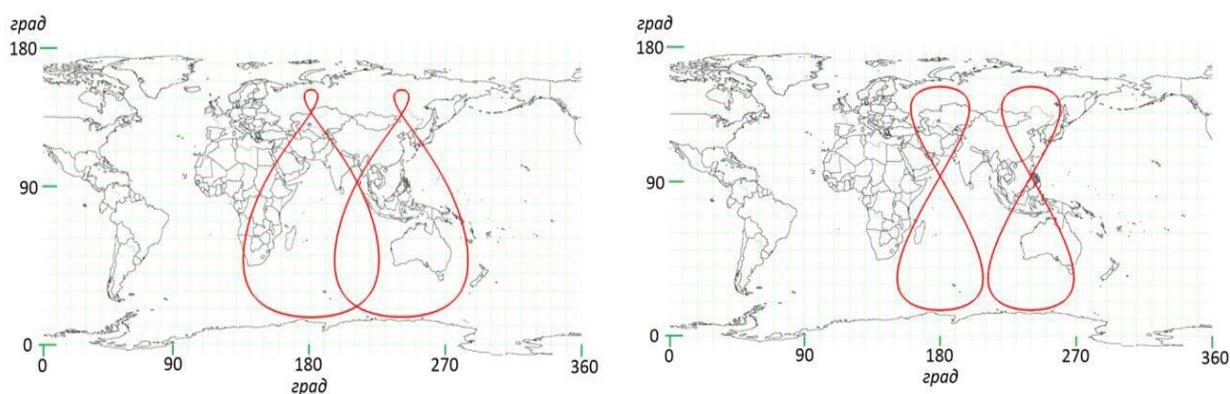


Рис. 1. Пример трасс полета НКА на ВЭО 1-го и 2-го типов

Для обоснования параметров и структуры ММД для подобных орбит определяющим является диапазон высот от 1000 до 40000 км. Следовательно, важен учет влияния гравитации Луны и Солнца на апогейную область орбиты НКА ВКК, который приводит к значительным вековым изменениям в перигейной области. При этом перигейная область испытывает влияние самого трудно прогнозируемого фактора – плотности верхних слоев атмосферы Земли.

Большая часть космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и наблюдения функционирует, как правило, на орбитах высотой до 1000 км. То есть при ис-

следовании влияния возмущающих факторов на КС, как использующих для навигации сигналы ГНСС, так и самих ГНСС, необходимо рассматривать все факторы физических сил, включая атмосферу (поскольку речь идет о диапазонах 300–40000 км.).

Учитывая вышесказанное следует рассмотреть математическое описание возмущающих факторов различных физических сил, действующих на КС.

### ОПИСАНИЕ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ РАЗЛИЧНЫХ ФИЗИЧЕСКИХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КОСМИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА

В общем виде уравнения движения объекта в космическом пространстве могут быть представлены выражением

$$\dot{\vec{r}} = -GM \frac{\vec{r}}{r^3} + \sum f_i(t, \vec{r}, \dot{\vec{r}}, q_i), \quad (1)$$

где  $\vec{r}$  – геоцентрическое положение спутника в системе координат J2000.0 (CRS);  
 $t$  – динамическое время (ГТ);  
 $GM$  – гравитационная постоянная Земли;  
 $f_i$  – функция возмущающих ускорений, действующих на спутник;  
 $q_i$  – динамический  $i$ -й орбитальный параметр, характеризующий возмущающее ускорение.

Возмущающие ускорения, действующие на спутник, обусловлены влиянием нецентральности гравитационного поля Земли и его вариациями во времени (приливными эффектами), радиационного давления (прямой солнечной радиации и отраженной от Земли, тепловой радиации Земли, действия источников радиации на борту спутника), гравитационных возмущений за счет третьих тел (Солнца, Луны, планет), а также релятивистскими эффектами и возмущениями за счет работы бортовых систем.

Возмущающая функция гравитационного потенциала определяется как разность между принятой моделью гравитационного потенциала  $U$  и идеального потенциала, который соответствует притяжению Земли со сферическим распределением плотности. Возмущающие ускорения, обусловленные влиянием нецентральности гравитационного поля Земли, обычно представляют в виде:

$$\Delta g_r = \frac{\partial \Delta U}{\partial r} = GM_{\oplus} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{(n+1)a_e^n}{r^{n+2}} (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \Phi), \quad (2)$$

$$\Delta g_{\Phi} = \frac{1}{r} \frac{\partial \Delta U}{\partial \Phi} = \frac{1}{r} GM_{\oplus} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{a_e^n \cos \Phi}{r^{n+1}} (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P'_{nm}(\sin \Phi), \quad (3)$$

$$\Delta g_{\lambda} = \frac{1}{r \cos \Phi} \frac{\partial \Delta U}{\partial \lambda} = \frac{1}{r \cos \Phi} GM_{\oplus} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{m a_e^n}{r^{n+1}} (-C_{nm} \sin m\lambda + S_{nm} \cos m\lambda) P_{nm}(\sin \Phi), \quad (4)$$

где  $r$  – расстояние от центра Земли до КА;  
 $a_e$  – экваториальный радиус Земли;  
 $\Delta g_r, \Delta g_{\Phi}, \Delta g_{\lambda}$  – проекции возмущающих ускорений в точке с геоцентрическими сферическими координатами  $(r, \Phi, \lambda)$  на направления радиусавектора  $(-\vec{r})$ : по меридиану – к северу ( $\Phi$ ) и по долготе ( $\lambda$ ) – к востоку;

- $GM_{\oplus}$  – гравитационная постоянная Земли;  
 $C_{nm}, S_{nm}$  – безразмерные ненормированные коэффициенты разложения геопотенциала;  
 $P_{nm}(\sin \Phi)$  – сферическая функция Лежандра порядка  $n$  и степени  $m$ ;  
 $P'_{nm}(\sin \Phi)$  – производная сферической функции.

Переход к земной прямоугольной системе координат [TRS] производится с использованием соотношений:

$$[TRS] = \begin{pmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Phi \cos \lambda & -\sin \Phi \cos \lambda & -\sin \lambda \\ \cos \Phi \sin \lambda & -\sin \Phi \sin \lambda & \cos \lambda \\ \sin \Phi & \cos \Phi & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -\Delta g_r \\ \Delta g_{\Phi} \\ \Delta g_{\lambda} \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Гравитационные возмущения за счет третьих тел (Солнце, Луна, планеты) в векторной форме имеют вид:

$$\Delta \ddot{\vec{r}} = \sum_{i=1, \dots, n} \mu_i \left( \frac{\vec{r}_i - \vec{r}}{\Delta_i^3} - \frac{\vec{r}_i}{r_i^3} \right), \quad (6)$$

$$\Delta \ddot{\vec{r}} = \sum_{i=1, \dots, n} \mu_i \left( \frac{\vec{r}_i - \vec{r}}{\Delta_i^3} - \frac{\vec{r}_i}{r_i^3} \right),$$

где  $\mu_i$  – гравитационная постоянная  $i$ -го возмущающего тела;

$\vec{r}_i$  – радиус-вектор возмущающего тела в геоцентрической системе координат, при этом

$$\Delta_i = |\vec{r}_i - \vec{r}|.$$

Возмущающие ускорения за счет косвенного влияния сжатия Земли на гравитационное притяжение Луны можно представить в виде:

$$x = \frac{3}{2} GM_{\oplus} J_{20} \frac{x_i a_e^2}{r_i^5} \left( 1 - 5 \left( \frac{z_i}{r} \right)^2 \right), \quad (7)$$

$$y = \frac{3}{2} GM_{\oplus} J_{20} \frac{y_i a_e^2}{r_i^5} \left( 1 - 5 \left( \frac{z_i}{r} \right)^2 \right), \quad (8)$$

$$z = \frac{3}{2} GM_{\oplus} J_{20} \frac{z_i a_e^2}{r_i^5} \left( 1 - 5 \left( \frac{z_i}{r} \right)^2 + 2z_i \right), \quad (9)$$

где  $x_i, y_i, z_i$  – координаты Луны в геоцентрической системе;

$J_{20}$  – коэффициент при второй зональной гармонике Земли,  $J_{20} = -\sqrt{5} C_{20}$ .

Релятивистские ускорения спутника Земли можно представить в векторной форме:

$$\Delta \vec{F} = \frac{GM_{\oplus}}{c^2 r^3} \left\{ \left[ 2(\beta + \gamma) \frac{GM_{\oplus}}{r} - \gamma \vec{r} \cdot \vec{r} \right] \vec{r} + 2(1 + \gamma)(\vec{r} \cdot \vec{r}) \vec{r} \right\} +$$

$$+ (1 + \gamma) \frac{GM_{\oplus}}{c^2 r^3} \left[ \frac{2}{r^2} (\vec{r} \times \vec{r})(\vec{r} \cdot \vec{J}) + (\vec{r} \times \vec{J}) \right] + \left\{ (1 + 2\gamma) \left[ \vec{R} \times \left( \frac{-GM_s \vec{R}}{c^2 R^3} \right) \times \vec{r} \right] \right\}, \quad (10)$$

где  $c$  – скорость света;

$\beta, \gamma$  – параметры равняются 1 в общей теории относительности;

$\vec{r}$  – положение спутника относительно Земли;

$R$  – положение Земли относительно Солнца;

$J$  – угловой момент Земли на единицу массы ( $|J| \cong 9,8 \times 10^8 \text{ m}^2/\text{s}$ );

$GM_s$  – гравитационная постоянная Солнца.

Модели возмущающих ускорений за счет работы бортового комплекса управления спутника носят в общем случае эмпирический характер и используются также для компенсации влияния неточного описания модели движения. Параметры эмпирических моделей являются, как правило, оцениваемыми в процессе решения задачи обработки измерений. Обычно используются модели эмпирических ускорений, связанных с определенным направлением, зависящим от орбиты спутника. Модель эмпирических ускорений можно представить в общем виде:

$$\Delta \vec{r} = f(q_i) \vec{e}_{0j}, \quad (11)$$

где  $\vec{e}_{0j}$  – единичный вектор направления  $j$ ;  
 $f(q_i)$  – некоторая эмпирическая функция, которая может быть константой, полиномом или иметь более сложный вид;  
 $q_i$  – динамический параметр модели.

Параметры моделей эмпирических ускорений могут уточняться на некоторых временных интервалах (время, виток).

Возможным вариантом эмпирических возмущений являются и импульсные изменения скорости спутника вдоль орбиты и по радиусу на витковых интервалах или на границах теневых участков орбиты.

Гравитационные модели, используемые с 2001 года при высокоточном определении орбит, представлены тремя моделями: EGM96 (Lemoine et al., 1998), JGM-3 (Tapley et al., 1996), и GRIM5-C1 (Gruber et al., 2000). Высокая точность определения орбит достижима с любой из этих моделей.

IERS продолжает разработку новых гравитационных моделей и рекомендует в настоящее время модель EGM96 в качестве стандартной модели геопотенциала. Значения

$$GM_{\oplus} = 398600,4415 \text{ km}^2/\text{s}^2, \quad a_s = 6378136,3 \text{ m}$$

EGM96 используются как параметры масштаба для коэффициентов геопотенциала. В случае использования условия двух тел (двух притягивающих центров) рекомендуется использовать значение

$$GM_{\oplus} = 398600,4418 \text{ km}^2/\text{s}^2$$

и время TCG.

В модель EGM96 включены коэффициенты  $C_{21}$  и  $S_{21}$ , которые описывают положение оси фигуры Земли. Усредненное за многие годы положение оси этой фигуры достаточно близко совпадает с положением полюса вращения, усредненного по тому же периоду времени. Однако частные различия между средней осью и средним полюсом вращения обусловлены долгопериодическими процессами в океанах, жидком ядре или атмосфере Земли. Эти эффекты изучены недостаточно, и их влияние незначительно. Значения коэффициентов  $C_{21}$  и  $S_{21}$  модели EGM96 задают среднее положение оси фигуры Земли, соответствующее среднему положению полюса.

Сначала при использовании коэффициентов для определения спутниковых орбит необходимо производить преобразования вращения от системы координат TRS, в которой получены коэффициенты  $C_{21}$  и  $S_{21}$ , к инерциальной системе координат, в которой рассчитывается движение спутника. Это преобразование между системами координат включает движение полюса. Предполагается, что используются параметры движения полюса относительно полюса IERS. Если  $\bar{x}$  и  $\bar{y}$  – угловые смещения полюса в TRS относительно полюса IERS, то значения коэффициентов определяются из выражений:

$$\bar{C}_{21} = \sqrt{3} \bar{x} \bar{C}_{20}; \quad \bar{S}_{21} = \sqrt{3} \bar{x} \bar{S}_{20}, \quad (12)$$

где  $\bar{x} = 0.262 \times 10^{-6}$  в радианах, что эквивалентно 0,054 arcsec, и  $\bar{y} = 7.730 \times 10^{-6}$ , что эквивалентно 0,357 arcsec, определены из наблюдений.

Коэффициенты  $\bar{C}_{21}$  и  $\bar{S}_{21}$  – это переменные, зависящие от времени. Приведенные значения коэффициентов  $\bar{C}_{21}(IERS) = -2.20 \times 10^{-10}$ ,  $\bar{S}_{21}(IERS) = 14.51 \times 10^{-10}$ , отнесены к эпохе 1 января 2000 года. Мгновенные значения этих двух коэффициентов, используемые при расчете орбит, определяются следующими выражениями:

$$\bar{C}_{21} = \bar{C}_{21}(t_0) + \frac{d\bar{C}_{21}}{dt}[t - t_0], \quad (13)$$

$$\bar{S}_{21} = \bar{S}_{21}(t_0) + \frac{d\bar{S}_{21}}{dt}[t - t_0], \quad (14)$$

где  $\frac{d\bar{C}_{21}}{dt} = -0,337 \times 10^{-11}$  и  $\frac{d\bar{S}_{21}}{dt} = -1,606 \times 10^{-11}$  – производные по времени, отнесенные к эпохе  $t_0$ .

Значения коэффициентов необходимо также корректировать за счет полярного прилива твердого тела Земли. Изменения, вызванные приливами твердого тела Земли, в пространственном потенциале удобно моделировать как вариации стандартных коэффициентов геопотенциала  $C_{nm}$ ,  $S_{nm}$ . Приливный потенциал содержит не зависящую от времени (постоянную) часть, которая содержится только во второй зональной компоненте и может быть уже включена в коэффициент геопотенциала  $\bar{C}_{20}$ .

Поправки к нормализованным коэффициентам ( $nm$ ) геопотенциала, обусловленные частотно независимыми значениями  $k_{nm}$  приливного потенциала представлены уравнением

$$\Delta\bar{C}_{nm} - i\Delta\bar{S}_{nm} = \frac{k_{nm}}{2n+1} \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j}{GM_{\oplus}} \left( \frac{R_e}{r_j} \right)^{n+1} \bar{P}_{nm}(\sin\Phi_j) e^{im\lambda_j}, \quad (15)$$

где  $k_{nm}$  – номинальное число для степени  $n$  и порядка  $m$ ;

$R_e$  – экваториальный радиус Земли;

$GM_j$  – гравитационный параметр для Луны ( $j = 2$ ) и Солнца ( $j = 3$ );

$r_j$  – расстояние от геоцентра до Луны или Солнца;

$\Phi_j$  – геоцентрическая широта Луны или Солнца;

$\lambda_j$  – восточная долгота (от Гринвича) Луны или Солнца;

$\bar{P}_{nm}$  – нормализованная функция Лежандра.

Полярный прилив, связанный с центробежным эффектом движения полюса, характеризуется потенциалом

$$\Delta V(r, \theta, \lambda) = -\frac{\Omega^2 r^2}{2} \sin 2\theta (m_1 \cos \lambda + m_2 \sin \lambda) = -\frac{\Omega^2 r^2}{2} \sin 2\theta \operatorname{Re}[(m_1 - i \cdot m_2) e^{i\lambda}]. \quad (16)$$

Деформация, которая связана с полярным приливом, может быть выражена как

$$-\frac{\Omega^2 r^2}{2} \sin 2\theta \operatorname{Re}[k_2 (m_1 - i \cdot m_2) e^{i\lambda}]. \quad (17)$$

Во внешнем потенциале возникают эквивалентные изменения в коэффициентах  $C_{21}$  и  $S_{21}$ . Используя для  $k_2$  значение  $0,3077 + 0,0036i$ , получим вариации коэффициентов геопотенциала за счет полярного прилива:

$$\Delta\bar{C}_{21} = -1.333 \times 10^{-9} (m_1 + 0.0155m_2), \quad (18)$$

$$\Delta\bar{S}_{21} = -1.333 \times 10^{-9} (m_2 + 0.0155m_1), \quad (19)$$

где  $m_1, m_2$  – дуги в секундах.

Вторая зональная гармоника приливного потенциала имеет среднее значение, отличное от нуля. Этот не зависящий от времени потенциал  $nm = 20$  производит постоянную деформацию, и, следовательно, постоянный вклад в коэффициент геопотенциала  $\bar{C}_{20}$ . Формулировка модели геопотенциала не исключает двух подходов. При первом подходе постоянная часть

прилива включена в значение коэффициента  $\bar{C}_{20}$ , и такое значение коэффициента называют «нуль прилив» (zero tide). Это имеет место для модели JGM-3. Если постоянная часть прилива не включена в  $\bar{C}_{20}$ , то такое значение называют «свободным приливом» (tide free) и обозначают  $\bar{C}_{20}^{tf}$ . Это относится к модели EGM96.

Модель геопотенциала EGM96 является (tide free) моделью со значением

$$\bar{C}_{20}^{tf} = -0.4841653717 \times 10^{-3},$$

и в случае ее использования необходима полная модель прилива (15).

В случае модели геопотенциала (zero tide) модель приливных эффектов не должна содержать постоянной части. Нельзя использовать выражение (15), поскольку в этой модели прилива  $\Delta \bar{C}_{20}$  также содержит и постоянную часть.

Обозначение  $\Delta \bar{C}_{20}$  сохранено для зависящей от времени части выражения (15), в то время как полное выражение будет повторно определяться как  $\Delta \bar{C}_{20}^*$ , и постоянная часть  $-\Delta \bar{C}_{20}^{perm}$ . Таким образом,

$$\Delta \bar{C}_{20} = \Delta \bar{C}_{20}^* - \langle \Delta \bar{C}_{20}^* \rangle, \quad (20)$$

где

$$\Delta \bar{C}_{20}^* = \frac{k_{20}}{5} \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j}{GM_{\oplus}} \left( \frac{R_{\oplus}}{r_j} \right)^3 \bar{P}_{20}(\sin \Phi_j),$$

$$\langle \Delta \bar{C}_{20}^* \rangle = A_0 H_0 k_{20} = (4.4228 \times 10^{-8})(-0.31460)k_{20}.$$

При расчетах должно использоваться одно значение  $k_{20}$  для  $\Delta \bar{C}_{20}$  и  $\langle \Delta \bar{C}_{20}^* \rangle$ . При величине  $k_{20} = 0,30190$   $\langle \Delta \bar{C}_{20}^* \rangle = -4,201 \times 10^{-9}$ .

Учет влияния атмосферы на движение КА производится путем расчета проекций вектора атмосферного торможения на оси Гринвичской системы координат по следующей формуле:

$$\vec{F} = -C_x \frac{S_m}{2m} \rho V \vec{V}, \quad (21)$$

где  $S_m$  – площадь характерного сечения (например, поперечного сечения КА, нормального к набегающему воздушному потоку),  $m^2$ ;

$C_x$  – коэффициент аэродинамического сопротивления (безразмерная величина, полученная по результатам продувок модели и приведенная к площади характерного сечения);

$m$  – текущая масса КА, кг;

$\rho$  – плотность атмосферы Земли,  $кг/м^3$ ;

$\vec{V}$  – вектор скорости движения КА в атмосфере, м/с,

$$\vec{V} = \langle V_x, V_y, V_z \rangle^T;$$

$V$  – модуль вектора скорости движения КА в атмосфере, м/с,

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}.$$

В общем случае плотность атмосферы Земли является функцией времени, координат точки пространства и параметров геогелиофизической обстановки:

$$\rho = \varphi(t, h, b, l, f_s, f_b, a_p), \quad (22)$$

где  $t$  – время;

$h, b, l$  – координаты точки пространства;

$f_s, f_b, a_p$  – индексы солнечной активности (среднее и текущее значения) и геомагнитной возмущенности.

Учитывая высокие требования к точности, при расчетах необходимо использовать модель плотности атмосферы в соответствии с ГОСТ Р 25645.166-2004, представленную в аналитическом виде с коэффициентами, заданными таблично.

Влияние физических сил на движения объектов в космическом пространстве широко изучено. Оценка такого влияния достоверна подтверждена как большим количеством статистического материала, так и средствами метрологического контроля и верифицирования [1, 9]. В качестве демонстрации подобных исследований стоит остановиться на рассмотрении влияния наиболее сложных и подверженных изменению факторов, таких как влияние верхней атмосферы Земли и геопотенциала.

Оценка погрешностей учета атмосферного торможения, обусловленного плохо прогнозируемыми вариациями плотности атмосферы (изменением солнечной активности и геомагнитной возмущенности), проведена на основании фактических данных о поведении солнечной активности (СА) и геомагнитной возмущенности (ГМВ) и использования динамической модели плотности атмосферы (ГОСТ Р 25645.166-2004) [5] путем расчета по указанной модели и фактическим индексам СА и ГМВ условно фактической плотности атмосферы и определения статистических характеристик ее изменчивости на различных интервалах:

$$\Delta\bar{\rho} = \bar{\rho}(H, F, t+T) - \bar{\rho}(H, F, t), \quad (23)$$

где  $\bar{\rho}(H, F, t)$  – среднее значение плотности на интервале  $[t-T, t]$ , при этом

$$\bar{\rho}(H, F, t) = \frac{h}{T} \sum_{j=\frac{T}{h-1}}^0 \rho(H, F, t-j);$$

$T$  – интервал времени осреднения плотности.

Вместе с тем плотность атмосферы  $\rho(H, F, t)$  рассчитывалась с учетом вариаций, обусловленных изменением индексов СА и ГМВ. При этом в модели учитывались фактические значения индексов СА и ГМВ, полученные по результатам многолетних наблюдений земных станций за СА и ГМВ.

Расчет частных реализаций отклонений средней плотности за интервал  $T$  проведен на интервале с 1955 по 2014 год (за пять циклов солнечной активности); по частным реализациям отклонений рассчитаны статистические характеристики изменчивости плотности атмосферы.

Полученная для высоты  $H$  уровня СА  $F$ , интервала прогнозирования  $T$  и уровня вероятности  $P$  относительная вариация плотности атмосферы  $\delta\rho(H, F, P, T)$  характеризует уровень непрогнозируемых изменений плотности атмосферы и может использоваться для оценки погрешностей прогнозирования орбитальных параметров, обусловленных атмосферными факторами.

На рис. 2 приведены рассчитанные для высоты 500 км предельные для уровня вероятности 0,96 вариации плотности атмосферы на интервале до 1 суток для шести уровней СА. Из анализа данных рис. 2 следует, что непрогнозируемые вариации плотности атмосферы через 1 час с вероятностью 0,96 могут достигать 10%, а через 3 часа – 15%.

В общем случае оценка влияния погрешностей учета атмосферного торможения на точность (ошибки) прогнозирования параметров движения КА для любой орбиты может производиться путем численного расчета параметров абсолютного движения КА  $\bar{\rho}$  с учетом номинального значения плотности атмосферы, с учетом значения плотности, возмущенного на величину допустимой (возможной) вариации и вычисления параметров относительного движения КА  $\Delta\bar{\rho}$ :

$$\Delta\bar{\rho} = \bar{\rho}(\rho(H, F)) - \bar{\rho}(\rho(1 + \delta\rho(H, F, P, T))), \quad (24)$$

где  $\bar{\rho}(H, F)$  – номинальная плотность атмосферы, рассчитанная для выбранной орбиты с высотой  $H$  и заданного уровня СА –  $F$ ;

$\delta\rho(H, F, P, T)$  – относительная вариация плотности атмосферы для высоты  $H$ , уровня СА –  $F$ , интервала прогнозирования  $T$  и уровня вероятности  $P$ .

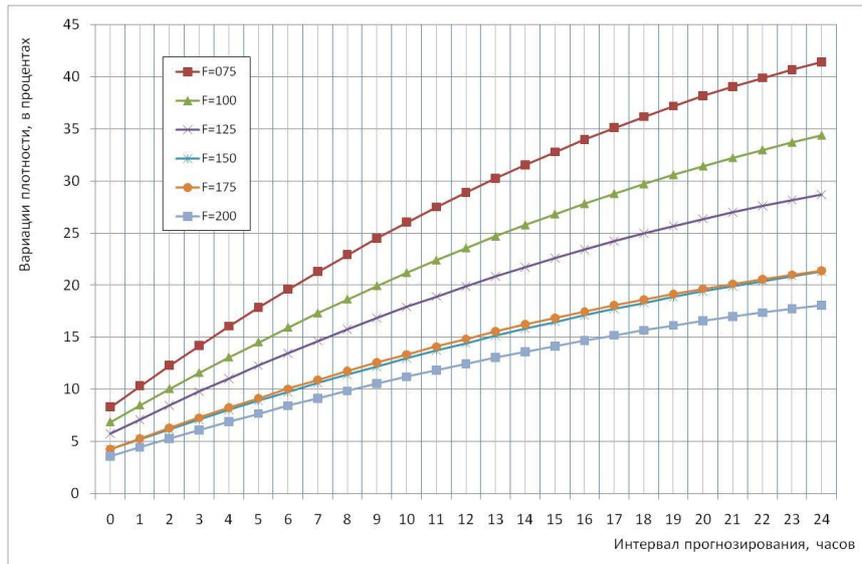


Рис. 2. Вариации плотности атмосферы для различных уровней СА для высоты 500 км и уровня вероятности 0,96

Для случая использования околокруговых орбит оценка влияния погрешностей учета атмосферного торможения на точность прогнозирования параметров движения КА может производиться аналитически по следующим формулам:

$$\Delta t_{\text{экв}} = \delta \Delta T_{\text{атм}} \cdot \frac{N^2}{2}, \quad (25)$$

$$\Delta l = \delta \Delta T_{\text{атм}} \cdot V_{\text{ср}} \cdot \frac{N^2}{2}, \quad (26)$$

$$\Delta r = \frac{2a}{3T_{\text{др}}} \delta \Delta T_{\text{атм}} \cdot N, \quad (27)$$

$$\Delta n = \delta \Delta T_{\text{атм}} \cdot \omega_3 a \cdot \frac{N^2}{2}, \quad (28)$$

где  $\Delta t_{\text{экв}}$ ,  $\Delta l$ ,  $\Delta r$ ,  $\Delta n$  – отклонения во времени прохождения экватора и параметров движения в радиальном (по радиусу), трансверсальном (вдоль орбиты) и бинормальном (боковом) направлениях;

$\delta \Delta T_{\text{атм}}$  – погрешность расчета падения драконического периода обращения за виток под влиянием атмосферы;

$a$  – большая полуось орбиты КА;

$T_{\text{др}}$  – драконический период обращения КА;

$V_{\text{ср}}$  – средняя величина модуля вектора скорости КА;

$\omega_3$  – угловая скорость вращения Земли;

$N$  – интервал прогнозирования в витках.

Погрешность расчета падения драконического периода обращения за один виток вычисляется по формуле

$$\delta \Delta T_{\text{атм}}(H, F, P, T) = 6\pi \cdot \rho(H, F) \cdot \delta \rho(H, F, P, T) \cdot S_b \cdot \mu \cdot T_{\text{др}}, \quad (29)$$

где  $\rho(H, F)$  – средняя плотность атмосферы;

$\delta \rho(H, F, P, T)$  – относительная вариация плотности атмосферы;

$S_b$  – баллистический коэффициент КА;

$\mu$  – гравитационная постоянная Земли.

Интервал прогнозирования в витках  $N$  определяется по заданному интервалу времени прогнозирования  $T$ :

$$N = T / T_{др}. \quad (30)$$

На рис. 3 приведены аналогичные данные, рассчитанные на интервале 5 часов для уровня вероятности 0,96. Из анализа данных следует, что ошибка прогнозирования движения КА на интервале 5 часов для низких уровней СА (75 и 100 п. е.) может достигать 20 м, для средних уровней (125 и 150 п. е.) – 40 м, а для высоких уровней СА (175 и 200 п. е.) – 80 м. При этом на интервале двух часов для всех уровней СА ошибка вдоль орбиты не превышает 10 м, а на интервале одного часа – не превышает 2 м.

При изменении величины баллистического коэффициента приведенные ошибки пропорционально изменяются (при увеличении баллистического коэффициента в 2 раза ошибки также увеличиваются в 2 раза).

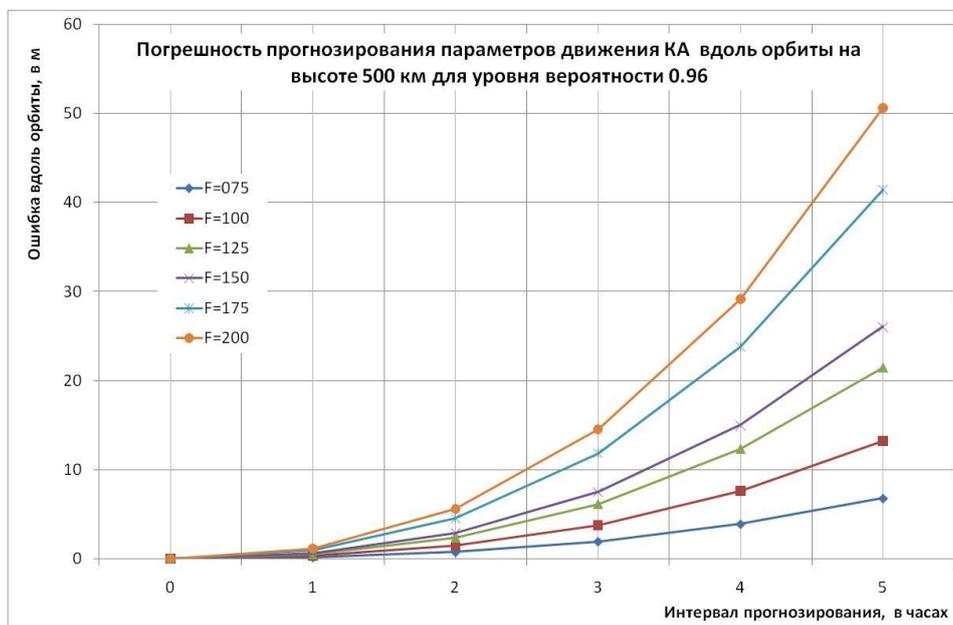


Рис. 3. Погрешности прогнозирования параметров движения КА вдоль орбиты для различных уровней СА

Для оценки влияния гравитации Земли на движение КС целесообразно сформировать функциональные зависимости отклонений ускорения свободного падения выбранной комбинации разложения в ряд по функциям геопотенциала Земли от эталонного состава разложения (за эталон учитывалось разложение 128 полных гармоник) на выбранной высоте полета КА, т. е. получить оценки отклонений в зависимости от высоты.

Из анализа данных, приведенных на рис. 4 и 5, следует, что для высот 250–1000 км после учета в разложении гармоник 24-го порядка и более изменения функциональной зависимости не выражены. Для более высоких орбит падение зависимости носит практически линейный характер. Эти статистические расчетные данные необходимы для обоснования ограничения состава разложения по гармоникам в сочетании с другими возмущающими факторами меньшего порядка малости.

При обосновании состава параметров ММД для избранного КС, учитывая разные степени влияния факторов, представляется целесообразным декомпозировать задачу. В первую очередь определить состав возмущающих сил, безусловно, необходимых к учету.

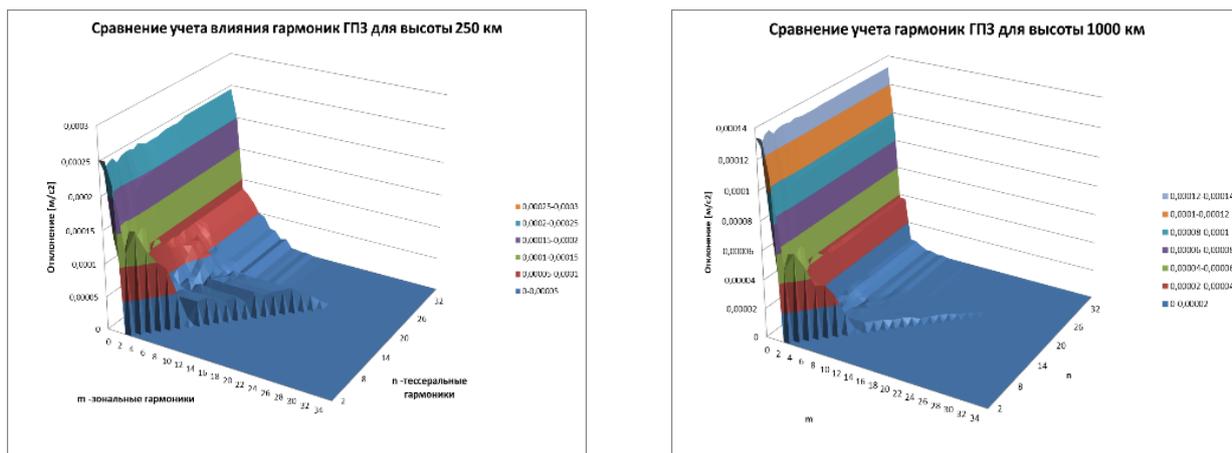


Рис. 4. Сравнение влияния гармоник ГПЗ для разных высот: 250 и 1000 км

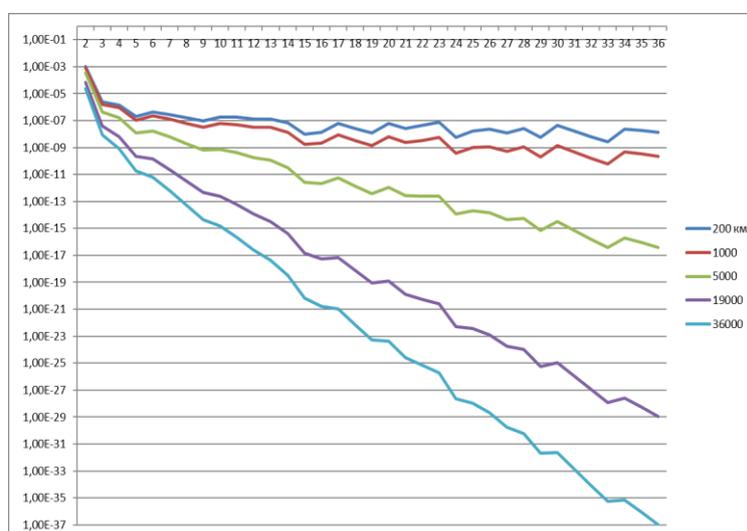


Рис. 5. Зависимости отклонений ускорений выбранной комбинации разложения геопотенциала по гармоникам для диапазона высот 200–36000 км

Необходимо также напомнить об одной немаловажной задаче фундаментального координатно-временного обеспечения системы ГЛОНАСС – определение параметров вращения Земли (ПВЗ). ПВЗ непрерывно меняются во времени, и только однозначное знание их текущих значений позволяет реализовывать процесс преобразования между инерциальной системой координат (ИСК) и гринвичской системой координат (ГСК) с высокой точностью. Бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) должен обладать ресурсами для автономного прогнозирования ПВЗ, прогнозирования параметров движения НКА, а также перевода из ИСК в ГСК и т. д. на различные интервалы времени – как на краткосрочные (до 15 суток), так и на среднесрочные (до 30 суток). Это обеспечит повышение точности ЭВО НКА ГЛОНАСС и повышение длительности интервала прогнозирования эфемерид НКА ГЛОНАСС в ИСК как решение важной прикладной задачи. В режиме автономной работы возникают условия неопределенности знания ПВЗ. Поэтому актуальным является вопрос оценки влияния неопределенности знания ПВЗ на результат прогнозирования параметров движения НКА ГЛОНАСС.

Необходимо однозначно понимать, что существует два разных понятия: параметры ориентации Земли (ПОЗ или Earth Orientation Parameters, EOP) и параметры вращения Земли (ПВЗ или Earth Rotation Parameters, ERP).

Под ПОЗ понимают пять параметров:

$x_p$  – угловую координату смещения оси полюса Земли;

$y_p$  – угловую координату смещения оси полюса Земли;

$\Delta UT1$  – разность между всемирным астрономическим временем UT1 и всемирным координированным временем UTC, таким образом,  $\Delta UT1 = UT1 - UTC$ ;

$\Delta\psi$  – поправку к углу прецессии в рамках теории МАС 2000;

$\Delta\varepsilon$  – поправку к углу нутации в рамках теории МАС 2000.

Под ПВЗ понимают три параметра:  $x_p$ ,  $y_p$  и  $\Delta UT1$ .

В табл. 1 приведены обобщенные характеристики требований к точности математических моделей движения (ММД), влияющих на точность определения и прогнозирования параметров орбит КА различного целевого назначения (в эквивалентной максимальной ошибке дальности до КА, м). Достигнутый уровень фундаментального координатно-временного обеспечения (ФКВО) при использовании ММД современного уровня при дооснащении их моделями возмущающих ускорений от гравитационного притяжения Земли, Луны, Солнца, от сил радиационного давления Солнца, а также алгоритмами расчета координат Луны, Солнца, параметров вращения и нутации Земли [6], а тем более, при использовании так называемых «согласующих моделей» в принципе не является сдерживающим фактором (если не учитывать фактор оперативности) для создания моделей соответствующего уровня точности.

Таблица 1

Требования к точности моделей ММД

Тип орбиты (высота над поверхностью Земли, км)	Интервал ИТНП, сут,	Ошибки прогнозирования, м	
		Краткосрочный прогноз	Долгосрочный прогноз
$h < 200$	0,005–0,010	0,010–0,050	0,20–0,80
$200 < h < 20000$	0,001–0,020	0,003–0,050	0,02–1,50
$h < 20000$	0,010–0,050	0,100–0,300	0,50–2,50

На рис. 6–9 представлен состав возмущающих сил, безусловно необходимых к учету, параметров ММД для различных групп высот – около 20000 и 400 км. Подобный состав параметров в любом случае используется в практике баллистико-навигационного обеспечения управления КС.

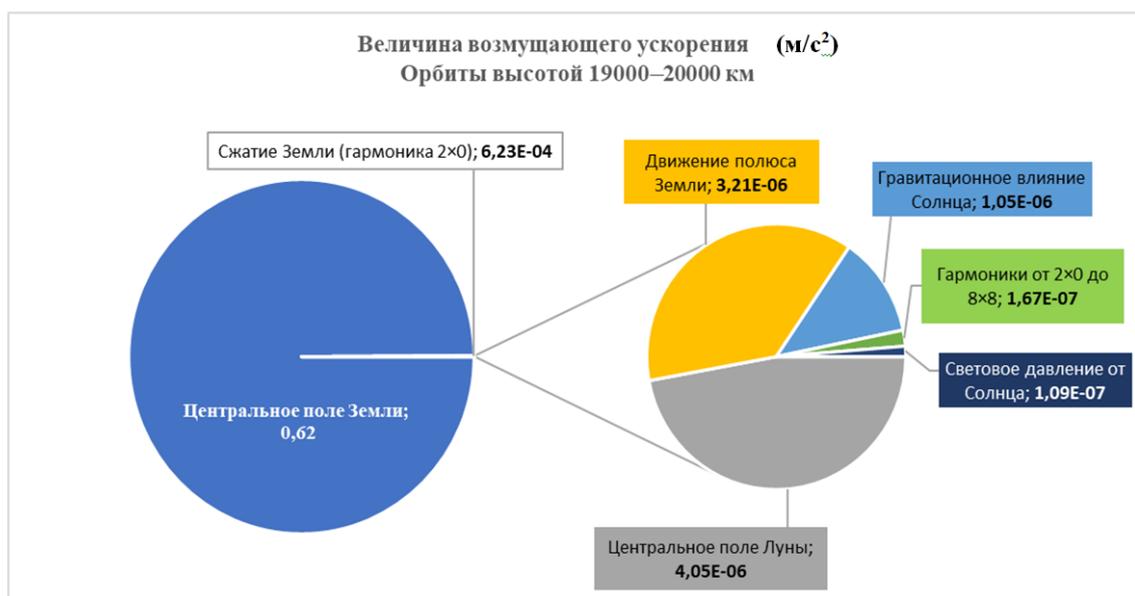


Рис. 6. Значения возмущающих ускорений от различного состава физических сил, необходимого к учету для высот порядка 20000 км

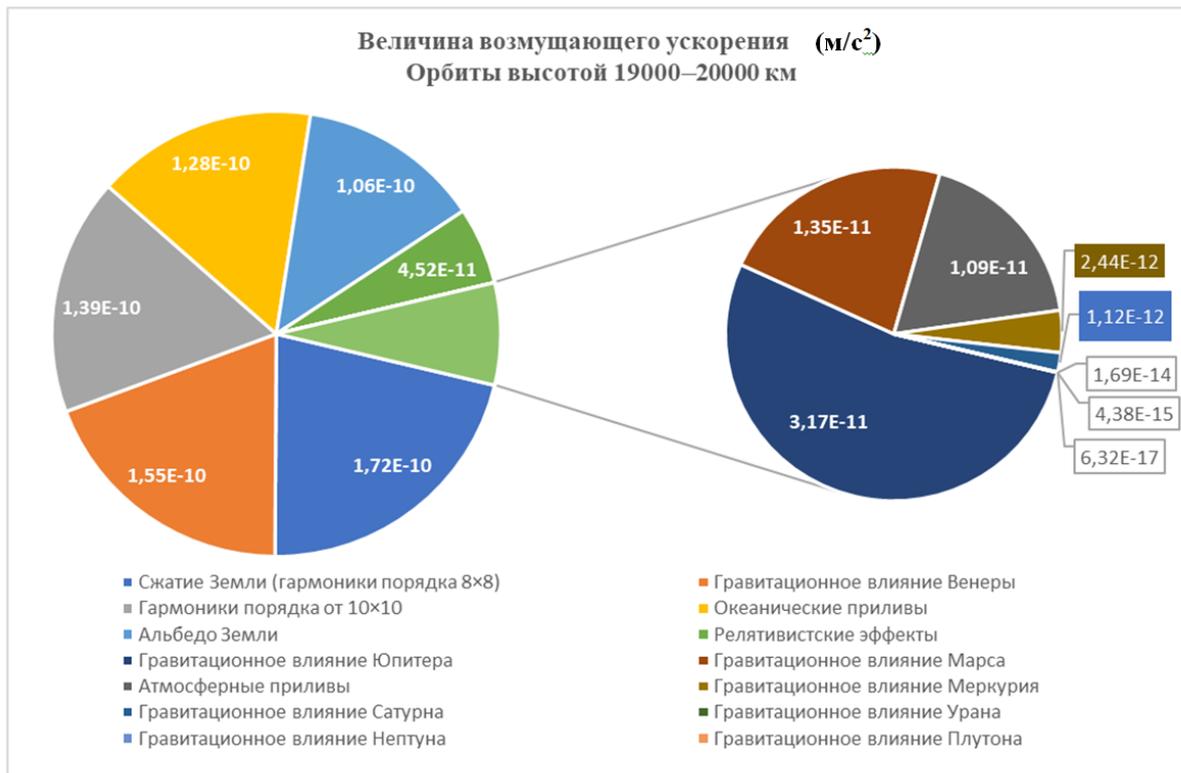


Рис. 7. Значения возмущающих ускорений от различного состава физических сил, необходимого к учету для высот порядка 20000 км низкого порядка малости

Если к КС предъявлены повышенные требования к точности (в первую очередь они предъявлены навигационным КА), то для их удовлетворения необходимо рассматривать дополнительный состав параметров влияния (низшего порядка малости). На рис. 7–9 представлен состав параметров ММД также для различных групп высот около 20000 и 400 км.

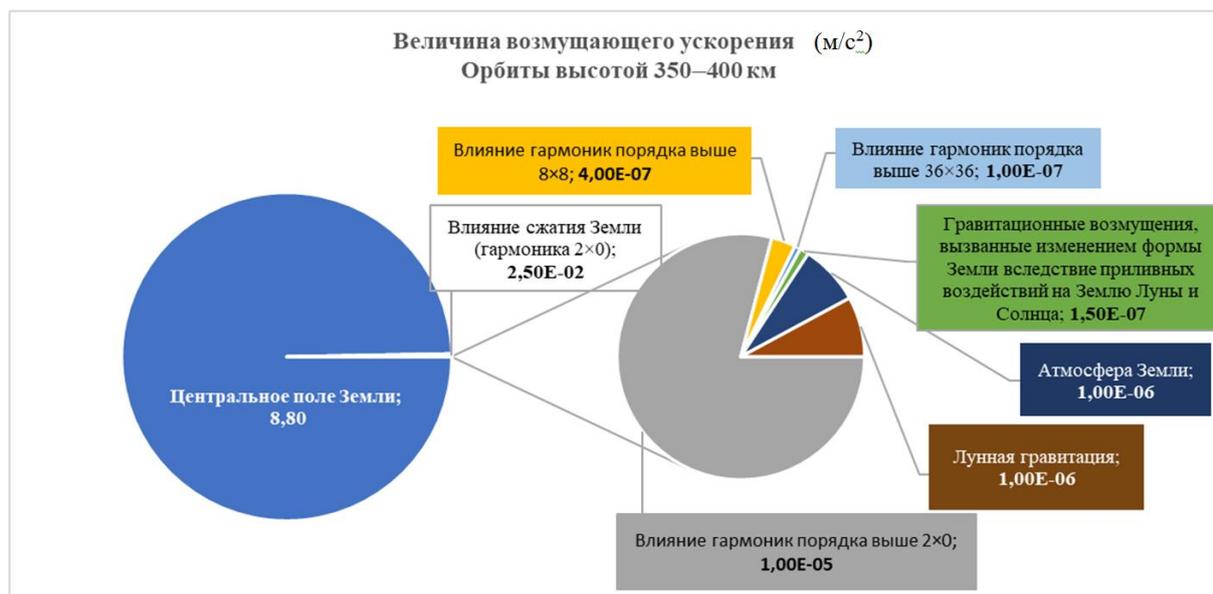


Рис. 8. Значения возмущающих ускорений от различного состава физических сил, необходимого к учету для высот порядка 400 км

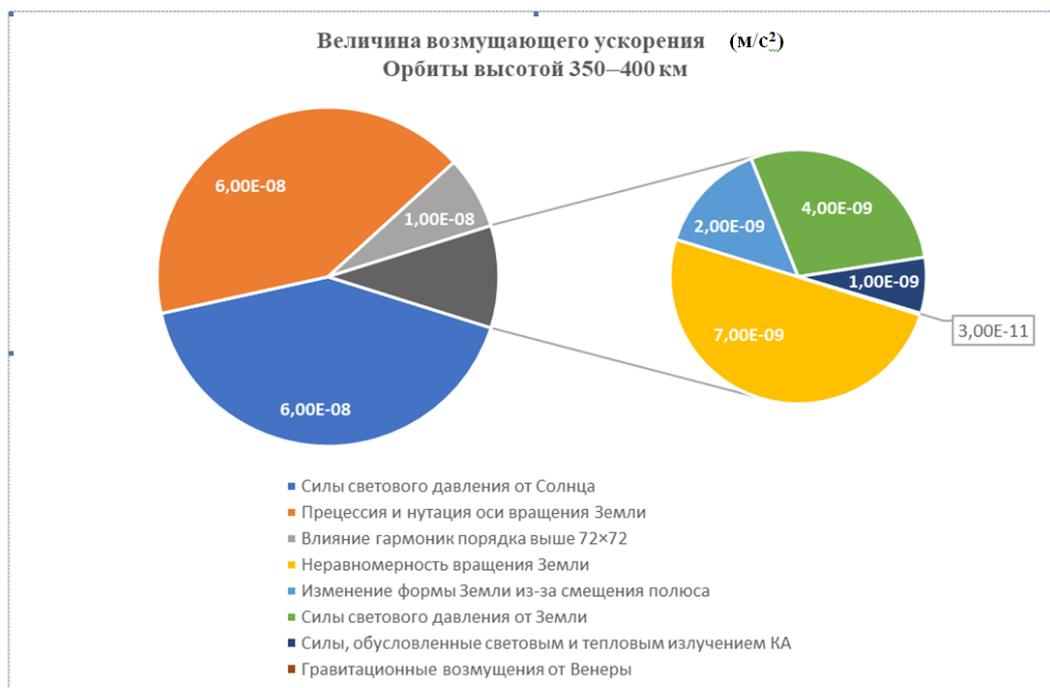


Рис. 9. Значения возмущающих ускорений от различного состава физических сил, необходимого к учету для высот порядка 400 км низкого порядка малости

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ любого состава параметров, учитываемых в ММД, показывает, что физические силы в первую очередь являются функциями координатного положения КС в абсолютном пространстве. Поскольку имеется типовое расположение КС (круговые пассивные орбиты) относительно главного воздействующего объекта – Земли, задача обоснования параметров ММД может быть несколько упрощена. Однако для КС на ВЭО и низких орбитах (с высотами 300–4000 км) складывается другая ситуация. Для ВЭО увеличивается влияние релятивистских эффектов и слабое, но необходимое для учета с целью прогнозирования движения НКА влияние верхней атмосферы.

В составе возмущений для низких орбит определяющим становится влияние верхней атмосферы, поскольку это самый сложно прогнозируемый фактор (в силу своей зависимости от внешних данных, а именно от значений индекса СА). Таким образом, для удовлетворения высоким требованиям, предъявляемым к точности навигации с использованием ГНСС, наиболее целесообразным представляется динамический подход к настройке ММД КС.

## Список используемых источников

1. Бондарева М. К., Васьков С. В., Салов В. В. Комплексирование методов верификации навигационных решений при навигационно-баллистическом обеспечении управления космическими аппаратами // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683 : Проблемы создания и применения космических аппаратов и систем средств выведения в интересах решения задач Вооруженных Сил Российской Федерации. – С. 49–56.
2. Бондарева М. К., Васьков С. В., Филатова А. С. Оценивание влияния геофизических данных на степень точности решения навигационных задач в целях экологического монито-

ринга // Экология и развитие общества : журн. – СПб. : Международная академия наук экологии, безопасности человека и природы, 2019. – Вып. 4(31) – С. 50–54.

3. *Васьков С. В., Жуков А. Н., Васькова Ю. С.* Обоснование системообразующей роли высокоточного навигационно-баллистического обеспечения при создании контура управления перспективными космическими системами // Инженерный журнал: наука и инновации. – М., 2019. – Вып. 2. – URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-2-1849> (дата обращения: 23.03.2024).

4. *Васьков С. В., Бондарева М. К., Филатов А. С.* Точность навигации как основа повышения эффективности применения перспективных космических систем наблюдения // Сборник материалов V Всероссийской научно-практической конференции «Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления». г. Москва, 27 декабря 2019 года / Аналитический центр Минобрнауки России. – 2020. – С. 249–252.

5. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя: модель плотности для баллистического обеспечения ИСЗ. – М. : Изд-во стандартов, 2004. – 28 с.

6. *Жуков А. Н., Пасынков В. В.* Направления совершенствования системы определения параметров вращения Земли наземного сегмента ГЛОНАСС // Труды ИПА РАН. – 2012. – Вып. 23. – С. 71–77.

7. Концептуальные основы использования эталонных эфемеридно-временных данных при управлении низкоорбитальными космическими аппаратами / А. Ю. Коваленко [и др.] // Труды XXIII Всероссийской научно-практической конференции ФГБУ РАРАН «Актуальные проблемы защиты и безопасности, вооружение и военная техника». 1–4 апреля 2020 года, Санкт-Петербург. – 2020. – Т. 3. – С. 230–234. – EDN ZKMTYBPTI.

8. *Пасынков В. В., Кружков Д. М.* Отечественная глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Особенности создания, развития и использования / под ред. М. Н. Красильщикова. – М. : Изд-во МАИ, 2022. – 119 с.

9. *Рой Ю. А., Пасынков В. В., Васьков С. В.* Приоритетные направления верификации математических моделей движения и аналитической обработки данных при проведении испытаний и применении космических средств // Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники : мат. V Всероссийской научно-практической конференции. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2022. – С. 265–269. – EDN FWBDSU.

10. *Топорков А. Г.* Повышение точности и доступности системы ГЛОНАСС для гражданских потребителей за счет высокоорбитального космического комплекса // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – Вып. 7. – URL: <https://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/adb/2294.html> (дата обращения: 23.03.2024). – DOI : 10.18698/2308-6033-2023-7-2294.

В. В. Пасынков<sup>1</sup>,  
доктор технических наук;

А. Н. Жуков<sup>2</sup>,  
кандидат технических наук;

С. В. Васьков<sup>2</sup>,  
кандидат технических наук;

<sup>1</sup>АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», г. Москва.

<sup>2</sup>Филиал ПНБО АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения», г. Королёв.

## **ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ ДАННЫХ ОБЪЕКТОВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ДОПОЛНЕНИЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС В КОНТУРАХ УПРАВЛЕНИЯ И НАВИГАЦИОННО- БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Внедрение новейших спутниковых технологий в процесс обработки данных потенциально позволяет достичь нового уровня в решении космическими системами (КС) актуальных и перспективных задач. Организация летных испытаний таких КС, причем как в орбитальной ее части, так и наземных средств, должна основываться на применении прецизионных методов оценки. Рассмотрены исторические предпосылки формирования условий для реализации прецизионных технологий, которые обеспечивают сантиметровую точность оперативной навигации. Изложены технологические аспекты применения высокоточных данных объектов функциональных дополнений (ФД) системы ГЛОНАСС при навигационно-баллистическом обеспечении (НБО) испытаний и применения как КС в целом, так и эфемеридно-временном обеспечении (ЭВО) глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) ГЛОНАСС в частности. Рассмотрены аспекты новых прикладных задач оперативной и апостериорной оценки с использованием прецизионных методов обработки информации, имеющие фундаментальное научное и практическое значение для различного класса потребителей.

Ключевые слова: навигация, прецизионные технологии, ассистирующие данные, навигационно-баллистическое обеспечение, эфемеридно-временное обеспечение, оценивание, верификация, измерения, точность.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Любая задача в космическом пространстве может быть решена только при условии наличия информации о пространственно-временном положении объекта управления, поэтому для всех КС ключевым звеном управления является НБО. При этом проявляется прямая зависимость между точностью такой информации и эффективностью выполнения поставленных задач КС. Технологическая и научно-методическая сложность выполняемых в космическом пространстве задач отражает экономическую и интеллектуальную конкурентоспособность каждой страны на мировой арене.

С учетом вышесказанного целесообразно проанализировать международный опыт обеспечения высокоточных методов позиционирования и уделить особое внимание достигаемым при этом синергетическим эффектам.

### **АНАЛИЗ ОПЫТА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОТОЧНЫХ МЕТОДОВ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ**

В процессе создания системы GPS американские специалисты проводили научные исследования для оценивания предельных возможностей использования ГНСС как технологии. Эти исследования привели к очень высокой оценке перспектив ее использования, и за короткий срок была создана служба IGS [8]. Кроме того, уже к 2005 году появилось коммерческое

применение прецизионных технологий, а наиболее явно это продемонстрировал рынок высокоточной навигации: *Veripos*, *Omnistar* и др.

С одной стороны, за всю историю космонавтики наблюдается принципиальное совершенствование математических моделей движения космических объектов: если в начале космической эры учитывались центральное гравитационное поле Земли (в лучшем случае – нецентральное с добавлением второй зональной гармоники) и стандартная модель атмосферы, то в настоящее время возможен учет тектонической активности Земли, параметров ее вращения, релятивистских эффектов и др. С другой стороны, и применяемые технологии существенно изменились – от первых «Лидаров» и угольных отражателей до обеспечения субсантиметровой точности измерений МКОС. Таким образом, на сегодняшний день достигнут паритет научно-методических и инструментальных возможностей решения прецизионных задач.

Отметим, что применение данных технологий актуально как для наземных, морских и воздушных потребителей, так и для КС. Причем для перспективных отечественных КС по ряду причин эти технологии представляют особый интерес [5]. Прежде всего, выделяют следующее [3, 6, 7]:

- совершенствование измерителей навигационных сигналов по фазе несущей (обеспечение доли, равной не более 0,01 длины волны);
- улучшение характеристик квантово-оптических средств (КОС), что позволяет повысить точность измерений до субсантиметрового уровня;
- развитие научно-методического аппарата прогнозирования параметров движения космических объектов, который позволяет достичь сантиметровой точности на достаточных временных интервалах для реализации прецизионного режима навигации;
- совершенствование способа разрешения фазовой неоднозначности путем развития математических методов учета и компенсации систематических погрешностей кодовых и фазовых измерений;
- существенное расширение вычислительных мощностей в наземном комплексе управления (НКУ) и в бортовом комплексе управления (БКУ), причем в НКУ оно предоставляет почти неограниченные возможности, а в БКУ – возможность решать часть задач НБО, что позволяет рассматривать НБО НКУ в качестве инструмента контроля и управления только в нештатных ситуациях.

Современное состояние и перспективы развития ГНСС обеспечивают требуемую точность навигации перспективных КС при совместном учете измерительной информации различного состава навигационных полей [6, 7].

Однако автономная обработка БКУ прямых кодов измерений не обеспечивает субметровую точность навигации в оперативном режиме, даже при условии применения полного состава ГНСС. Повышение точности навигации достигается привлечением дополнительных данных.

Получение наибольшей точности навигации возможно только при использовании измерительной информации ГНСС. С учетом международного опыта в решении данной задачи для наземного потребителя представляется целесообразным применять как кодовые первичные фазовые измерения и ассистирующие данные систем ФД [3–5], так и специальные технологии обработки информации в БКУ и НКУ.

Технологии формирования ассистирующих данных и обеспечения ими потребителей интенсивно развиваются и применяются уже на протяжении 20 лет. Для их эффективной реализации необходимо выполнить ряд условий как для навигационной аппаратуры потребителя, так и для аналитического Центра, обеспечивающего расчет и доведение до потребителей этих ассистирующих данных. Развитие системы ГЛОНАСС и ее ФД в соответствии с ФЦП является первоочередным условием реализации высокоточных технологий. На рис. 1 представлена структурно-функциональная организация режима высокоточной навигации БКУ КА.

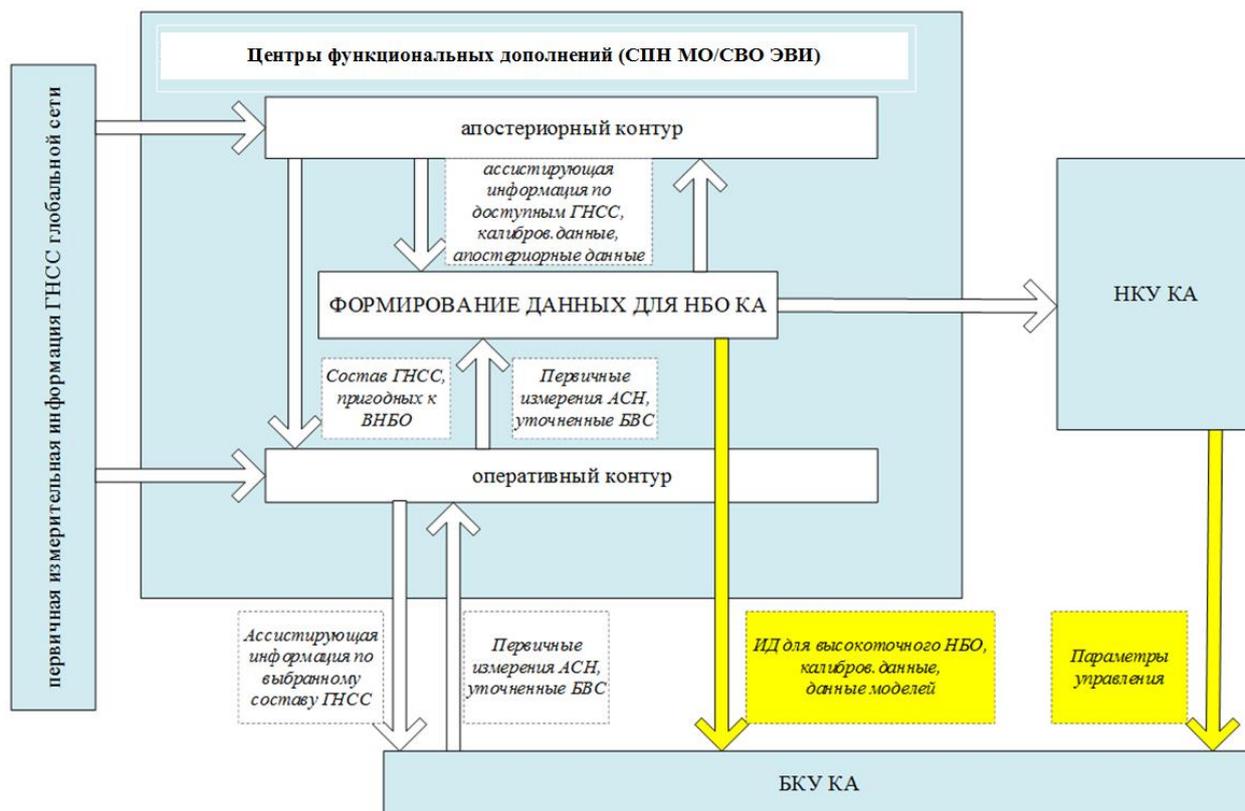


Рис. 1. Структурно-функциональная организация режима высокоточной навигации БКУ КА

## ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ ДАННЫХ ОБЪЕКТОВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ДОПОЛНЕНИЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС В КОНТУРАХ УПРАВЛЕНИЯ И НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Реализацию услуги высокой точности для потребителей в общем виде можно разделить на ряд этапов:

- использование сигналов открытого и санкционированного доступа системы ГЛОНАСС и зарубежных ГНСС;
- расчет высокоточной эфемеридно-временной информации (ЭВИ) по измерительной информации сети станций в реальном времени и в апостериорном режиме;
- формирование цифровой информации (ассистирующих данных) и выдача потребителю в потоковом или файловом режиме;
- абсолютное высокоточное позиционирование в реальном времени с использованием специализированной аппаратуры высокоточной навигации (АВН) и ассистирующей информации, поступающей по каналу связи в потоковом режиме;
- абсолютное высокоточное позиционирование в апостериорном режиме по измерительной информации от НАП с использованием ассистирующих файловых данных и специализированного программно-математического обеспечения.

В реальном времени погрешность абсолютного высокоточного позиционирования потребителя с использованием АВН по ассистирующим данным объектов ФД ГНСС ГЛОНАСС уже к настоящему времени для наземных средств составляет: в плане – 5–8 см по высоте – 8–13 см (рис. 2).

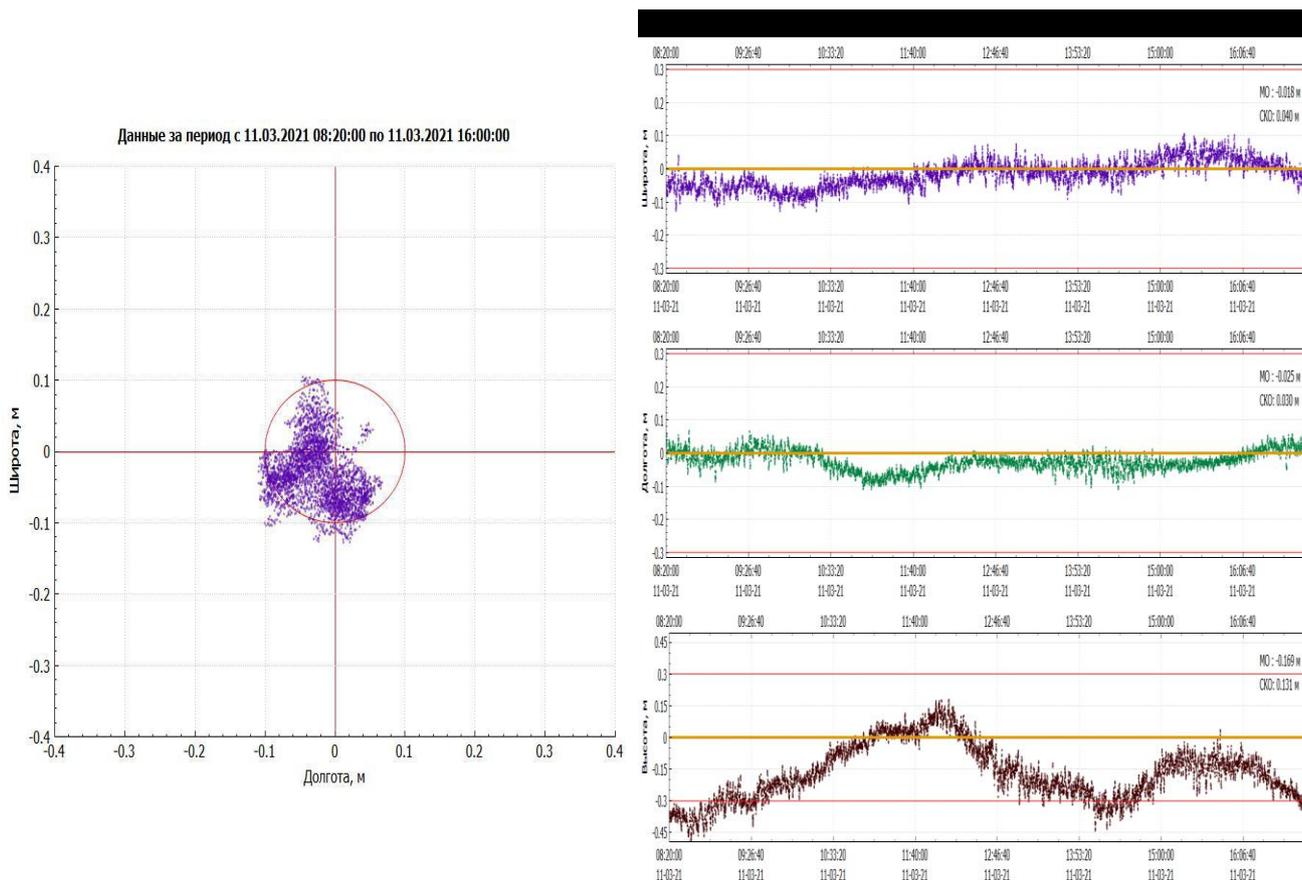


Рис. 2. Точностные характеристики реализации услуги высокой точности для наземных средств

При реализации технологий навигационных определений используются навигационные параметры, в состав которых входят прямые (первичные) измерения псевдодальности по фазе кода псевдослучайной последовательности и фазе несущей (кодовые и фазовые измерения) между антенной навигационной аппаратуры и навигационным спутником, а также их комбинации и разности. Для достижения высокой точности навигации необходимо использовать расширенный состав факторов:

- эфемериды, часы и параметры модели выносов излучающих антенн НКА, которые рассчитываются на основе ассистирующей информации систем ФД ГЛОНАСС;
- параметры модели выносов излучающей антенны навигационных спутников;
- задержку распространения сигнала в ионосфере;
- релятивистские эффекты;
- эффект «вращения» фазы.

При этом в процессе решения навигационной задачи уточняются координаты и часы приемника, параметры неоднозначности начальных фаз генераторов и приемников, а также неоднозначности начального счета циклов фазовых измерений.

Абсолютный режим высокоточной навигации (в зарубежной литературе известный как технология PPP) основан на использовании прямых измерений псевдодальности между приемной аппаратурой и навигационными спутниками. Основными условиями его реализации являются:

- обеспечение обработки непрерывных измерений откалиброванной навигационной аппаратуры геодезического класса, способной проводить измерения по фазе кода псевдослучайной последовательности и фазе несущей по сигналам навигационных КА как минимум в двухчастотном режиме частот;

– использование при обработке прецизионной ЭВИ по навигационным спутникам, а также параметров моделей гелиогеофизических факторов, включая фактические параметры вращения Земли;

– наличие массивов технологической информации по приемной и излучающей аппаратуре, включая параметры моделей выносов фазовых центров приемной антенны КА и излучающих антенн навигационных спутников;

– наличие высокоточных данных по фактической ориентации КА в инерциальном пространстве.

При построении высокоточного контура НБО для космических средств необходимо осуществить следующие условия:

– реализацию в БКУ высокоточной математической модели движения КА, моделей и методов обработки измерений, мультисистемой оперативной навигации с использованием информации ФД, включая данные по составу и состоянию ГНСС в целях оценки возможности использования;

– перевод БКУ КС в режим автономного (полуавтономного) функционирования;

– обеспечение глобального, непрерывного и надежного орбитального взаимодействия на основе ретрансляционных космических каналов связи;

– реализацию в НКУ оперативного и апостериорного контроля за состоянием точностных характеристик автономной навигации КС;

– обеспечение удаленной калибровки аппаратуры спутниковой навигации (АСН) КА;

– обеспечение оперативной навигации КС за счет применения алгоритмов высокоточного прогнозирования при временной невозможности использования данных ФД.

При выполнении указанных выше условий на стендовых средствах объектов ФД ГНСС ГЛОНАСС показано, что потенциально достижимая погрешность высокоточного НБО КА возможна на уровне 4–5 см с использованием апостериорной информации (рис. 3).

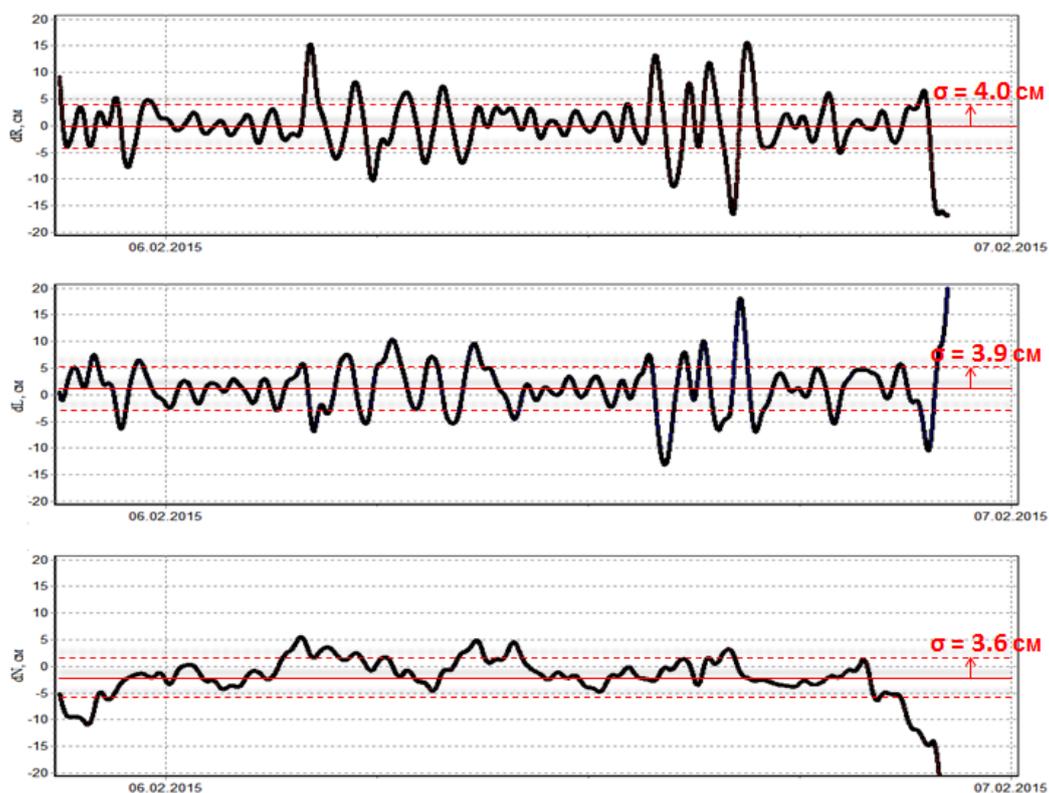


Рис. 3. Оценки точности построения апостериорной орбиты на примере обработки первичной навигационной измерительной информации КА «Ресурс-П»

На примере обработки первичной навигационной измерительной информации БКУ КА «Ресурс-П», оснащенного бортовой аппаратурой спутниковой навигации, представлены оценки точности в проекциях (вдоль, по радиусу-вектору и бинормали к орбите).

Вопрос верификации навигационных решений, естественно, становится краеугольным, поскольку увеличение точности навигации усложняет контроль (как оперативный, так и апостериорный) достоверности полученных результатов. основополагающим элементом системы обеспечения требуемого качества технологического процесса решения целевой задачи КС является верификация (контроль) результатов НБО управления КА. При этом критерием контроля навигационных решений может быть оценка погрешности уточненных параметров движения КА.

В решении задач НБО КА принято два уровня верификации навигационных решений:

- 1) внутренний оперативный контроль;
- 2) внешний периодический контроль.

Внутренний оперативный контроль выполняется в процессе решения задач навигации и обеспечивает верификацию текущего решения. Внешний контроль реализуется на основе сличения результатов решения с данными, принятыми в качестве эталонных. Следует отметить, что для оценивания необходимы эталонные данные, которые будут как минимум на порядок точнее оцениваемых.

При проведении испытаний КС целесообразно оценивать результаты высокоточного определения орбитальных параметров с применением методов внешнего периодического контроля. Основными могут являться:

- измерения КОС;
- контрольные расчеты Центра обработки данных (ЦОД), которой должен иметь независимую реализацию ГНСС-технологий прецизионной навигации потребителей.

Наиболее достоверным вариантом верификации результатов определения орбитальных параметров КА является методика, основанная на привлечении других источников внешнетраекторных данных, обладающих прецизионной точностью. На сегодняшний день в качестве средств, удовлетворяющих требованиям по точности проведения измерений, могут выступать КОС.

Анализ практики НБО КС передовых мировых держав показывает, что КА, реализация целевого функционала которых требует высокоточного определения параметров движения, имеют на борту отражатели КОС.

Результаты исследований перспектив создания орбитальных группировок КА дистанционного зондирования Земли позволяют заключить, что для периодического контроля точности определения параметров орбиты по данным АСН можно использовать данные с сети КОС. В таком случае средствами КОС проводятся измерения по КА системы для выполнения следующих задач:

- верификации определения параметров орбиты КА;
- контроля требуемой точности определения параметров движения КА;
- калибровки целевой аппаратуры КА;
- контроля качества измерительной информации, получаемой с использованием радиотехнических средств НКУ;
- калибровки измерительных каналов бортовой навигационной аппаратуры КА;
- определения параметров движения КА в нештатных ситуациях;
- определения текущей ориентации КА по данным фотометрических измерений.

Еще одним из способов осуществления внешнего контроля является привлечение эталонных данных других ЦОД. Они получают данные со станций международной сети IGS, на основе которых затем рассчитывают эфемероидную информацию и временные поправки для НКА ГНСС. Практика показывает, что реальные различия между результатами расчетов различных ЦОД составляют порядка нескольких сантиметров для эфемерид и десятков наносекунд для временных поправок. Таким образом, действительные значения параметров дви-

жения НКА и временных поправок для них остаются неизвестными, и для получения опорных значений прибегают к процедуре комбинирования [1].

Приведем реальные примеры из практики осуществления внешнего контроля точности навигационных решений. Широкое распространение получил метод осреднения: в IGS он используется как для эфемерид, так и для временных поправок по результатам расчетов из девяти ЦОД; в NOAA/NGS (Национальная геодезическая служба США) в рамках программы IGLOS-PP – для эфемерид по данным из восьми ЦОД.

В России же для оценивания ЭВИ КА работают два ЦОД [2]:

– Информационно-аналитический центр координатно-временного навигационного обеспечения ГЛОНАСС;

– Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок.

Кроме того, система апостериорного расчета ЭВИ НКА ГЛОНАСС [1] развертывается в Главном метрологическом центре Государственной службы времени и частоты и определения параметров вращения Земли (ГМЦ ГСВЧ) ВНИИФТРИ.

В настоящее время возможность верификации рассчитанных временных поправок и эфемеридой информации относительно открытых данных из других ЦОД активно используется ФД. Отметим, что формируемая ЭВИ ГЛОНАСС (и не только она) штатно верифицируется с использованием высокоточной ЭВИ уже более 12 лет. Достижение точности определения координат орбитальных средств в единицы метров при режиме штатной навигации становится все более реальным с развитием ФД системы ГЛОНАСС. Кроме того, его приближает реализация возможности дистанционной калибровки АСН на этапе применения КС. Таким образом, формирование высокоточных орбитальных эталонов, относительно которых будет возможно получить достаточно достоверную оценку, является актуальной задачей. Наглядным примером этому служат результаты проведения летных испытаний низкоорбитальных и геостационарных КА в ГИКЦ имени Г. С. Титова в части НБО [9], где также была использована прецизионная ЭВИ.

Отметим, что при оперативном режиме сантиметровый уровень навигации наземного потребителя был верифицирован в рамках испытаний АВН еще в конце 2020 года.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На сегодняшний день стала возможна достоверная оценка характеристик ГНСС в апостериорном и оперативном режимах за счет прецизионных технологий, реализованных в ФД. Вместе с тем обеспечивается анализ энергетических и спектральных характеристик навигационных сигналов. При этом для прецизионного топогеодезического обеспечения и уточнения параметров применяемых моделей особую роль играют расчетные аналитические данные состояния атмосферы Земли (параметры тропосферы и ионосферы) и тектонической активности.

Научно-методический аппарат, созданный в рамках объектов ФД в состоянии обеспечить эффективность испытаний и применения перспективных КС. Высокая значимость оперативного ввода в эксплуатацию созданных объектов ФД обусловлена развертыванием опытного участка мобильного НКУ и началом летных испытаний навигационных КА «ГЛОНАСС-К2».

ФД ГНСС ГЛОНАСС позволяют обеспечить реализацию услуги высокой точности в контурах управления и НБО КС в реальном времени и в апостериорном режиме, обеспечивая паритет с зарубежными системами. Применение услуги высокой точности в БКУ КА позволит повысить точность, надежность и автономность НБО КА, оптимизировать использование ресурсов в НКУ КС, а также позволит повысить точность НБО КС, обеспечить внутренний оперативный и внешний периодический контроль навигационных решений.

### Список используемых источников

1. *Безменов И. В.* Вычисление эфемерид и временных поправок навигационных космических аппаратов ГЛОНАСС и GPS в оперативном режиме по данным измерений // Измерительная техника. – 2022. – Вып. 1. – С. 11–17.
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. *Безменов И. В., Пасынок С. Л.* Определение эфемеридно-временной информации космических аппаратов ГНСС в срочном режиме по данным измерений // Альманах современной метрологии. – 2017. – № 11. – С. 104–120
4. *Kouba J. and Y. Mireault* Analysis Coordinator Report // International GPS Service for Geodynamics (IGS) 1996 Annual Report. – 1997. – P. 55–100.
5. Разностный метод обработки измерений навигационной аппаратуры орбитального потребителя КНС GPS/ГЛОНАСС / В. В. Пасынков [и др.] // Известия Академии наук. Теория и системы управления. – 2003. – № 6. – С. 169–176.
6. *Пасынков В. В., Ревнивых С. Г., Шаргородский В. Д.* Система высокоточного позиционирования на базе технологий А-GNSS с использованием высокоточной эфемеридно-временной информации // Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение «КВНО-2009» : 3-я Всероссийская конференция. – СПб., 2009. – С. 156–157.
7. *Подкорытов А. Н.* Высокоточное местоопределение в абсолютном режиме в ГНСС с использованием разрешения целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений // Вестник Московского авиационного института. – 2012. – Т. 10, № 10. – С. 45–51.
8. *Одуан К., Гина Б.* Измерение времени. Основы GPS. – ЗАО «РИЦ «Техносфера», 2002. – 400 с.
9. Испытания, эксплуатация и совершенствование аппаратно-программных средств навигационно-баллистического, информационно-телеметрического, частотно-временного обеспечения запусков РКН, управления КА и РБ и специальных информационных систем : отчет об ОИР [шифр «Е 1401-4»]. – Краснознаменск : в/ч 32103, 2015. – 168 с.

В. П. Рудых<sup>1</sup>;

А. В. Гончар<sup>1</sup>;

Д. Р. Эфендиева<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «ЦНИИмаш», г. Королев.

## **ПОДХОД К СИНТЕЗУ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С ВЫСОКОЙ ПЕРИОДИЧНОСТЬЮ ОБЗОРА**

В данной работе предлагается и обосновывается аналитический подход к оценке количественного состава и разработке орбитального построения многоспутниковых космических систем оптико-электронного дистанционного зондирования Земли с высокими требованиями к периодичности осмотра локальных объектов.

Рассматриваются основные критерии эффективности систем дистанционного зондирования Земли, и предлагается комплексный критерий, более полно характеризующий системы, обеспечивающие минимальное время между съемками локальных объектов в течение суток. Приводится пример синтеза орбитального построения многоспутниковой группировки по предложенной методике, и представлено сравнение, выполненное средствами математического моделирования, с другими вариантами построения.

Ключевые слова: многоспутниковая группировка, дистанционное зондирование Земли, периодичность обзора, орбитальное построение, критерии эффективности.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Современные тенденции развития средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) показывают переход от систем, состоящих из нескольких космических аппаратов (КА) к связанным многоспутниковым космическим системам (КС), которые состоят из сотен или тысяч космических аппаратов (КА). Подобные проекты требовательны к качеству проработки на ранних этапах, в первую очередь к оценкам количественного состава группировки.

Новые подходы к проектированию во многом строятся на широком применении математического и имитационного моделирования. Применение достаточно полных моделей позволяет рассмотреть не только работу отдельных компонент, но и эффективность системы в целом. Это открывает возможности по проведению многокритериальных оптимизационных расчетов. Однако проведение математического моделирования функционирования орбитальных группировок (ОГ) из сотен и тысяч КА требует достаточной вычислительной мощности и времени для проведения расчетов, в случае решения оптимизационных задач число необходимых расчетов может достигать до сотен и тысяч. В такой ситуации оказывается важным выбор правильного начального приближения оптимизируемых параметров. Чем ближе к оптимизационному экстремуму оно будет, тем быстрее пройдет оптимизационный процесс.

С другой стороны, помимо глубоких оптимизационных исследований, зачастую приходит запрос и на быстрый анализ от различных лиц и организаций, желающих быстро получить оценку проекта, но не желающих браться за полноценную проработку. Удовлетворение подобных запросов требует достаточно простых аналитических моделей и обоснованных методик, дающих необходимую точность как для предпроектных оценок, так и для начального приближения с целью последующей оптимизации с помощью математического моделирования.

В данной работе представлен подход к проектированию многоспутниковой ОГ оптико-электронного наблюдения (ОЭН) ДЗЗ, позволяющий за короткий срок полностью определить орбитальное построение системы.

## ВЫБОР КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ

Выбор критерия эффективности и способа его расчета является важным этапом решения задач рационального синтеза системы. В зависимости от конкретных потребителей данных ДЗЗ требования к КС ДЗЗ могут существенно различаться. Однако для каждой группы задач можно определить перечень основных требований и выделить общие критерии.

Как основные целевые характеристики КС ДЗЗ предлагается использовать следующие параметры [1, 2]:

- обзорность;
- разрешающую способность;
- линейное разрешение на местности (ЛРМ);
- точность привязки координат.
- производительность;
- оперативность доставки данных наблюдения;
- оперативность выполнения заявок на наблюдение (съемку).

Для упрощения анализа будем считать известными параметры предполагаемой целевой аппаратуры (ЦА) КА и диапазон высот орбиты. Для анализа КС ОЭН ДЗЗ выберем тип солнечно-синхронных орбит (ССО), как обладающих рядом удобных для ОЭН ДЗЗ свойствами [3]. С учетом таких исходных данных проанализируем выбор характеристик КС ДЗЗ.

**Обзорность** – зона земной поверхности, потенциально наблюдаемая КА или группой КА. Нетрудно продемонстрировать, что данный параметр зависит от характеристик целевой аппаратуры (ЦА), высоты орбиты и, главным образом, от наклона. Для ССО низких высот (400–800 км) наклонение составит порядка 97–98 град, что обеспечит покрытие земной поверхности в полосе широт примерно от  $-85^\circ$  до  $+85^\circ$ .

Таким образом, обзорность полностью зависит от характеристик ЦА и класса применяемых орбит, а значит, не может быть критерием оптимизации в нашей постановке.

**Разрешающая способность** – способность различить на снимке два близко расположенных объекта. Зависит от характеристик ЦА и типа орбиты, а точность определения координат на снимке зависит от точности определения ориентации служебными системами КА [2], что выходит за рамки рассмотрения в этой работе.

**Производительность** – площадь земной поверхности, отснятой ОГ за некий период времени. Зависит от характеристик ЦА, времени работы на витке, определяемой эффективностью служебных систем КА, и от числа аппаратов в группировке.

**Оперативность доставки данных и оперативность выполнения заявки** – время между моментом съемки указанного района и моментом получения данных на Земле и время между постановкой задачи на съемку и получением данных на Земле соответственно. Эти параметры, конечно, зависят от характеристик радиолиний и наземных пунктов приема информации, но в первую очередь зависят от баллистического построения ОГ, т. е. от взаимного геометрического расположения целевых районов съемки, наземных пунктов приема информации и расположения КА ОГ в каждый момент времени.

Заметим, что чаще всего ЦА КА имеет ограниченное время работы на витке (прежде всего из-за системы электроснабжения), а значит, может отснять только некоторый участок из всей своей траектории за виток. Многие КА обладают возможностью перенаправлять свою аппаратуру в достаточно широких пределах. Следовательно, реальное время выполнения заявки будет во многом зависеть от алгоритма выбора целей и ограничений служебных систем КА. Поэтому на ранних этапах проектирования проанализируем критерий периодичности наблюдения локального объекта на заданной широте. Тогда будем рассматривать потенциальную периодичность наблюдения, т. е. не будем учитывать время работы на витке и иные ограничения систем КА, пользуясь только данными о геометрическом взаимном расположении объектов съемки и траектории КА.

После рассмотрения основных показателей эффективности КС ДЗЗ можно заключить, что большинство критериев в большей степени зависят от характеристик различных систем отдельного КА. При прочих равных условиях количество аппаратов и орбитальное построение оказывают наибольшее влияние именно на периодичность обзора локального объекта.

## **ПОТЕНЦИАЛЬНАЯ ПЕРИОДИЧНОСТЬ ОБЗОРА**

В качестве основного критерия оптимизации построения примем следующую величину – время между возможными съемками некоторого локального объекта на поверхности аппаратами исследуемой КС. Если исследуемый объект попал в зону полосы обзора любого КА и в момент осмотра удовлетворял условиям освещенности для съемки, то он считается осмотренным.

Распределение величины промежутков времени между повторными осмотрами может быть исследовано с помощью различных методов.

Зачастую предлагается рассматривать максимальную, минимальную и среднюю периодичности осмотра некоторой точки, вычисляя средние значения за период времени моделирования или использовать нормальное распределение. [3]. Впоследствии данный критерий может быть усреднен для некоего множества точек.

Однако для пользователей услуг высокооперативных систем ДЗЗ важным является не только снижение времени средней периодичности наблюдения, но и отсутствие моментов, когда некоторый локальный объект остается без возможного наблюдения на долгий срок (превышающий среднюю периодичность наблюдения), например при мониторинге развития чрезвычайных ситуаций.

Низкая же минимальная периодичность наблюдения (при одинаковой средней) не приносит дополнительных выгод, за исключением систем, предполагающих стереосъемку, но к таким системам нет требований по высокой оперативности.

Получаем, что орбитальное построение КС должно обеспечивать заданную среднюю периодичность наблюдения по целевому региону и должно минимизировать отклонения для экстремальных значений периодичности.

## **ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ ПЕРИОДИЧНОСТИ ДЛЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ В ВИДИМОМ СПЕКТРЕ**

Известно, что для получения качественных данных необходимо соблюдение требований по освещенности целевого региона, однако для аппаратуры видимого диапазона съемка ночью невозможна. Таким образом, при анализе периодичности на сутки и более возникает промежуток между последним вечерним осмотром и первым утренним, который существенно больше требуемой периодичности наблюдения для высокооперативных систем (целевая средняя периодичность наблюдения для таких систем может быть менее часа).

Большое влияние оказывает и сезонное изменение длительности дня и ночи, особенно сильное на северных широтах. Для средних широт ( $55^\circ$ ) в зимний период длительность светового дня составляет до 7 часов. [5]. Однако большая часть потребителей интересуется информацией о более южных регионах [2]. Так что будем рассматривать ограниченный темный период в сутках без учета предельных случаев полярного дня и полярной ночи.

Учет ночного времени при анализе высокооперативных систем делает подобную трактовку критерия периодичности не вполне информативной. Рассмотрим, например, некую систему, обеспечивающую съемку некоторой точки раз в 1 час. Продолжительность световых

суток составляет 8 часов. Тогда за 1 сутки будет восемь осмотров, с семью промежутками по 1 часу и одним промежутком в 16 часов, что даст среднюю периодичность наблюдения, равную 3 часам, максимальную – 16 часам, а минимальную – 1 часу. Среднеквадратичное отклонение же составит около 5 часов. Более того, такому набору статистических параметров могут соответствовать несколько последовательных съемок (рис. 1)

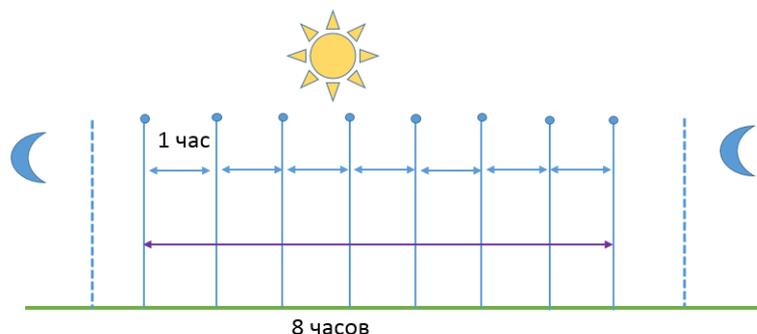


Рис. 1. К определению средней периодичности за сутки

Данный пример показывает, что описанные ранее метрики не могут в полной мере характеризовать полученную систему и малоинформативны для потребителя. Однако описанная выше последовательность съемок с точки зрения наблюдения за изменениями является наиболее оптимальной – съемки с равным промежутком времени на протяжении всего светового дня.

На большем временном промежутке, особенно при полете КА на кратных солнечно-синхронных орбитах [4], такая модель дает строго периодическую картину распределения снимков по времени, что ставит под сомнение применение статистических методов, связанных с нормально распределенными величинами.

Для исключения подобных разночтений предлагается ввести критерий **внутридневной периодичности наблюдения**, усредняющий промежутки между съемками только за продолжительность светового дня. Однако и он зависит от длительности светового дня. Добавим к этому критерию критерий **числа осмотров в сутки**. Такой критерий, конечно, тоже будет зависеть от освещенности точки, но он не зависит от периода, на котором проводится усреднение. С таким критерием можно рассматривать интервалы в несколько суток.

Для полного описания потребительских характеристик системы ОЭН ДЗЗ предполагается использовать «связку» критериев числа осмотров в сутки и внутридневной периодичности наблюдения при средней продолжительности суток. Эти критерии будут связаны соотношением, где продолжительность суток – константа модели, выбираемая пропорционально широте целевого региона. Тогда

$$T_d = x * p_d \quad (1)$$

- где  $x$  – число осмотров в сутки;  
 $p_d$  – средняя внутридневная периодичность;  
 $T_d$  – продолжительность суток.

## ОЦЕНКА КОЛИЧЕСТВЕННОГО СОСТАВА ОГ

Опираясь на теорию кратных ССО, подробно изложенную в [4], в работе [5] предложено соотношение, выражающее число осмотров точки на заданной широте в зависимости от числа и характеристик КА. Все КА предполагаются однотипными. Следовательно,

$$x = \frac{n \cdot Q \cdot L_{\text{обз}}}{L_{\phi} \cdot N}. \quad (2)$$

Здесь  $L_{\phi}$  – длина параллели на заданной широте (в общем случае – длина экватора), км;  
 $L_{\text{обз}}$  – полоса обзора КА, км;  
 $x$  – среднее число осмотров случайной точки на данной параллели в день;  
 $Q$  – число КА в ОГ;  
 $n$  – полное число витков за период кратности;  
 $N$  – период кратности, сут.

Числа  $N$ ,  $n$  – строго натуральные. Заметим, что числа  $N$  и  $n$  полностью определяют высоту кратной орбиты, а в окрестности любого значения высоты для низких орбит всегда можно подобрать высоту, кратную ССО [6].

Вместе с тем с увеличением широты падает длина параллели, а значит, согласно соотношению (2) число осмотров точки с ростом широты будет возрастать при одинаковой ОГ КС ДЗЗ. Следовательно, при анализе регионов в постановке задачи обеспечения периодичности наблюдения не менее заданной, можно ограничиться рассмотрением только крайней южной точки данного региона.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ

С помощью соотношения (2) было определено общее число КА в ОГ, далее необходимо определить орбитальное построение. Принадлежность орбит к классу кратных круговых ССО определяет все кеплеровы параметры для КА, кроме долготы восходящего узла и начальной истинной аномалии.

Для дальнейшего анализа воспользуемся некоторыми выводами теории кратных орбит. Расстояние между точками двух последовательных пересечений траектории подспутниковой точки с заданной параллелью, называемое межвитковым расстоянием, может быть найдено согласно соотношению [4]

$$L_{\text{МВ}} = \frac{L_{\phi} \cdot N}{n}, \quad (3)$$

где  $L_{\text{МВ}}$  – межвитковое расстояние, км;  
 $L_{\phi}$  – длина параллели на заданной широте, км;  
 $n$  – полное число витков за период кратности;  
 $N$  – период кратности, сут.

Числа  $N$ ,  $n$  – строго натуральные.

Пусть в одной плоскости расположены несколько КА, равномерно распределенных по истинной аномалии. Рассмотрим покрытие межвиткового расстояния несколькими КА в одной плоскости (рис. 2).

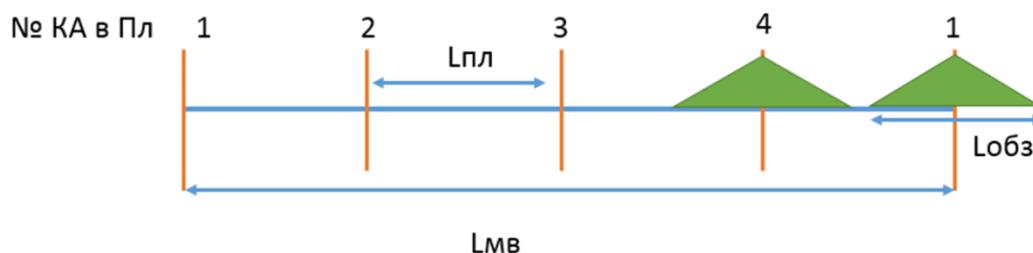


Рис. 2. Покрытие межвиткового расстояния ОГ из четырьех КА в одной плоскости

На рис. 2 вертикальная черта отображает место пересечения подспутниковой точкой параллели. Так как КА в плоскости расположены равномерно, то расстояние между пересечениями параллели двумя последующими КА должно быть равным. На рисунке видно, что если полоса обзора равна расстоянию между пересечениями параллели двумя последующими спутниками, то такая плоскость может отснять любую точку на участке параллели длиной  $L_{\text{МВ}}$  за 1 виток. Заметим, что выполнение этого условия также гарантирует полное покрытие полосой обзора ЦА такой группой КА этой параллели.

Таким образом, зная  $L_{\text{обз}}$ , можно рассчитать число аппаратов в плоскости:

$$q_{\text{ка}} = k \cdot \frac{L_{\text{МВ}}}{L_{\text{обз}}} \quad (4)$$

где  $q_{\text{ка}}$  – число КА в плоскости, а  $k = 1, 2, 3 \dots$  показывает число осмотров точки, лежащей в интервале  $L_{\text{МВ}}$  за 1 виток в данной плоскости.

Отметим, что полученное по формуле (4) значение не всегда будет целым, так как обычно большая десятичная часть округляется в большую сторону, а малая десятичная часть будет означать коэффициент перекрытия полос обзора КА на данной широте.

Для целевых периодичностей, соизмеримых с  $T_{\text{др}}/(q_{\text{ка}} * 2)$ , имеет смысл использовать удвоенное число КА в плоскости ( $k = 2$ ). Такая плоскость будет производить два осмотра одной точки с промежутком  $T_{\text{др}}/q_{\text{ка}}$ . Для типовых высот и характеристик ЦА плоскости с удвоенным числом КА можно применять с целью достижения внутрисуточных периодичности, равной 15 минутам и менее.

Определим теперь число плоскостей в такой КС [6] и далее разделим на  $q_{\text{ка}}$ . В результате получим:

$$Q = \frac{T_{\text{св.сут}} \cdot L_{\varphi} \cdot N}{n \cdot p \cdot L_{\text{обз}}}, \quad (5a)$$

$$q_{\text{пл}} = \frac{Q}{q_{\text{ка}}}, \quad (5б)$$

где  $Q$  – число КА в ОГ;  
 $L_{\varphi}$  – длина параллели на заданной широте (в общем случае – длина экватора), км;  
 $L_{\text{обз}}$  – полоса обзора КА, км;  
 $n$  – полное число витков за период кратности;  
 $N$  – период кратности, сут.;  
 $T_{\text{св.сут}}$  – продолжительность световых суток, мин;  
 $p$  – целевая периодичность, мин.

Числа  $N, n$  – строго натуральные

Значения  $q_{\text{пл}}$  и  $Q$  округляются. Допустимо несколько изменить оцененное по формуле (5a) общее число КА для делимости нацело на число КА в плоскости. Однако необходима проверка на соблюдение целевого условия по количеству осмотров точки на данной широте (3).

Для ССО можно предложить решение задачи в геоцентрической системе координат, вращающейся в плоскости экватора со скоростью, равной скорости видимого среднего вращения Солнца. В такой системе, ввиду равенства скоростей прецессии орбиты и движения Солнца, плоскость орбиты и положение Солнца будут неизменны, а Земля будет совершать один оборот вокруг своей оси за одни солнечные сутки.

Таким образом, за сутки Земля совершает оборот на  $360^\circ$  или  $15^\circ$  примерно за 1 час. Пусть в начальный момент времени некоторая точка на поверхности Земли находится в плоскости орбиты с заданной ДВУ, тогда через час данная точка будет проходить через плоскость орбиты с ДВУ, большим чем у исходной на  $15^\circ$ .

Для обеспечения временного промежутка между осмотрами некоторой точки двумя КА из разных плоскостей через время, равное целевой внутрисуточной периодичности, предлагается использовать плоскости с ДВУ больше на  $\Delta\Omega$  относительно предыдущей. Тогда

$$\Delta\Omega = k \cdot p \cdot 360 / 24 \cdot 60, \quad (6)$$

где  $\Delta\Omega$  – шаг между плоскостями по ДВУ, град.;  
 $p$  – целевая внутрисуточная периодичность.

При  $k > 1$  время между двумя последовательными осмотрами КА из одной плоскости равно  $T_{др}/q_{ка}$ .

Выбор ДВУ первой плоскости определяется из соображений обеспечения максимальной освещенности целевого региона при работе КА этой плоскости. Для систем с большим числом плоскостей или большим шагом между ними рекомендуется выбирать ДВУ первой плоскости, соответствующую времени восходящего узла (ВВУ) около 12 часов. Остальные плоскости расставляются симметрично первой с рассчитанным шагом (6).

Для обеспечения съемки через указанное время необходимо не только прохождение исследуемого локального объекта через плоскость орбиты, но и непосредственный пролет КА над этой точкой через заданное время. Оценим необходимое смещение начальной истинной аномалии КА последующей плоскости. При прохождении над одним и тем же объектом КА их истинные аномалии должны быть равны. На круговых орбитах угловую скорость КА можно принять постоянной. Таким образом, необходимое смещение истинной аномалии можно оценить как угловую скорость КА, помноженную на угловое расстояние между плоскостями, выраженное в минутах:

$$\Delta\vartheta = 360/T_{др} \cdot 360/24 \cdot 60 \cdot \Delta\Omega. \quad (7)$$

В итоге определение орбитальных параметров для КС ОЭН ДЗЗ завершено.

### **ПРИМЕР ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ ГРУППИРОВКИ СОГЛАСНО ПРЕДЛОЖЕННОЙ МЕТОДИКЕ**

Задача: оценить баллистическое построение ОГ КС ОЭН ДЗЗ, обеспечивающей периодичность съемки территории РФ не более 20 мин на орбитах высотой около 400 км. ЦА обладает полосой обзора около 720 км.

В качестве критерия выполнения данной задачи рассмотрим южную границу РФ на широте  $42^\circ$ .

Будем полагать, что при выполнении условия по числу осмотров в сутки в заданном широтном диапазоне задача будет также решена для всех широт выше от  $43^\circ$  с. ш. до  $85^\circ$  с. ш.

В качестве длительности светового дня примем значение 8 часов, что соответствует длительности светового дня в зимний период в средней полосе РФ. Тогда в течение светового дня количество осмотров составит 24.

В качестве основной орбиты будем использовать 15-суточную кратную орбиту с числом витков до замыкания 109 и высотой орбиты функционирования КА порядка 400 км.

Оценка параметров баллистического построения ОГ

$$Q = \frac{T_{св.сут.} \cdot L_{\varphi} \cdot N}{n \cdot p \cdot L_{обз}} = \frac{480 \cdot 30\,000 \cdot 7}{109 \cdot 20 \cdot 718} \approx 65. \quad (8)$$

Общее число КА в составе ОГ согласно (5а) составит

$$q_{\text{ка}} = k \cdot \frac{L_{\text{МВ}}}{L_{\text{Обз}}} = \frac{1926}{718} \approx 2,5. \quad (9)$$

Число КА в одной плоскости по формуле (4) составит

$$q_{\text{ка}} = k \cdot \frac{L_{\text{МВ}}}{L_{\text{Обз}}} = 2 \cdot \frac{1926}{718} \approx 5 \quad (10)$$

при  $k = 1$ . Примем  $k = 2$ , для целого числа КА в плоскости.

$$q_{\text{пл}} = \frac{Q}{q_{\text{ка}}} = \frac{65}{5} = 13. \quad (11)$$

Число орбитальных плоскостей получим по формуле (5б).

Шаг по ДВУ при  $k = 2$ :

$$\Delta\Omega = k \cdot p \cdot \frac{360}{24 \cdot 60} = 2 \cdot 20 \cdot \frac{360}{24 \cdot 60} = 10^\circ \quad (12)$$

Определим фазировку плоскостей по формуле

$$\begin{aligned} \Delta\vartheta &= \frac{360}{T_{\text{др}}} \cdot \frac{360}{24 \cdot 60} \cdot \Delta\Omega = \\ &= \frac{360}{5540} \cdot \frac{360}{24 \cdot 60} \cdot 10 \approx 10. \end{aligned} \quad (13)$$

Внешний облик орбитальной группировки, полученной с использованием предложенной методики, представлен на рис. 3.



Рис. 3. Визуализация ОГ, спроектированной согласно предложенной методике

## ПОСТАНОВКА ЧИСЛЕННОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Проведем численное моделирование работы, предложенной выше ОГ, с помощью программного комплекса «Интеграл» [7]. В данном расчете будут производиться два основных этапа:

- 1) моделирование баллистики движения КА в составе ОГ;
  - 2) оценка целевой эффективности исследуемой системы в части ДЗЗ.
- Опишем подробнее указанные этапы.

Для расчета баллистики движения КА использована стандартная модель SGP [8]. Данная модель является полуаналитической и обеспечивает высокую скорость расчета с учетом необходимых в данном исследовании факторов, например прецессии долготы восходящего узла орбиты.

Для оценки комплексных характеристик группировки на ранних стадиях проектирования нет необходимости в точном траекторном расчете, так как не определен облик КА, неизвестны его массогабаритные характеристики, а точность, обеспечиваемая такими алгоритмами на сроках моделирования, достаточна для оценочных расчетов.

Для оценки интегральных характеристик системы дистанционного зондирования Земли считается, что ЦА КА ОЭН способна провести съемку с заданным качеством для любой точки внутри полосы обзора. Съемка может вестись непрерывно по всей трассе полета КА.

Приведем исходные данные для моделирования орбитального построения КС ОЭН.

1) Общее число КА каждого типа.

2) Краткие параметры орбиты:

– тип орбиты (ССО, ГСО и т. д.);

– высота орбиты, км (для круговых орбит);

– число плоскостей;

– число КА в плоскости;

– шаг между плоскостями, град;

– ДВУ (долгота восходящего узла) первой плоскости, град.

3) Полные: кеплеровы параметры орбиты каждого КА.

4) Входные параметры для моделирования орбитального построения КС ОЭН.

Исходными параметрами для моделирования работы ЦА оптико-электронного наблюдения являются:

– углы визирования, град;

– полоса захвата и разрешение для каждого режима (обзорный, детальный);

– минимальный угол Солнца, град.

Так, для оценки качества покрытия регионов различной формы поверхность региона разбивается на массив точек с заданным шагом между ними в двумерной декартовой проекции поверхности земного шара. Как правило, для обеспечения необходимой точности расчета (менее 3% относительной погрешности) размер ячейки составляет менее 1/3 от полосы обзора зондирующей аппаратуры.

В данной работе размер ячейки составляет 50 км, что соответствует указанному выше критерию для полос обзора, применяемых в нижеприведенных обзорах.

Модуль баллистических расчетов вычисляет траекторию движения КА в декартовой инерциальной геоцентрической системе координат с шагом в 10 с. Заметим, что для высот около 500 км за 10 с смещение подспутниковой трассы составляет порядка 70 км в экваториальных широтах, что по порядку величины сопоставимо с расстояниями между центрами квадратов сетки.

В дальнейшем для каждого шага моделирования модуль производит проверку, находится ли каждая точка сетки в моментальной полосе обзора какого-либо КА. В случае попадания точки в моментальную зону обзора, точка считается потенциально осматриваемой (фактический осмотр точки внутри полосы обзора может быть затруднен в связи с ограничениями целевой аппаратуры, например скорости перенацеливания оптической оси ЦА для съемки).

В качестве целевых объектов была выбрана группа точек в широтном диапазоне 0–90° с шагом в 5°. Для каждой точки определялись моменты потенциальной съемки ( $t_i$ ), с учетом полосы обзора и положения всех КА в ОГ в любой момент времени моделирования с шагом в 10 секунд.

Для каждой точки определялось время между каждыми соседними моментами возможной съемки ( $\Delta t_{i,i+1} = t_{i+1} - t_i$ ). Затем для полученных значений рассчитывались среднее, ми-

нимальное и максимальное значения. Данный параметр будем называть периодичностью (рис. 4).

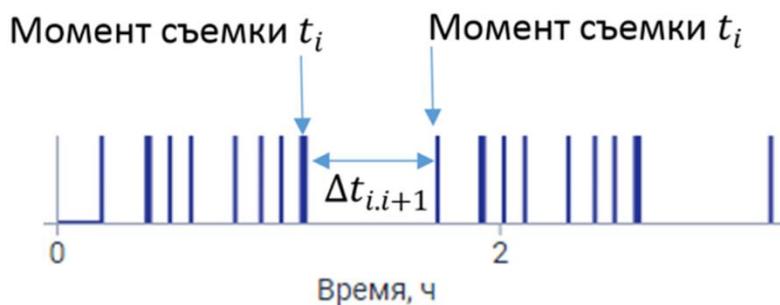


Рис. 4. Пример циклограммы обзоров локального объекта для определения периодичности

Предложенная модель пригодна для оценки эффективности работы КС ДЗЗ, обладает высокой скоростью вычислений и может быть легко сконфигурирована оператором с помощью интерфейса пользователя.

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Перейдем к оценке полученных результатов. Наибольший интерес для многоспутниковых КС ДЗЗ представляет параметр периодичности попаданий в зону видимости КА ОГ некоторого локального объекта.

Рассмотрим рассчитанные диаграммы осмотров локального объекта на широтах 40 и 45°, представленные на рис. 5 и 6. На временной шкале отмечены с начала времени моделирования моменты съемки некоторой точки с заданной широтой и указаны интервалы перерывов наблюдения между повторными съемками.



Рис. 5. Осмотры локального объекта на широте 40 градусов северной широты

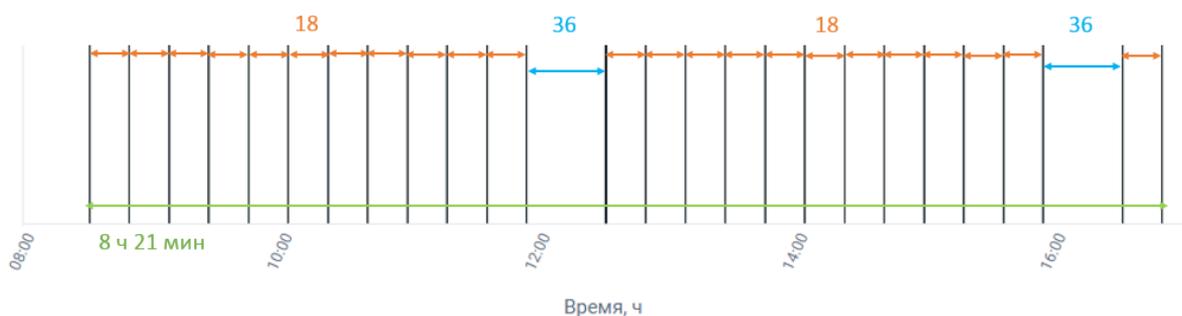


Рис. 6. Осмотры локального объекта на широте 45 градусов северной широты

Таким образом, на  $40^\circ$  с. ш. за сутки наблюдения минимальный интервал между наблюдениями составил 19 минут, максимальный – 15 часов 40 минут, среднее время между наблюдениями составило 60 минут. Для  $45^\circ$  с. ш. значение минимального интервала между съемками составило 18 минут, максимальное время между съемками – 15 часов 41 минута, среднее время между съемками – 55 минут.

При оценке аналогичных значений за время наблюдения 8 часов 21 минуту получаем: для  $40^\circ$  с. ш. минимальное время между наблюдениями – 19 минут, максимальное – 37 минут, среднее время между наблюдениями составило 21 минуту. Для  $45^\circ$  с. ш. значение минимального интервала между съемками составило 18 минут, максимальное время между съемками – 36 минут, среднее время между съемками – 19 минут.

В качестве альтернативных вариантов построения ОГ рассмотрим следующие (табл. 1). Внешний облик предложенных орбитальных группировок представлен на рис. 7.

Таблица 1

## Альтернативные варианты орбитального построения

№	КА в ОГ	Плоскости	КА в плоскости	Тип орбиты	Высота, км	Шаг ДВУ, °	Фазировка, °]
1	64	8	8	ССО круговая	400	22,5	нет
2	65	13	5	ССО круговая	400	10	$36^\circ$ через одну плоскость. (шахматная расстановка)

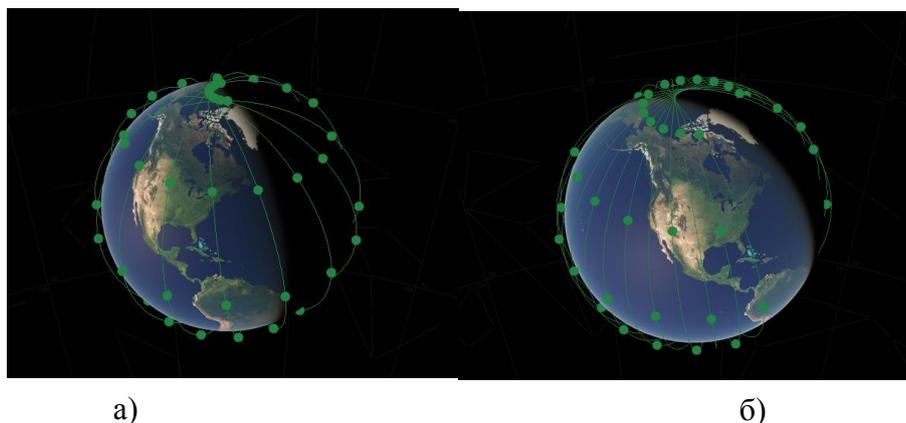


Рис. 7. Визуализация ОГ № 1 (а) и № 2 (б)

Результаты численного моделирования показали следующее.

Для ОГ № 1 (8 плоскостей по 8 КА) рассмотрим рассчитанные диаграммы осмотров единичной точки на широтах  $40^\circ$  и  $45^\circ$ , представленные на рис. 8 и 9. На  $40^\circ$  с. ш. за сутки наблюдения минимальный интервал между наблюдениями составил 12 минут, максимальный – 15 часов 22 минуты, среднее время между наблюдениями составило 69 минут. Для  $45^\circ$  с. ш. значение минимального интервала между съемками составило 12 минут, максимальное время между съемками – 15 часов 30 минут, среднее время между съемками – 63 минуты.

При оценке аналогичных значений за время наблюдения 8 часов 30 минут получаем: для  $40^\circ$  с. ш. минимальное время между наблюдениями – 12 минут, максимальное – 69 минут, среднее время между наблюдениями составило 24 минуты. Для  $45^\circ$  с.ш. значение минимального интервала между съемками составило 12 минут, максимальное время между съемками – 69 минут, среднее время между съемками составило 22 минуты.



Рис. 8. Осмотры локального объекта на широте 40 градусов северной широты для ОГ № 1



Рис. 9. Осмотры единичной точки на широте 45 градусов северной широты для ОГ № 1

Для ОГ № 2 (13 плоскостей по 5 КА, шахматная расстановка) рассмотрим рассчитанные диаграммы осмотров единичной точки на широтах 40 и 45°, представленные на рис. 10 и 11. На 40° с. ш. за сутки наблюдения минимальный интервал между наблюдениями составил 18 минут, максимальный – 15 часов 41 минуту, среднее время между наблюдениями – 65 минут. Для 45° с. ш. значение минимального интервала между съемками составило 9 минут, максимальное время между съемками – 15 часов 41 минуту, среднее время между съемками – 55 минут.

При оценке аналогичных значений за время наблюдения 8 часов 19 минут, получаем: для 40° с. ш. минимальное время между наблюдениями – 18 минут, максимальное – 28 минут, среднее время между наблюдениями составило 23 минуты. Для 45° с. ш. значение минимального интервала между съемками составило 9 минут, максимальное время между съемками – 28 минут, среднее время между съемками – 19 минут.



Рис. 10. Осмотры единичной точки на широте 40 градусов северной широты для ОГ № 2



Рис. 11. Осмотры единичной точки на широте 45 градусов северной широты для ОГ № 2

Такими образом, приведенное сравнение трех вариантов расположения КА показывает, что наилучшие результаты демонстрирует ОГ, построенная по предложенной методике. При такой расстановке минимальные и максимальные временные промежутки между осмотрами наиболее близки к целевым.

Сравнение предложенной ОГ с группировками варианта 2 и 3 показывает, что наибольшее влияние на распределение моментов осмотра локального объекта оказывает распределение КА по плоскостям и расстояние между плоскостями по ДВУ. Влияние смещения по истинной аномалии меньше, но изменение этого смещения может привести к увеличению максимальных промежутков времени между осмотрами на величину до половины требуемой периодичности, что может быть существенно при применении предложенных КС.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проанализированы типовые критерии эффективности систем ДЗЗ. На основе проведенного анализа предложен дополненный критерий – внутрисуточная периодичность, т. е. число осмотров, наиболее полно отражающее особенности оптических систем ДЗЗ с периодичностью осмотров чаще 12 часов.

При использовании положения теории кратных солнечно-синхронных орбит предложен и обоснован теоретический метод, позволяющий на основе характеристик ЦА КА определять состав и построение орбитальной компоненты космической системы.

Метод может быть применен для оценки орбитального состава КС, предназначенной для высокопериодического наблюдения (время между осмотрами региона от нескольких часов до нескольких минут).

Описанный подход может быть легко алгоритмизирован, не обладает большой вычислительной сложностью, а значит, может быть применен для создания самостоятельного программного обеспечения или в качестве составной части более полного программного комплекса.

Предложенный подход позволяет существенно сократить время, необходимое для предпроектного анализа различных предложений по вновь создаваемым космическим системам и целевой аппаратуре.

Применение подобных методик в отраслевой экспертизе и подготовке новых проектов поможет повысить качество анализа проектов.

Проведенное численное моделирование функционирования ОГ, предложенной согласно описанной методике, в сравнении с другими похожими орбитальными построениями, показывает:

1) возрастает информативность предложенного критерия внутрисуточной периодичности по сравнению со среднесуточной;

- 2) орбитальное построение по предложенной методике обеспечивает равномерность временных промежутков между осмотрами точки на заданной широте;
- 3) ОГ, синтезированная согласно предложенной методике, обеспечивает наименьшее отклонение промежутков между осмотрами от заданной целевой периодичности.

### Список используемых источников

1. *Балухта А. Н.* Основы исследования эффективности космических систем дистанционного зондирования Земли. – М. : Наука, 2023. – 181 с.
2. *Walter S. Scott, Neal Anderson, Aaron Q. Rogers* Design Drivers for a Viable Commercial Remote Sensing Space Architecture // 34 th Annual Small Satellite Conference. – 2020.
3. Оценка периодичности мониторинга наземных объектов орбитальной группировкой космических аппаратов радиолокационного наблюдения произвольной численности и структуры / М. М. Бачманов [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2022. – Вып. 3(126). – С. 111–121.
4. *Чернов А. А., Чернявский Г. М.* Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. – М. : Радио и связь, 2004. – 200 с.
5. *Псарев А. А.* Справочник офицера по топографическим и специальным картам. – М., 2003. – 153 с.
6. *Рудых В. П.* Метод оценки состава многоспутниковой группировки дистанционного зондирования Земли // Материалы 65-й Всероссийской научной конференции МФТИ в честь 115-летия Л. Д. Ландау «Аэрокосмические технологии». – М. : Физматкнига, 2023. – С. 223–224.

А. А. Абдурахимов,  
доктор технических наук, профессор;  
И. Ю. Нечаев

## МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОСТАВЕ МНОГОСПУТНИКОВОЙ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

Представлена имитационная модель функционирования малого космического аппарата в составе многоспутниковой низкоорбитальной космической системы связи. Определена зависимость требуемой пропускной способности целевой системы малого космического аппарата связи при функционировании отдельно и в составе орбитальной группировки. Представлены результаты анализа функционирования малого космического аппарата связи в составе орбитальной группировки. Сформулированы рекомендации по расчету параметров целевой системы малого космического аппарата связи.

Ключевые слова: малый космический аппарат связи, орбитальная группировка, целевая система, пропускная способность.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время при разработке космических систем все большее внимание уделяется многоспутниковым орбитальным группировкам (ОГ) на основе малых космических аппаратов (МКА), в особенности при проектировании систем связи (КСС). Это объясняется рядом следующих факторов: увеличением общего количества МКА в составе ОГ, обеспечением глобального покрытия Земли, созданием единого информационного поля для быстрого обмена данными, обеспечением непрерывности обслуживания абонентов региона (при решении задачи зонального обслуживания), а также высокой доступностью сигнала и качеством передачи данных между абонентами (потребителями) [1, 3, 11]. При создании такого рода систем перед разработчиками встает вопрос: какими параметрами должна обладать целевая система (ЦС) МКА, поскольку от параметров ЦС будет зависеть общее количество МКА в составе ОГ, параметры бортовых обеспечивающих систем (БОС), размещение оборудования внутри МКА (компоновка), а также орбитальное построение (ОП) КСС, в частности, и облик МКА в целом [6, 8, 10].

Существующие подходы к проектированию КСС на основе МКА не дают однозначного ответа на вопрос о требуемых значениях основных параметров ЦС МКА, с точки зрения проектирования облика МКА в условиях, когда сам облик МКА еще до конца не определен. В этом случае сформировать требования к ЦС МКА возможно с помощью создания математической модели целевого функционирования МКА в составе ОГ КСС. Очевидно, что в зависимости от региона обслуживания ОП ОГ КСС и от распределения абонентов по поверхности региона будут зависеть параметры ЦС. Кроме того, потребитель (заказчик системы) задает исходные требования к пропускной способности радиоканала  $V_r$  и к трафику, исходящему от единичного абонента  $v_{AB}$ . При этом абоненты, обслуживаемые КСС, находятся в движении (подвижные абоненты). Это означает, что в данном случае нельзя говорить о постоянной плотности распределения абонентов и конкретном значении требуемой пропускной способности ЦС МКА, а необходимо применять статические методы исследования для нахождения значения величины пропускной способности ЦС МКА  $V_p^{срел}$  с установленной доверительной вероятностью, поскольку значение пропускной способности будет влиять на параметры системы электроснабжения (СЭС) МКА, которые, в свою очередь, будут влиять на параметры платформы МКА – массу платформы МКА  $m_{МКА}$  и параметры системы обеспечения теплового режима (СОТР).

Для нахождения среднего значения пропускной способности ЦС  $V_p^{\text{сред}}$  необходимо создать имитационную модель функционирования МКА в составе ОГ, которая будет представлять собой совокупность следующих моделей: модели движения МКА на орбите, модели зоны радиовидимости (ЗРВ) МКА на поверхности Земли, модели единичного абонента, модели движения ОГ, модели обслуживания абонентов. На основе модели функционирования МКА, в дальнейшем, строится статистическая модель функционирования МКА.



Рис. 1. Модель функционирования МКА в составе ОГ КСС

Решение поставленной задачи с помощью имитационной модели позволит выявить взаимосвязи между орбитальным построением (ОП) ОГ КСС и требуемой пропускной способностью ЦС МКА, а также связь распределения абонентов со структурой системы обслуживания абонентов и требуемой пропускной способностью ЦС, знание которых позволит разработчику КС осознанно искать решение с учетом различных факторов, а также позволит обосновать прочие параметры ЦС.

### ФОРМАЛИЗОВАННАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОСТАВЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

Под параметрами ЦС МКА  $P_{\text{ЦС}}$  будем понимать максимальную пропускную способность  $V_p^{\text{max}}$ , максимальную и среднюю генерируемые мощности на выходе с антенны  $P_{\text{ЦС}}^{\text{max}}$  и  $P_{\text{ЦС}}^{\text{сред}}$ , потребляемую электрическую мощность  $W_{\text{эл\_ЦС}}$ :

$$P_{\text{ЦС}} = \langle V_p^{\text{max}}; P_{\text{ЦС}}^{\text{max}}; P_{\text{ЦС}}^{\text{сред}}; W_{\text{эл\_ЦС}} \rangle. \quad (1)$$

Они, в свою очередь, будут зависеть от требований, предъявляемых потребителем к КСС. Под требованиями потребителя  $q_{\text{потр}}$  будем понимать:

– угловые размеры района обслуживания по долготе  $\lambda_{\text{об}} = [\lambda_{\text{min}}; \lambda_{\text{max}}]$  где  $\lambda_{\text{min}}$  и  $\lambda_{\text{max}}$  – верхняя и нижняя границы района обслуживания, выраженные в значениях географической долготы (при решении задачи непрерывного регионального обслуживания);

- угловые размеры района обслуживания по широте  $\psi_{об} = [\psi_{min}, \psi_{max}]$ , где  $\psi_{min}$  и  $\psi_{max}$  – верхняя и нижняя границы района обслуживания, выраженные в значениях географической широты (при решении задачи непрерывного регионального обслуживания);
- периодичность обслуживания заданного региона ( $\tau_{обсл}$ );
- требуемая пропускная способность радиоканала ( $V_r$ );
- трафик, исходящий от единичного абонента ( $V_{AB}$ );
- функция плотности распределения абонентов по поверхности обслуживаемого региона ( $\rho_{аб}(\lambda_{аб}, \psi_{аб})$ ), где  $\lambda_{аб}$  и  $\psi_{аб}$  – географическая долгота и широта каждого абонента;

$$q_{потр} = \langle \lambda_{об}, \psi_{об}, \tau_{обсл}, V_r, V_{AB}, \rho_{аб}(\lambda_{аб}, \psi_{аб}) \rangle, q_{потр} \in Q_{потр}. \quad (2)$$

где  $Q_{потр}$  – множество всевозможных значений требований потребителя.

Требования, предъявляемые потребителем к КСС  $Q_{потр}$  будут влиять на параметры ОП КСС  $Q_{ОП}$ . Под параметрами ОП КСС  $Q_{ОП}$  будем понимать:

$m_0$  – количество плоскостей орбит;

$n_0$  – количество МКА в одной плоскости;

$i_0$  – значение наклонений, в котором располагаются плоскости орбит;

$h_0$  – значение высот, в котором располагаются плоскости орбит.

Значения каждого из параметров ОП  $q_{ОП}$  будут принадлежать множеству их допустимых значений  $Q_{ОП}$ :

$$q_{ОП} = \langle m_0, n_0, i_0, h_0 \rangle, q_{ОП} \in Q_{ОП}. \quad (3)$$

Требования потребителя  $Q_{потр}$ , всевозможными способами взаимодействуя с параметрами орбитального построения  $Q_{ОП}$ , будут отображаться в параметрах целевой системы МКА  $P_{ЦС}$ :

$$M: Q_{ОП} \times Q_{потр} \rightarrow P_{ЦС}, P_{ЦС} \in P_{ЦС}. \quad (4)$$

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОСТАВЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

При формировании математической модели функционирования МКА необходимо первоначально сформировать модель движения МКА на орбите, которая представляет собой систему уравнений движения МКА и осуществляет временную привязку движения МКА к траектории в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат (АГЭСК) [7, 12]:

$$\begin{aligned} X_{АГЭСК} &= r(\cos \Omega \cos U) - (\sin \Omega \sin U \cos i); \\ Y_{АГЭСК} &= r(\sin \Omega \cos U) - \cos \Omega \sin U \cos i; \\ Z_{АГЭСК} &= r \sin U \cos i; \end{aligned} \quad (5)$$

- где  $r$  – радиус-вектор МКА;  
 $\Omega$  – прямое восхождение восходящего узла;  
 $U$  – аргумент широты МКА;  
 $i$  – наклонение орбиты.

Начальные условия движения МКА задаются следующим образом: за начальное значение прямого восхождения восходящего узла  $\Omega_0$  возьмем его нулевое значение  $\Omega_0 = 0$ , что

в дальнейшем при необходимости позволит построить орбитальную структуру (ОС) по рекуррентной формуле нахождения значения  $\Omega$  [12]

$$\Omega_i = \Omega_1 + \Delta\Omega(i-1), \quad (6)$$

где  $i$  – номер плоскости ОС,  
 $\Delta\Omega$  – шаг прямого восхождения восходящего узла между плоскостями орбит.

За начальное значение наклона орбиты  $i_{нач}^*$  принимаем значение, исходя из выражения (3), а при построении ОС уточним его, накладывая ограничения на значение наклона орбит ОС  $i_c$ , вследствие особенностей применяемого способа орбитального построения  $\kappa_o$  [8]:

$$i_{нач}^* = \arccos \frac{T_\Omega}{T_{эф}}, \quad (7)$$

где  $T_\Omega$  – драконический период обращения МКА;  
 $T_{эф}$  – эффективные сутки, время полного оборота Земли относительно восходящего узла.

Начальное значение аргумента широты МКА  $U_0$  принимаем равным 0, началом отсчета считается время прохождения МКА ТВР  $t_0$ , день  $dd$ , месяц  $mm$  и год  $yy$  считаются текущими. Московское декретное время задается в формате: часы  $h$ , минуты  $m$ , секунды  $ss$ ; их значение принимается равным 00 часов, 00 минут и 00 секунд. Отклонение движения МКА на орбите, вследствие воздействия возмущающих факторов полета, считается незначительным. Для дальнейших расчетов необходимо выполнить временную привязку входных данных. В процессе движения МКА по орбите со временем будет изменяться аргумент широты МКА  $U$  [12]:

$$U = U_0 + \frac{2\pi}{T} \Delta t, \quad (8)$$

где  $U_0$  – начальное значение аргумента широты МКА;  
 $T$  – сидерический период обращения МКА;  
 $\Delta t$  – шаг по времени.

Установив временную привязку изменения координат МКА в АГЭСК, через аргумент широты МКА  $U$ , и периода обращения МКА  $T$ , в результате расчетов получим значения координат МКА  $X_{АГЭСК}$ ,  $Y_{АГЭСК}$  и  $Z_{АГЭСК}$  за промежутки времени  $T_p$ :

$$\begin{aligned} X_{АГЭСК} &= [X_{АГЭСК}^0; X_{АГЭСК}^{T_p}]; \\ Y_{АГЭСК} &= [Y_{АГЭСК}^0; Y_{АГЭСК}^{T_p}]; \\ Z_{АГЭСК} &= [Z_{АГЭСК}^0; Z_{АГЭСК}^{T_p}]. \end{aligned} \quad (9)$$

где  $X_{АГЭСК}^0, Y_{АГЭСК}^0, Z_{АГЭСК}^0$  – начальные значения координат МКА в АГЭСК;  
 $X_{АГЭСК}^{T_p}, Y_{АГЭСК}^{T_p}, Z_{АГЭСК}^{T_p}$  – конечные значения координат МКА в АГЭСК за промежутки времени;  
 $T_p$  – рассматриваемый промежуток времени.

После получения массива координат МКА в АГЭСК для нахождения зон радиовидимости (ЗРВ) МКА и полосы обзора необходимо найти положение МКА в географической системе координат (ГК). Для этого следует осуществить пересчет значений координат МКА в АГЭСК в координаты МКА в ГК. Для этого воспользуемся последовательным переходом из АГЭСК в геоцентрическую систему координат (ГСК), а затем перейдем из ГСК в ГК. Тогда матрица направляющих косинусов для перехода из АГЭСК в ГСК будет иметь вид [12]:

$$\begin{bmatrix} X_{ГСК} \\ Y_{ГСК} \\ Z_{ГСК} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{АГЭСК} \\ Y_{АГЭСК} \\ Z_{АГЭСК} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos s & -\sin s & 0 \\ \sin s & \cos s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где  $s$  – звездное время на Гринвиче.

В свою очередь, звездное время на Гринвиче определяется как [12]

$$s(t) = S_0 + \lambda^h + t(T), \quad (11)$$

где  $S_0$  – звездное время на Гринвичском меридиане в гринвичскую полночь;

$\lambda^h$  – долгота места наблюдения,

$t(T)$  – значение времени, прошедшего с момента гринвичской полночи, для каждого момента времени движения МКА по орбите.

Тогда, получив массив координат МКА в ГСК  $X_{ГСК}$ ,  $Y_{ГСК}$  и  $Z_{ГСК}$ , с помощью матрицы перехода рассчитаем координаты МКА в ГК [8]:

$$\Psi_{МКА} = \arctan 2 \left( Z_{ГСК}, \sqrt{X_{ГСК}^2 + Y_{ГСК}^2} \right); \quad (12)$$

$$\lambda_{МКА} = \arctan 2 \left( Y_{ГСК}, X_{ГСК} \right).$$

где  $\Psi_{МКА}$  и  $\lambda_{МКА}$  – координаты МКА в ГК (широта и долгота МКА).

Поскольку широта и долгота МКА известны в каждый момент расчетного времени, построим полосу обзора МКА (рис. 2,а) [12].

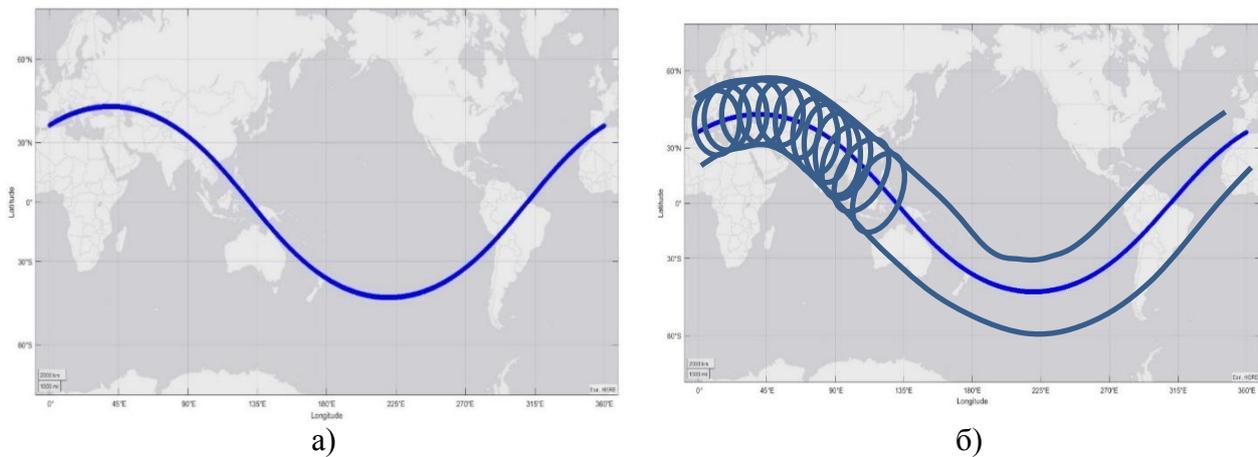


Рис. 2. Трасса полета МКА (а) и полоса наблюдения и ЗРВ МКА (б)

При этом линейный размер ЗРВ МКА  $B$  в каждый момент времени будет составлять [7]

$$B = 2R \left[ \arcsin \left( \frac{r}{R} \sin \gamma \right) - \gamma \right], \quad (13)$$

где  $r$  – радиус-вектор МКА,

$R$  – радиус Земли,

$\gamma$  – угол места абонента.

В процессе расчета полосы обзора также необходимо учесть вращение Земли. Поскольку в модели движения МКА учитывается звездное время, а соответственно и вращение Земли, то и при расчете полосы обзора также необходимо учесть этот фактор. Тогда границы полосы обзора в каждый момент времени будут иметь вид [12]:

$$\lambda_{л} \Psi_{зад}(t) = \lambda(t) - \Delta\lambda - U(t) \frac{T_{\Omega}}{T_{эф}}; \quad (14)$$

$$\lambda_{\Pi\Psi_{\text{зад}}}(t) = \lambda(t) + \Delta\lambda - U(t) \frac{T_{\Omega}}{T_{\text{эф}}};$$

- где  $\lambda_{\text{Л}}\Psi_{\text{зад}}(t)$  и  $\lambda_{\text{П}}\Psi_{\text{зад}}(t)$  – левая и правая границы полосы обзора в каждый момент времени на заданной широте  $\Psi_{\text{зад}}$ , отсчитанные от меридиана восходящего узла;
- $T_{\Omega}$  – драконический период обращения МКА;
- $T_{\text{эф}}$  – эффективные сутки;
- $\lambda(t)$  – значение долготы МКА в каждый момент времени;
- $\Delta\lambda$  – значение ширины полосы обзора МКА по долготе при отсутствии вращения Земли.

Построим модель зон радиовидимости МКА. Угловые размеры ЗРВ были определены согласно выражению (14). Для установления нахождения абонента в ЗРВ МКА воспользуемся условием наблюдаемости [12]:

$$\varphi_{\text{сф\_АБ}} = a \cos(\sin \psi_{\text{МКА}} \sin \psi_{\text{АБ}} + \cos \psi_{\text{МКА}} \cos \lambda_{\text{МКА}} \cos \psi_{\text{АБ}} \cos \lambda_{\text{АБ}} + \cos \psi_{\text{МКА}} \sin \lambda_{\text{АБ}} \cos \psi_{\text{АБ}} \sin \psi_{\text{МКА}}). \quad (15)$$

Исходя из этого условия, абонент будет находиться в видимости МКА, пока угол между МКА и абонентом (в географических координатах)  $\varphi_{\text{сф\_АБ}}$  будет меньше, чем угол землеобзора  $\varphi_3$ , переведенный в те же координаты [12]:

$$\varphi_3 \leq \varphi_{\text{сф\_АБ}}. \quad (16)$$

Тогда для каждого рассматриваемого момента времени движения МКА на орбите необходимо вычислить значение угла  $\varphi_{\text{сф\_АБ}}$ , тем самым возможно найти функцию изменения сферического угла обзора от времени  $\varphi_{\text{сф\_АБ}}(t)$ , и сравнивая в каждый момент времени значение функции  $\varphi_{\text{сф\_АБ}}(t)$  и угла землеобзора  $\varphi_3$ , установить, сколько времени абонент находится в ЗРВ МКА и, соответственно, какое требуется значение пропускной способности для каждого абонента:

$$V_p^T = V_{\text{АБ}} k_{t\_АБ}, \quad (17)$$

где  $k_{t\_АБ}$  – коэффициент, идентифицирующий нахождение абонента в ЗРВ, принимает значение единица или ноль.

Тогда, найдя суммарное значение коэффициента наблюдаемости абонента  $K_{\text{АБ}}^{\text{сумм}}$  за рассматриваемый промежуток времени, найдем требуемое значение пропускной способности:

$$V_p^T = V_{\text{АБ}} K_{\text{АБ}}^{\text{сумм}}. \quad (18)$$

Дадим определение единичному абоненту, используемому в описанных моделях. Единичный абонент будет представлять из себя точку с определенными географическими координатами, от которой будет постоянно исходить фиксированный объем информации (трафик) с определенным значением  $V_{\text{АБ}}$ . Такое представление единичного абонента будет имитировать работу портативной системы передачи видеоданных, либо систему видеонаблюдения, работающую непрерывно, либо единичного потребителя, передающего графическую или текстовую информацию, либо потребителя, использующего видеосвязь или высокоскоростную спутниковую связь в движении (при перемещении на транспортном средстве либо при дистанционном управлении транспортным средством или малым летательным аппаратом). Такая форма представления единичного абонента позволяет учесть все возможные случаи использования системы связи в наземном и воздушном сегментах, а также симитировать использование КСС для решения поставленных перед ней задач [5].

Перейдем к рассмотрению распределения абонентов по поверхности обслуживаемого региона. Закон распределения абонентов по поверхности Земли будет учитывать неоднород-

ность распределения абонентов. При этом генерировать абонентов по поверхности региона обслуживания будем детерминированным нелинейным способом (алгоритмом) [2, 4, 9], который будет обеспечивать детерминизм и гарантировать, что случайные координаты абонента не будут повторяться и абоненты распределятся по «свободной» территории региона обслуживания равномерно. В крупных населенных пунктах используем закон нормального распределения с одномерным стандартным нормальным распределением с математическим ожиданием  $\mu=0$  при условии уменьшения плотности населения, а соответственно, и абонентов, от центра населенного пункта к окраине. При таком комбинированном способе распределения абонентов в регионе обслуживания возможно приблизить модель абонента к реальности. Первоначально зададим географические координаты крупных населенных пунктов региона обслуживания  $X_{ГК\_НП}$  и  $Y_{ГК\_НП}$  после этого сгенерируем необходимое количество абонентов в окрестностях, в зависимости от плотности населения, из общего числа обслуживаемых абонентов.

Далее случайным образом детерминированно распределим оставшихся абонентов из общего объема выборки по поверхности обслуживаемого региона. В итоге получим зависимость плотности распределения абонентов по поверхности обслуживаемого региона  $\rho_{аб}(\lambda_{аб}; \Psi_{аб})$  и географические координаты каждого абонента (рис. 3).

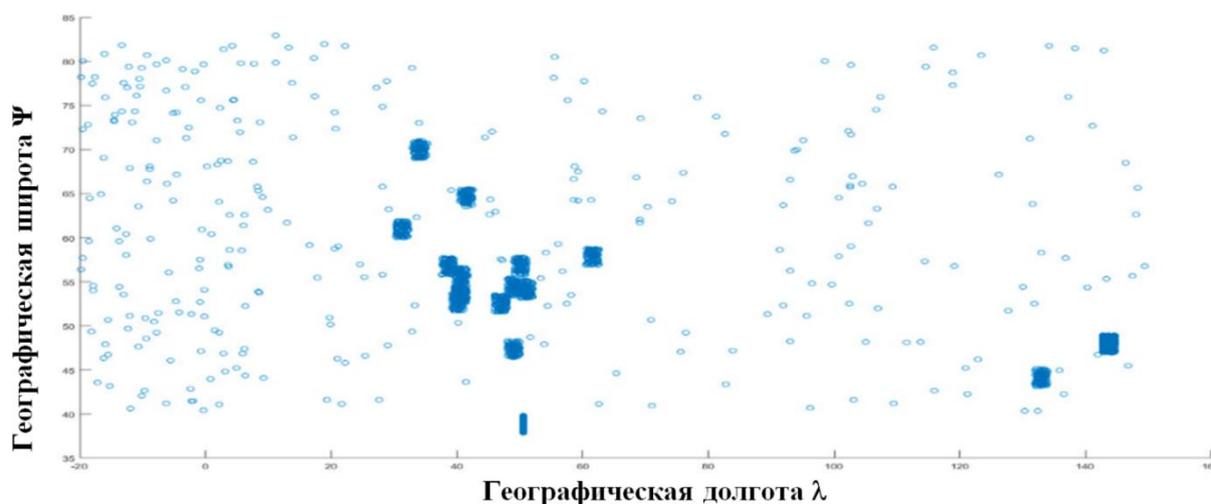
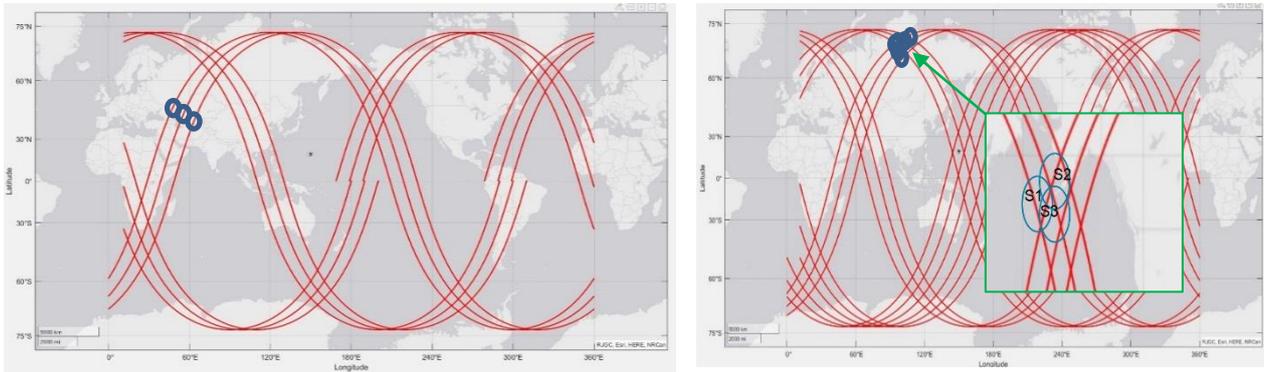


Рис. 3. Распределение абонентов по поверхности региона обслуживания

Далее сформируем модель движения многоспутниковой ОГ МКА. Для формирования орбитальной структуры (ОС) ОГ, исходя из требований потребителя к непрерывности обслуживания заданного региона, воспользуемся методикой построения ОГ для решения задачи зонального непрерывного обслуживания (ЗНО) [12]. За исходные данные для рассматриваемой методики примем параметры орбитального построения [выражение (3)]. Выходными данными будут являться:  $n_{\min}$  – минимальное количество космических аппаратов в одной плоскости;  $a_n$  – угловое расстояние между МКА в плоскости,  $b_n$  – угловое расстояние между плоскостями,  $\alpha$  – значение углового расстояния между восходящим и нисходящим витками,  $m_{\min}$  – количество плоскостей орбит. При этом МКА будут двигаться в каждой плоскости орбиты по тем же законам, что и единичный МКА, т. е. для моделирования движения каждого МКА применим модель движения МКА, описанную выше [выражения (9)–(11)].

При построении системы ЗНО на поверхности обслуживаемого района будут появляться районы многократного перекрытия, в которых один абонент будет наблюдать сразу несколько МКА. В данном случае примем допущение, что трафик, поступающий от абонентов, будет

равномерно распределяться по количеству МКА  $n_{вид}$ , находящихся в зоне видимости абонента (рис. 4).



а)

б)

Рис. 4. Трассы полета:  
а – ОГ МКА с нанесенными ЗРВ; б – ОГ МКА с нанесенным районом многократного перекрытия

В указанном случае требуемая пропускная способность для одного МКА будет иметь вид

$$V_{pr}(t) = V_{AB} n_{AB}(t), \quad (19)$$

где  $n_{AB}(t)$  – функция зависимости количества абонентов, находящихся в ЗРВ МКА в каждый момент времени.

Тогда требуемая пропускная способность каждого МКА в составе ОГ КСС будет рассчитываться как

$$V_{prop}^{MKA} = V_p n_{AB}^{s1} + V_p \frac{n_{AB}^{s2}}{2} + V_p \frac{n_{AB}^{s3}}{3} + \dots + V_p \frac{n_{AB}^{sn}}{n}, \quad (20)$$

где  $n_{AB}^k$  – количество абонентов, находящихся в районах с  $i$ -кратным перекрытием.

Исходя из вышеописанных моделей, возможно определить требуемую пропускную способность одного МКА в составе ОГ  $V_{prop}^{MKA}$  для случая одного случайного размещения абонентов по поверхности района обслуживания. При различных вариантах размещения единичных абонентов (не включающих фиксированное размещение абонентов в крупных населенных пунктах) для имитации работы подвижных абонентов необходимо вычисление среднего значения требуемой пропускной способности МКА за определенный промежуток времени с заданной доверительной вероятностью. Решить задачу моделирования в такой постановке возможно с помощью статистической модели функционирования МКА в составе ОГ КСС.

### СТАТИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В СОСТАВЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

В качестве статистической модели функционирования МКА в составе ОГ КСС будет выступать имитационная модель функционирования МКА в составе программного цикла, на выходе из которой будут накапливаться значения требуемой пропускной способности ЦС МКА  $V_p^{MKA}$ , а затем будет рассчитываться ее среднее значение. Количество вычислительных экспериментов будет определяться доверительной вероятностью, с которой необходимо будет установить значение требуемой пропускной способности. Исходя из принципов баланса точности и соизмеримости погрешностей вычислений, значение доверительной вероятности

для вышеописанной модели целесообразно принять как  $P = 0,98$  [2]. Тогда согласно подходу к интервальным оценкам результатов моделирования [2] определим коэффициент необходимого числа испытаний:  $k(p) = 5,43$ . Определим необходимое количество вычислительных экспериментов  $N$  [2]:

$$N = k(p) \frac{P(1-P)}{\delta^2}, \quad (21)$$

где  $P$  – заданная вероятность,  
 $\delta$  – точность вычисления.

При данной постановке задачи возможно использовать вместо точности вычисления  $\delta$  относительную точность  $\delta'$  [2]:

$$\delta' = P\varepsilon, \quad (22)$$

где  $\varepsilon$  – допустимая относительная погрешность.

Используя относительную точность, количество вычислительных экспериментов будет определяться как [2]

$$N = \frac{k(p)}{P\varepsilon^2}. \quad (23)$$

Требуемая пропускная способность будет рассчитываться как среднее значение из результатов вычислительных экспериментов:

$$V_{p\_M\_M}^{\text{сред}} = \frac{\sum_{i=1}^N V_p^{\text{МКА}}}{N}. \quad (24)$$

Подобный подход к решению задачи позволит с определенной точностью найти среднее значение требуемой пропускной способности МКА за сутки, поскольку МКА за сутки проходит все режимы функционирования в процессе орбитального полета.

## ОЦЕНИВАНИЕ ТРЕБУЕМОЙ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ ЦЕЛЕВОЙ СИСТЕМЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ В СОСТАВЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ

Исходя из требований заказчика к КСС, сгенерируем район обслуживания системы согласно выражению (2). Тогда географические координаты района обслуживания будут определяться значениями  $\lambda_{об}$  и  $\psi_{об}$  при условии, что район должен обслуживаться постоянно и непрерывно:  $\tau_{обсл} = 24$  ч. Также определим требуемую пропускную способность одного радиоканала ЦС МКА  $V_r$ . Плотность распределения абонентов по поверхности района обслуживания синтезируем, исходя из вышеописанных условий (см. рис. 2). Смоделируем движение МКА над регионом обслуживания за 1 виток при следующих условиях: в первом случае МКА будет двигаться одиночно, во втором случае МКА будет двигаться в составе ОГ. Начальные условия движения МКА, а также параметры ОП и распределение абонентов в обоих случаях остаются неизменными. В итоге сравним требуемую пропускную способность ЦС МКА при одиночном функционировании и при функционировании в составе ОГ (рис. 5).

Как видно из графиков (рис. 5) при функционировании МКА в составе ОГ максимальная пропускная способность МКА и средняя пропускная способность за виток значительно снижаются, время функционирования ЦС МКА при этом меняется незначительно. Это означает, что при расчете энергетических характеристик ЦС МКА, которые будут влиять на остальные параметры платформы МКА, необходимо учитывать параметры функционирования МКА в составе ОГ. От этих параметров будут зависеть параметры БОС МКА и, как следствие, облик МКА в целом, а также параметры ОП ОГ в частности.

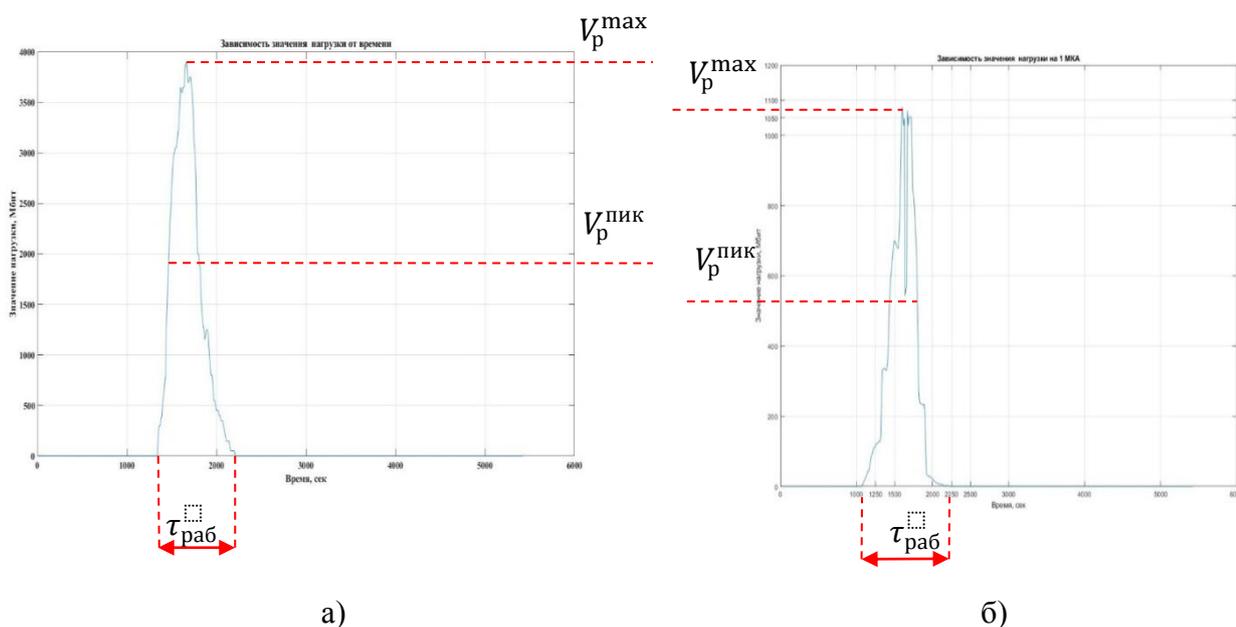


Рис. 5. Требуемая пропускная способность:

а – МКА при одиночном функционировании; б – МКА при функционировании в составе ОГ

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанная в статье имитационная модель функционирования МКА связи в составе ОГ КСС позволяет определить значения требуемой пропускной способности каждого МКА в плоскости орбиты с целью определения мощности ЦС и минимизации общего количества МКА в составе ОГ. В то же время очевидно, что одна лишь пропускная способность не может быть решающим фактором как в определении электрической мощности ЦС МКА, так и в вопросе построения всей ОГ.

Представленные исследования функционирования ЦС МКА в составе ОГ КСС позволили:

- обосновать требуемые параметры функционирования ЦС МКА;
- рассмотреть функционирование ЦС одиночного МКА и в составе ОГ КСС;
- проанализировать изменение требуемой пропускной способности ЦС МКА при одиночном функционировании и функционировании в составе ОГ КСС при неизменных начальных условиях;
- обосновать требуемую потребляемую электрическую мощность ЦС МКА с определенной доверительной вероятностью.

Проведенные расчеты демонстрируют, что для определения электрической мощности ЦС МКА необходимы применение комплексного подхода и учет дополнительных параметров, таких как высота размещения МКА на орбите, коэффициент квантования, потери, связанные с плотностью шума. При рассмотрении большого числа варьируемых параметров полученные результаты не смогут быть применены в необработанном виде, но применение описанной методики демонстрирует взаимосвязи параметров, использование которых позволит упростить задачу разработки ЦС и ОП ОГ и ускорит проектирование.

## Список используемых источников

1. Ткаченко И. С. Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов // Онтология проектирования. – 2021. – № 4. – С. 478–499.

2. *Рыжиков Ю. И.* Имитационное моделирование. Теория и технологии. – СПб. : Корона принт, 2004. – 384 с.
3. Комплексная автоматизация мониторинга состояния космических средств на основе интеллектуальных информационных технологий / М. Ю. Охтилев [и др.] // Информационные технологии : приложение. – 2011. – № 10. – С. 14–20.
4. *Артемов А. Г., Кудрявцев Ю. В.* Компьютерная модель системы наведения терминала лазерной связи низкоорбитального космического аппарата // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2006. – № 2. – С. 51–56.
5. Конструкция космических аппаратов / А. А. Абдурахимов [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 191 с.
6. Методика формирования предложения по восполнению многоспутниковой орбитальной группировки на основе метода к-средних / Г. А. Зубков [и др.] // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. – 2021. – № 2. – С. 54–59.
7. *Власов С. А.* Основы теории полета космических аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. – 435 с.
8. *Аверкиев Н. Ф., Богачев С. А.* Основы теории полета летательных аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2013. – 242 с.
9. Основы теории радиосистем передачи информации / А. С. Гарагуля [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 81 с.
10. *Крашенникова О. В., Сидоров В. Г.* Перспективы развития малых космических аппаратов // Сборник трудов XXVII Международной НПК «Решетневские чтения». – 2023. – С. 315–317.
11. Проблемные вопросы создания многоспутниковых орбитальных группировок на базе малоразмерных космических аппаратов / А. С. Селиванов [и др.] // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2019. – Т. 6, вып. 3. – С. 57–65.
12. *Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н.* Теория полета космических аппаратов. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.

Д. А. Аристархов<sup>1</sup>;  
Е. Е. Кондаков<sup>1</sup>;  
В. В. Онуфриев<sup>1</sup>,  
*доктор технических наук, профессор;*  
А. Б. Ивашкин<sup>1</sup>,  
*кандидат технических наук, доцент*  
<sup>1</sup>МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва.

## ПАРАМЕТРЫ ВОДОРОДНОЙ ПЛАЗМЫ В ЭЛЕКТРОДУГОВОМ КАНАЛЕ

Рассмотрена модель термодинамически неравновесной водородной плазмы асимптотического участка дугового разряда при дозвуковом течении плазмы. Разработана модель теплового ускорения потока в камере (канале) постоянного профиля для расчета термодинамических и газодинамических характеристик потока. На основе результатов термодинамических расчетов характеристик потока по приведенной модели и уравнений химических реакций получены константы химических реакций, равновесия и радиальные распределения равновесных и неравновесных концентраций атомов, молекул, ионов водорода и электронов в поперечном сечении камеры – канала электродугового ускорителя. Сделаны выводы о воздействии химической неравновесности на параметры плазмы дугового разряда.

Ключевые слова: электродуговой ускоритель, неравновесная плазма, электродуговой канал, водородный дуговой разряд, распределение концентрации частиц.

### ВВЕДЕНИЕ

Для достижения оптимальной цены тяги и удельной энергетической массы на этапах довыведения космического аппарата предпочтительнее использовать электродуговой ускоритель вместо электростатического в качестве маршевого [1, 2]. Расчет электрических и теплофизических параметров плазмы водородного дугового разряда требует иметь данные о распределении концентраций атомов, молекул, ионов водорода и электронов в поперечном сечении канала. Рассчитать распределения концентраций частиц позволяет теория расчета химически неравновесной плазмы дугового разряда [3]. Параметры электродугового двигателя (ЭДД) во многом зависят от его электрической мощности, поэтому создание модели, описывающей газодинамические характеристики потока рабочего тела, позволит рассчитать параметры плазмы разряда для мощности ускорителя и целого ряда его геометрических параметров, что важно при проектировании.

В данной работе использована теория расчета газодинамических параметров потока в ускорителе, предложенная А. В. Квасниковым [4] на основе термодинамики рабочего процесса идеального ракетного двигателя со сложными циклами.

### МОДЕЛЬ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО И ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА УСКОРИТЕЛЯ С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ПОДВОДОМ ЭНЕРГИИ В КАМЕРЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

Рассмотрим камеру цилиндрического профиля, в которой подводится тепловая энергия к потоку рабочего тела, например дуговым разрядом. Закон изменения удельного теплоподвода к рабочему телу  $q$  по длине камеры ЭДД примем постоянным: оно соответствует закону  $q = \text{const}$ , характер подвода тепла к потоку рабочего тела показан на рис. 1.

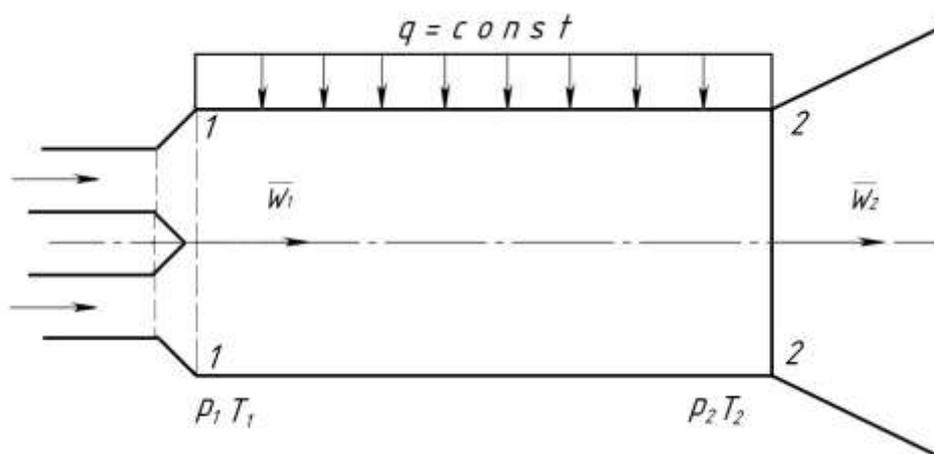


Рис. 1. Схема канала ЭДД с постоянным подводом тепла по длине

Особенностью такого теплоподвода является возможность обеспечения числа Маха в сечении 2-2 равным единице (поток рабочего тела разгоняется до скорости звука), что в отличие от классических тепловых камер позволяет в данном случае спроектировать ее без конфузорного участка перед критическим сечением. Таким образом, за счет регулирования интегральной величины теплоподвода и длины камеры можно реализовать необходимый разгон потока рабочего тела, который доускоряется в закритической части (после сечения 2-2). Это позволяет получить новые результаты многопараметрического проектирования геометрии, термодинамических характеристик и тяги ЭДД с камерой постоянного профиля.

В качестве основных характеристик потока рабочего тела используются:

- скорость потока в данном сечении камеры;
- давление в данном сечении потока;
- температура потока (среднемассовая) по тяжелой компоненте.

Особенность модели расчета параметров ЭДД обусловлена ее многопараметрическим характером, поскольку в результате расчетов получаются зависимости, в которых используются следующие параметры:

- 1) расход рабочего тела;
- 2) геометрия ускорительного канала;
- 3) удельный импульс и тяга ЭТУ.

Система уравнений, описывающая рабочий процесс в камере постоянного профиля с дополнительным подводом энергии, постоянным по ее длине, имеет вид [4]:

$$\begin{aligned}
 \bar{p}\bar{v} &= \bar{T}, \\
 \bar{p}\bar{W} &= \bar{T}, \\
 d\bar{p} &= -kM_1^2 d\bar{W}, \\
 d\bar{Q} &= d\bar{T} + (k-1)M_1^2 \bar{W} d\bar{W},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $\bar{p}$  – безразмерное давление по длине участка теплоподвода энергии в пределах камеры,  $\bar{p} = \frac{p}{p_1}$ ;

$\bar{v}$  – безразмерный удельный объем по длине участка теплоподвода,  $\bar{v} = \frac{v}{v_1}$ ;

$\bar{T}$  – безразмерная температура по длине участка теплоподвода,  $\bar{T} = T/T_1$ ;

$k$  – показатель адиабаты;

$\bar{W}$  – безразмерная скорость по длине участка теплоподвода,  $\bar{W} = \frac{W}{W_1}$ .

Величины с индексом 1 относятся к параметрам потока в сечении 1-1 (см. рис. 1), откуда начинается подвод тепловой энергии к рабочему телу. Комбинируя уравнения системы, можно получить прямую зависимость давления и температуры газа от его скорости. Это позволило получить уравнение, характеризующее величину требуемого количества подведенной к потоку рабочего тела тепловой энергии для достижения им заданной скорости при разных начальной температуре и скорости потока в сечении 1-1.

### ОСОБЕННОСТИ УСКОРЕНИЯ РАБОЧЕГО ТЕЛА В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОСТОЯННЫМ ПОДВОДОМ ЭНЕРГИИ

Особенностью данного типа камеры является возможность достижения скорости звука в конце участка теплоподвода без геометрического профилирования (введения конфузорного участка, характерного для тепловых двигателей [4]).

Рассмотрим особенности рабочего процесса в такой камере, где конечная скорость рабочего тела на выходе из участка теплоподвода соответствует местной скорости звука при большей температуре вследствие введения энергии в поток ( $M_2 = 1$ ).

Выражение безразмерной скорости потока, в котором ее абсолютная величина достигает местной скорости звука при данных условиях по температуре, вследствие дополнительного подвода энергии, может быть представлено как

$$\overline{W_s^2} = \frac{W_s^2}{W_1^2} = \frac{W_s^2 T_s T_1}{W_1^2 T_s T_1} = \frac{M_s^2}{M_1^2} \overline{T_s} = \frac{\overline{T_s}}{M_1^2}. \quad (2)$$

Используя связь температуры и скорости потока в данном сечении камеры с учетом теплоподвода, получим зависимость для расчета скорости потока  $W_s$ , при которой в камере в сечении 2-2 достигается местная скорость звука:

$$\overline{W_s} = \frac{1 + kM_1^2}{(1 + k)M_1^2}. \quad (3)$$

Объединив выражения (2) и (3), получим выражение для расчета температуры потока  $\overline{T_s}$ , при которой для скорости, рассчитанной по выражению (2), в конце участка теплоподвода в цилиндрической камере (сечение 2-2) выполняется условие достижения местной скорости звука:

$$\overline{T_s} = \frac{(1 + kM_1^2)^2}{(1 + k)^2 M_1^2}. \quad (4)$$

Используя вышеизложенные выражения термодинамики и газодинамики потока рабочего тела, можно получить величину теплоты, которую необходимо передать потоку, чтобы в конце участка теплоподвода обеспечивалось условие  $M_2 = 1$ , выраженную в безразмерном виде:

$$\overline{Q_{кр}} = \frac{(1 + kM_1^2)}{2(1 + k)M_1^2} - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2\right), \quad (5)$$

Используя обратное преобразование, можно перейти к размерным величинам:

$$Q_{кр} = \left( \frac{(1 + kM_1^2)}{2(1 + k)M_1^2} - \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2\right) \right) \left( \frac{k}{k-1} \frac{R}{\mu} T_1 \right), \quad (6)$$

где  $R$  – универсальная газовая постоянная;

$\mu$  – молярная масса рабочего тела ускорителя.

На основе приведенной методики расчета теплового ускорения потока в камере постоянного профиля с постоянным по длине теплоподводом для заданных мощностей, введенных в поток, были рассчитаны величины температуры и скорости потока рабочего тела (водорода) в камере и сопле ЭДД с известной степенью расширения.

С помощью представленной модели ускорения потока были получены зависимости термодинамических параметров рабочего тела от мощности  $N$ , введенной в него (например, разрядом постоянного тока):

$$\bar{N} = (1 - kM_1^2)^2 \bar{W} - \left[ 1 + \frac{(k-1)M_1^2}{2} \right] - \frac{(k+1)M_1^2 (\bar{W}^2)}{2}. \quad (7)$$

Данный подход позволил в дальнейшем на основе полученных газодинамических и термодинамических зависимостей уточнить и рассчитать параметры дуговой плазмы водорода с учетом математической модели химических реакций, разработанной в [5]. При этом расчеты проведены с учетом радиального изменения температуры потока в данном сечении камеры или канала, в котором горит дуговой разряд в водороде.

Требуемая для достижения в цилиндрической тепловой камере постоянного сечения  $M = 1$  мощность определяется из выражения

$$N_{кр} = GQ_{кр}, \quad (8)$$

где  $G$  – расход рабочего газа.

В результате получим выражение для мощности, необходимой для достижения скорости звука в сечении 2-2,

$$N_{кр} = \frac{GT_1 Rk \left( \frac{A \left( \frac{1}{A} + 1 \right)^2}{(2k+2)} - \frac{\left( \frac{k-1}{2} \right)}{A} \right)}{\mu(k-1)}, \quad (9)$$

где  $A$  – множитель, определяющий начальные параметры рабочего тела,  $A = \frac{a_1^2 d^4 \pi^2 \rho^2}{16G^2}$ , где

$a_1$  – скорость звука в сечении 1-1;

$d$  – диаметр канала;

$\mu$  – молярная масса рабочего тела.

Величина скорости на срезе сопла [5]

$$W_3 = \sqrt{\left( 2 \frac{k}{k-1} \frac{R}{\mu} T_1 + \frac{N_{кр}}{G} \right) \left( 1 - \frac{1}{\Theta \frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (10)$$

где  $\Theta$  – степень расширения сопла.

При выполнении условия достижения скорости звука в сечении 2-2 выражение (10) можно преобразовать к виду

$$W_3 = \sqrt{\left( \frac{2kRT_1}{\mu(k-1)} + \left( \frac{(1+kM_1^2)}{2(1+k)M_1^2} - \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right) \right) \left( \frac{kRT_1}{\mu(k-1)} \right) \right)} \times \sqrt{\left( 1 - \frac{1}{\Theta \frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (11)$$

$$W_3 = \sqrt{\left(\frac{2kRT_1}{\mu(k-1)} + \left(\frac{(1+kM_1^2)}{2(1+k)M_1^2} - \left(1 + \frac{k-1}{2}M_1^2\right)\right)\left(\frac{kRT_1}{\mu(k-1)}\right)\right)} \times \sqrt{\left(1 - \frac{1}{\Theta \frac{k-1}{k}}\right)}.$$

Таким образом, модель ЭДД с дополнительным подводом энергии в тепловом канале постоянного профиля показала следующие особенности ускорения потока рабочего тела:

- 1) достижение скорости звука в камере происходит при меньших затратах энергии в случае меньших начальных температур рабочего тела;
- 2) увеличение начальной скорости позволяет снизить затраты энергии при ускорении рабочего тела.

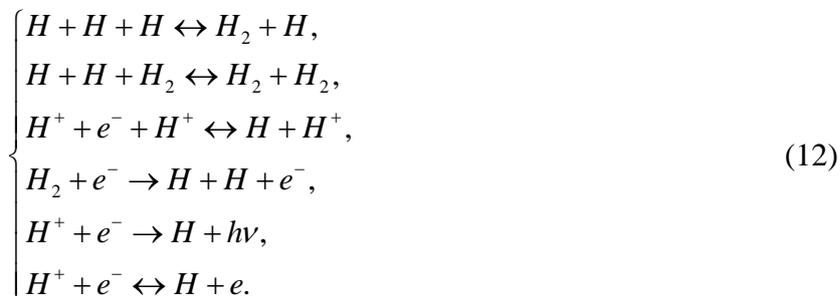
Многопараметрический подход при моделировании процесса ускорения рабочего тела в камере с постоянным теплоподводом позволяет получить массив характеристик ЭДД. В результате расчетов было получено, что величину удельного импульса можно повысить за счет вкладываемой в поток тепловой мощности.

### ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ ДУГОВОГО РАЗРЯДА В ВОДОРОДЕ НА ОСНОВЕ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ В КАМЕРЕ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Разработанная математическая модель термодинамических параметров дуги в ЭДД с камерой постоянного профиля и равномерным подводом тепла позволила в одномерном приближении получить распределения концентраций частиц в водородной дуге с учетом неравновесности химических реакций, протекающих в ней:

- 1) рекомбинация атомов и молекул водорода;
- 2) диссоциация молекул водорода атомами и молекулами;
- 3) рекомбинация ионов;
- 4) диссоциация электронным ударом;
- 5) фоторекомбинация ионов водорода;
- 6) ионизация атомов водорода.

Данные реакции используются в следующей системе уравнений [5]:



На основе реакций системы (12) получены распределения равновесных концентраций атомов, молекул, ионов водорода и электронов путем расчета констант равновесия приведенных химических реакций, использованных в работах [6, 7], а также найдены распределения неравновесных концентраций частиц (с учетом констант химических реакций рекомбинации, фоторекомбинации, диссоциации атомом, молекулой и электронным ударом и ионизации) по следующим соотношениям, полученных в работе [7]:

$$\begin{cases} K_{rec}^1 = 2,13 \cdot 10^{-27} T^{-4,77}, T > 3800 K, \\ K_{rec}^1 = 5,54 \cdot 10^{-21} T^{-6,56}, T < 3800 K, \\ K_{rec}^2 = 8,65 \cdot 10^{-42} T^{-1,01}, T > 3800 K, \\ K_{rec}^2 = 4,29 \cdot 10^{-35} T^{-2,90}, T < 3800 K, \end{cases} \quad (13)$$

где  $K_{rec}^{1,2}$  – константа химической реакции рекомбинации атомов и молекул водорода,  
 $T$  – температура газа.

$$K_{dis}^{1,2} = K_{rec}^{1,2} \frac{n_{ap}^2}{n_{mp}}, \quad (14)$$

где  $K_{dis}^{1,2}$  – константа химической реакции диссоциации молекул водорода атомами и молекулами;  
 $n_{ap}$  и  $n_{mp}$  – равновесные значения концентраций атомов и молекул, рассчитанные через константу равновесия для реакций диссоциации и рекомбинации [8].

Константы реакции ионизации, рекомбинации и фоторекомбинации рассчитывались согласно [6]:

$$\begin{cases} K_{rec}^3 = 5,26 \cdot 10^{-32} T_e^{-2,5}, \\ K_{ion}^3 = K_{rec}^3 \frac{n_{ip} n_{ep}}{n_{ap}}, \end{cases} \quad (15)$$

где  $K_{rec}^3, K_{ion}^3$  – константы химической реакции рекомбинации ионов;  
 $T_e$  – температура электронов;  
 $n_{ip}, n_{ep}, n_{ap}$  – равновесные концентрации ионов, электронов и атомов;

$$K_{rec}^5 = 6,26 \cdot 10^{-17} T_e^{-0,58}, \quad (16)$$

где  $K_{rec}^5$  – константа химической реакции фоторекомбинации ионов водорода.

Зависимость константы диссоциации молекул электронным ударом в реакции от температуры электронов получена интегрированием сечения неупругого взаимодействия электронов с молекулой водорода по скоростям [9].

Константы реакции рекомбинации и ионизации для последней реакции системы уравнений (12) определялись согласно [10, 11]:

$$\begin{cases} K_{rec}^6 = 1,09 \cdot 10^{-20} T_e^{-4,5}, T_e < 4000 K, \\ K_{rec}^6 = 5,10 \cdot 10^{-40} T_e^{-0,4} \cdot \exp\left[\frac{e(\chi_i - E_{01})}{kT_e}\right], T_e > 4000 K, \\ K_{ion}^6 = K_{rec}^6 \frac{n_{ip} n_{ep}}{n_{ap}}, \end{cases} \quad (17)$$

где  $K_{rec}^6, K_{ion}^6$  – константы химической реакции ионизации атомов водорода;  
 $\chi_i$  – потенциал ионизации;  
 $E_{01}$  – потенциал возбуждения резонансного уровня.

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЕТА РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ТЕМПЕРАТУРЫ И КОНЦЕНТРАЦИИ ЧАСТИЦ В КАМЕРЕ ПОСТОЯННОГО ПРОФИЛЯ И С РАВНОМЕРНЫМ ПОДВОДОМ ЭНЕРГИИ ПО ДЛИНЕ В ДИАПАЗОНЕ МОЩНОСТЕЙ 2-30 КВТ

В качестве исходных данных заданы: радиус камеры двигателя  $r = 2,5$  мм, давление водорода  $p = 3 \cdot 10^5$  Па.

Распределение температуры водорода и электронов в камере получены из решения уравнения Эленбааса – Геллера, а начальные концентрации электронов, атомов и молекул на оси камеры определены в соответствии с температурой водорода [4, 6].

На основе распределений равновесных концентраций и констант химических реакций по сечению камеры получены неравновесные распределения концентраций частиц путем решения методом Рунге – Кутты на ЭВМ системы дифференциальных уравнений диффузионных потоков частиц [10–12]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{n}_e = \dot{n}_i = \frac{1}{r} \frac{d}{dr} (r n_e V_e), \\ \dot{n}_m = \frac{1}{r} \frac{d}{dr} (r n_m V_m), \\ \dot{n}_a = -\dot{n}_e - 2\dot{n}_m, \\ \dot{n}_e = \left[ K_{ion}^3 + K_{ion}^6 \frac{n_e}{n_i} \right] n_a n_i - \left[ K_{rec}^3 + \frac{K_{rec}^5}{n_i} + K_{rec}^6 \frac{n_e}{n_i} \right] n_e n_i^2, \\ \dot{n}_m = \left[ K_{rec}^1 + K_{rec}^2 \frac{n_m}{n_a} \right] n_a^3 - \left[ K_{dis}^1 + K_{dis}^2 \frac{n_m}{n_a} + K_{dis}^4 \frac{n_e}{n_a} \right] n_a n_m, \end{array} \right. \quad (18)$$

где  $\dot{n}_e, \dot{n}_i, \dot{n}_m, \dot{n}_a$  – объемные скорости образования или стока электронов, ионов, молекул и атомов;

$n_e, n_m, n_a, n_i$  – концентрации электронов, молекул, атомов, ионов;

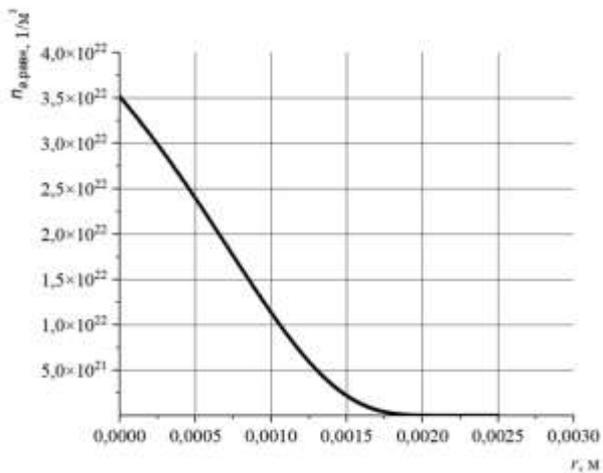
$V_e, V_m$  – радиальные диффузионные скорости электронов, молекул.

На рис. 2 представлены зависимости распределения равновесной концентрации атомов, молекул водорода и электронов по радиусу камеры.

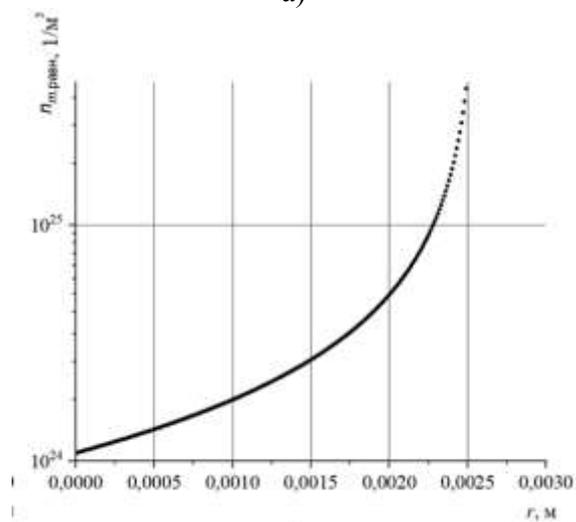
Равновесная концентрация молекул водорода  $n_{m, \text{равн}}$  на оси составила  $10^{24} \text{ м}^{-3}$ , атомов –  $n_{a, \text{равн}} = 3 \cdot 10^{22} \text{ м}^{-3}$ , электронов и ионов –  $n_{e, \text{равн}} = n_{i, \text{равн}} = 3 \cdot 10^{22} \text{ м}^{-3}$ . Равновесная концентрация электронов и атомов от оси спадает линейно (рис. 2, а и в). В то же время равновесная концентрация молекул водорода возрастает (от оси к стенке) на порядок с  $10^{24}$  до  $2 \cdot 10^{25} \text{ м}^{-3}$  (рис. 2, б).

На рис. 3 представлены зависимости распределения неравновесной концентрации атомов, молекул водорода и электронов по радиусу камеры ускорителя.

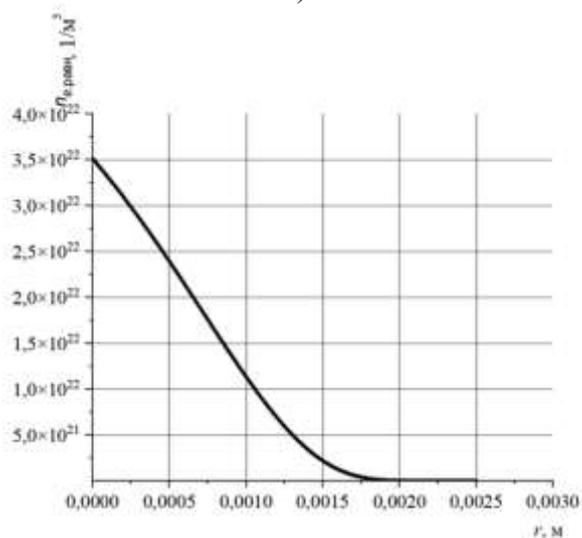
Неравновесная концентрация атомов на оси камеры составит  $n_a = 3 \cdot 10^{23} \text{ м}^{-3}$ , что в 50 раз меньше концентрации вблизи стенки камеры. Максимальный рост неравновесной концентрации атомов начинается на расстоянии  $0,4r$  камеры от оси (рис. 3, а). Распределение концентрации атомов имеет экстремум  $10^{25} \text{ м}^{-3}$  на расстоянии  $0,8r$  от оси камеры, где температура составляет 1500 К, после чего концентрация атомов резко спадает до  $10^{23} \text{ м}^{-3}$  в холодном слое газа у стенки.



а)

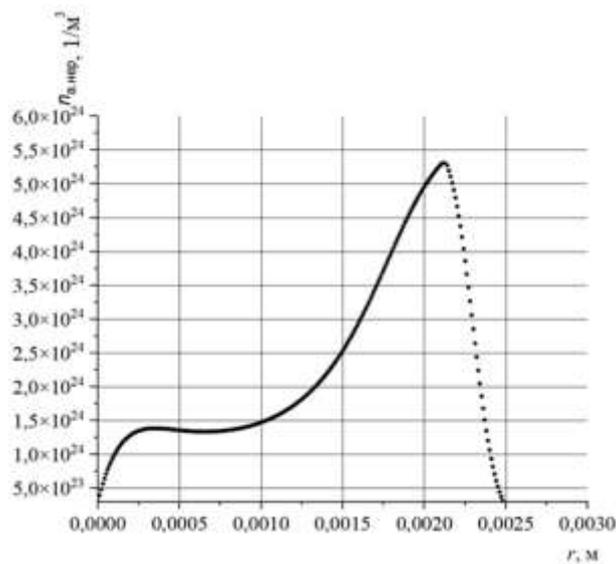


б)

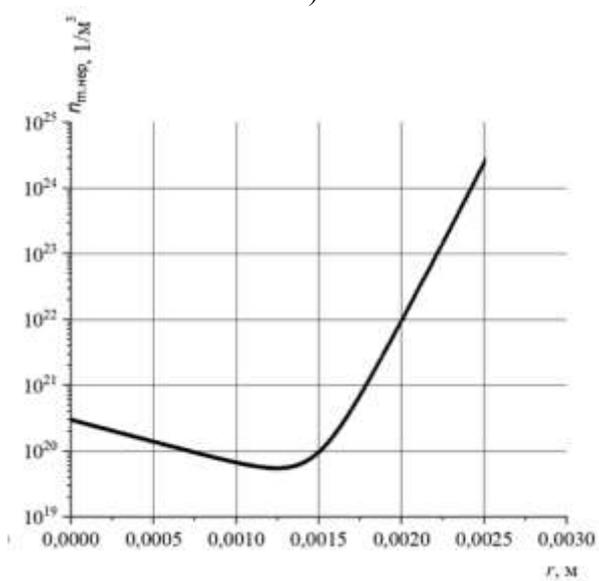


в)

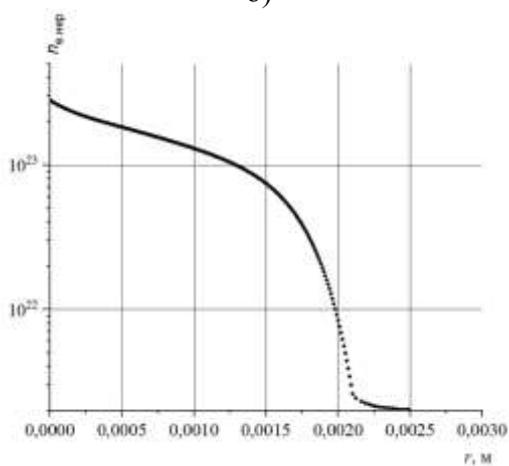
Рис. 2. Распределение равновесной концентрации по радиусу камеры:  
а – атомов водорода; б – молекул водорода; в – электронов



а)



б)



в)

Рис. 3. Распределение неравновесной концентрации по радиусу камеры:  
 а – атомов водорода; б – молекул водорода; в – электронов

Возрастание концентрации атомов при удалении от оси говорит об уменьшении частоты ионизации атомов и диффузии атомов к стенкам, где в результате снижения температуры водорода уменьшается степень диссоциации и концентрация атомов спадает. Происходит сдвиг ионизационного и диссоциационного равновесия и состав плазмы отклоняется от равновесного.

Неравновесная концентрация молекул  $n_m$  на оси камеры равна  $3 \cdot 10^{20} \text{ м}^{-3}$ . Зависимость концентрации молекул по радиусу предполагаемой границы плазменной дуги, соответствующей  $0,5r$ , за которой наблюдается быстрый рост до  $10^{25} \text{ м}^{-3}$  у стенки камеры (см. рис. 3,б). Быстрый рост концентрации молекул водорода за границей дуги ( $0,4r$ ) обусловлен увеличением частоты рекомбинации атомов и уменьшением степени диссоциации водорода [12, 13].

Неравновесная концентрация электронов и ионов на оси камеры составляет  $n_e = n_i = 2,8 \cdot 10^{23} \text{ м}^{-3}$  (см. рис. 3,в).

Распределение концентрации электронов и ионов имеет снижение величины концентрации до  $10^{21} \text{ м}^{-3}$ . Концентрация электронов и ионов снижается медленнее внутри плазменной дуги и после преодоления ее границ на расстоянии  $0,6r$  от оси скорость снижения концентраций существенно увеличивается. Концентрацию электронов вблизи стенок (см. рис. 3,в) можно считать постоянной из-за отсутствия процессов ионизации и диссоциации ввиду низкой температуры газа ( $T < 1000 \text{ К}$ ).

На рис. 4 представлено распределение степени ионизации водорода по радиусу камеры ЭДД постоянного профиля с равномерным теплоподводом по длине.

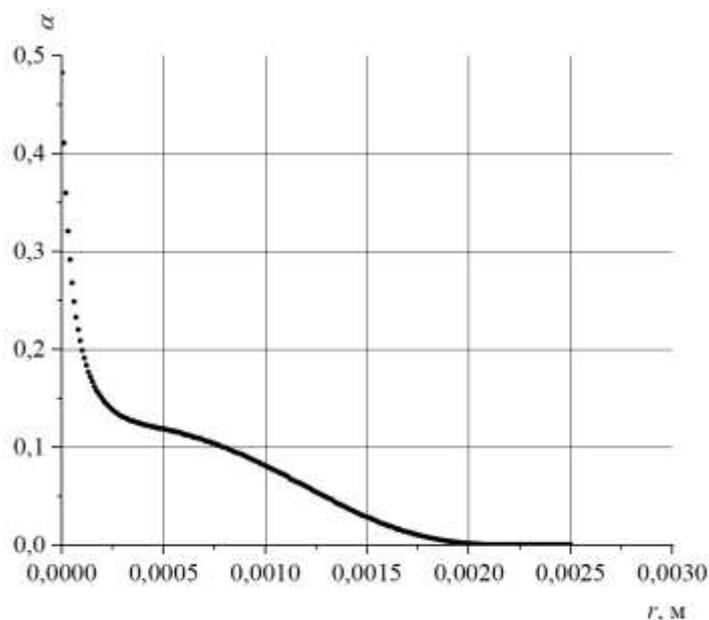


Рис. 4. Распределение степени ионизации водорода по радиусу камеры

Распределение степени ионизации плазмы носило экспоненциально-падающий характер. На оси степень ионизации составила 0,5. На расстоянии от оси  $0,8r$  значение степени ионизации приблизилось к нулю. В окрестности оси дуги степень ионизации достигает наибольших значений и быстро уменьшается при удалении от оси. Это объясняется низкой концентрацией нейтральных атомов и высокой концентрацией ионов из-за роста частоты ионизации атомов у оси. Дальнейшее менее интенсивное уменьшение степени ионизации при удалении от оси обусловлено, с одной стороны, снижением концентрации электронов, с другой стороны, возрастанием концентрации атомов вследствие их диффузии к стенкам [12, 13].

## АНАЛИЗ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ КОНЦЕНТРАЦИЙ ВОДОРОДА В КАМЕРЕ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ОТ МОЩНОСТИ, ВЛОЖЕННОЙ В РАЗРЯД

На основе разработанного подхода получены распределения концентраций заряженных частиц – электронов (ионов), нейтральных частиц – молекул и атомов по радиусу камеры ЭДД для различных мощностей водородной дуги (2–30 кВт). Неравновесные концентрации электронов, молекул и атомов (для мощностей разряда 2, 10, 20 и 30 кВт) представлены на рис. 5.

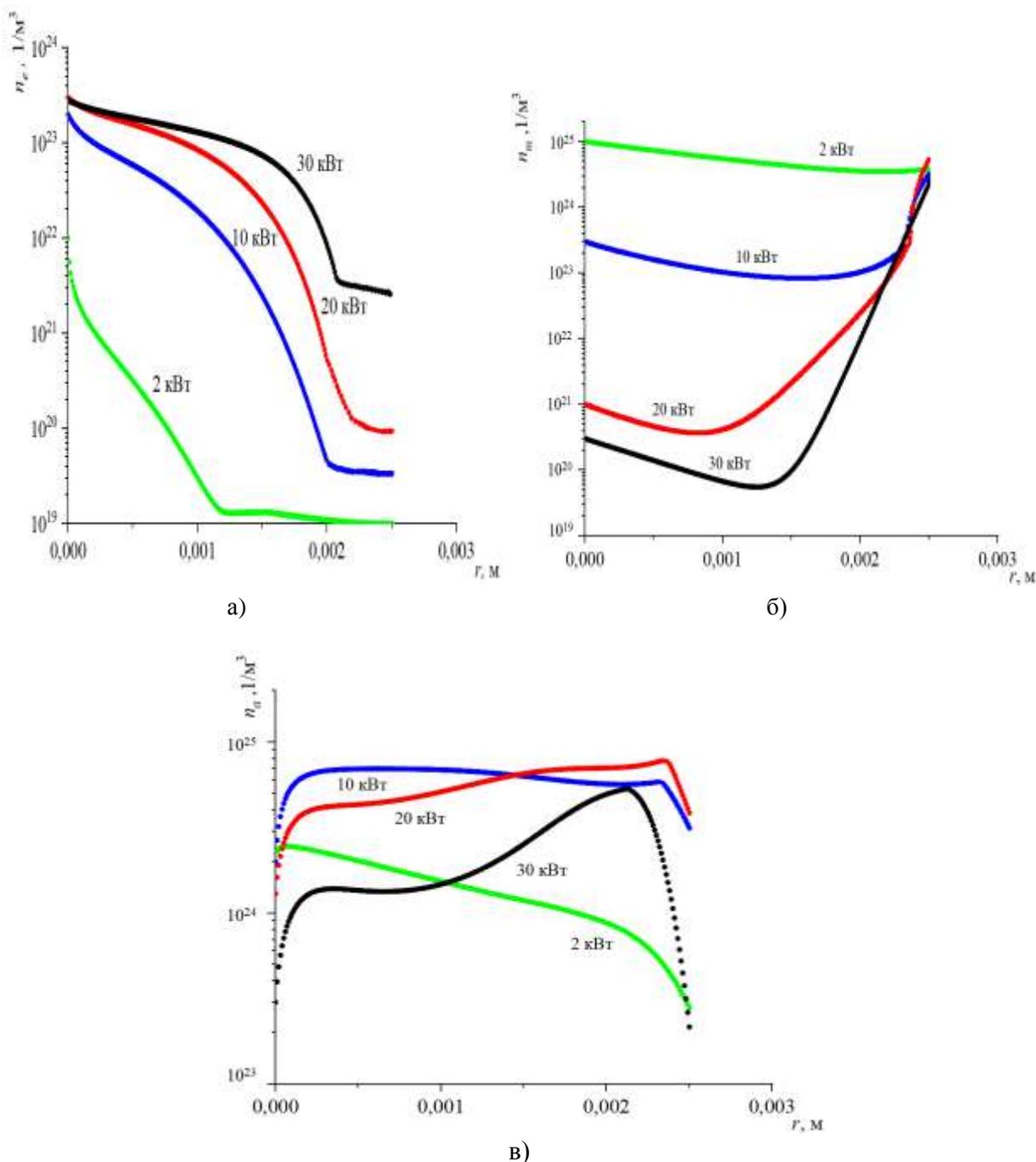


Рис. 5. Распределение неравновесной концентрации по радиусу камеры при различных мощностях:  
а – электронов; б – молекул; в – атомов

При увеличении мощности, вложенной в разряд в камере ЭДД, концентрация электронов увеличивается на оси от  $10^{22}$  до  $10^{24}$   $1/\text{м}^3$  с увеличением мощности от 2 до 30 кВт (см. рис. 5,а), при этом концентрация электронов слабее снижается с увеличением расстояния от оси при более высоких мощностях. При увеличении мощности разряда концентрации электронов и ионов внутри дуги возрастают за счет увеличения температуры электронов и, следовательно, за счет увеличения частоты процессов ионизации.

Концентрация молекул водорода при увеличении мощности разряда имеет немонотонный характер (рис. 5,б), при этом минимум ее значения достигается на границе при мощности 2 кВт и смещается к оси дуги при увеличении мощности от 10 до 30 кВт. При увеличении мощности разряда, вследствие роста температуры газа на оси дугового канала и, соответственно, степени диссоциации водорода, концентрация молекул на оси камеры существенно снижается, однако ближе к стенкам канала концентрации при всех заданных мощностях выравниваются, так как температура стенки канала при различных мощностях считалась постоянной.

Концентрация атомов (см. рис. 5,в) ведет себя неоднозначно: при низких мощностях (2 кВт) она спадает, а при увеличении мощности до 30 кВт концентрация атомов начинает возрастать от оси дуги к стенке канала ЭДД. Это объясняется тем, что при увеличении мощности, вкладываемой в разряд, растет степень диссоциации водорода, следовательно, большее количество атомов водорода успевает диффундировать к пристеночной области до рекомбинации. При неизменном давлении концентрация атомов на оси больше при низкой мощности разряда согласно уравнению состояния идеального газа из-за более низкой температуры дуги.

На рис. 6 представлено распределение степени ионизации водорода по радиусу камеры при различных мощностях, введенных в поток рабочего тела.

Вид распределений свидетельствует о том, что основное количество заряженных частиц находится на оси разряда (рис. 6), при этом пропорционально росту мощности разряда растет степень ионизации. Степень ионизации на оси дуги и при мощности 2 кВт меньше 1%, при 10 кВт достигает 10%, при мощности 20 кВт – 20%, при 30 кВт – 50%. Отметим, что в ядре потока (радиусом  $0,5r$ ) при мощности 30 кВт степень ионизации 10–15%, что коррелирует с результатами, представленными в работе [13].

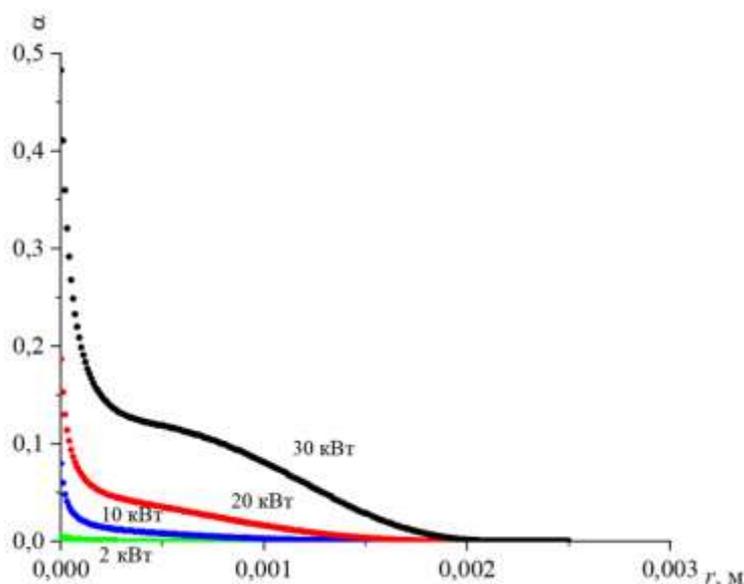


Рис. 6. Распределение степени ионизации водорода по радиусу канала камеры ЭДД при различных мощностях

Полученный результат свидетельствует о том, что при постоянной геометрии канала ЭДД постоянного профиля с равномерным теплоподводом по длине увеличение мощности, вкладываемой в разряд, приводит к перераспределению энерговклада в поток: большая часть идет в ионизацию, а не в тепловое ускорение, что отрицательно скажется на эффективности ЭДД. Отсюда следует, что разработанный многопараметрический подход по расчету термодинамических характеристик потока и параметров плазмы указывает на необходимость подбора геометрии и оптимальной мощности энерговклада.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполнения исследований разработана многопараметрическая модель ускорения потока в камере ЭДД постоянного профиля с равномерным теплоподводом по длине, позволяющая получить при заданной геометрии скорости истечения потока параметры плазмы разряда при оптимизированной мощности.

Учет диффузионных потоков в радиальном направлении электронов и тяжелых частиц при неравновесном описании процессов в плазме показал влияние диссоциации, рекомбинации, ионизации, фоторекомбинации в объеме на характер изменения концентраций по сечению канала. Результаты неравновесного расчета позволяют определить приток энергии, связанный с рекомбинацией, диссоциацией и ионизацией частиц в дуговом разряде, что делает возможным более точно оценить теплообмен в рабочем газе, проходящем через дугу, а это необходимо при проектировании электродугового ускорителя.

Исследование параметров потока и плазмы в зависимости от вкладываемой в разряд мощности показало перераспределение энерговклада в кинетическую энергию потока и в его внутреннюю энергию. При мощности 2 кВт степень ионизации потока составляет 0,1%, т. е. весь энерговклад идет на ускорение потока. С увеличением мощности до 30 кВт часть энергии идет на ионизацию, что снижает тяговую эффективность ЭДД (растет цена тяги). При увеличении мощности возрастает скорость химических реакций и изменяются теплофизические параметры газа. Вследствие этого увеличиваются ионизованная область разряда, значения степени ионизации вблизи оси и усиливается характер распределения концентраций частиц.

## Список используемых источников

1. Гусев Ю. Г., Пильников А. В. Роль и место электроракетных двигателей в российской космической программе // Труды МАИ. – 2012. – № 60. – С. 26–32.
2. Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1975. – 273 с.
3. Назаренко И. П., Никритюк П. А. Расчет характеристик водородной дуги с учетом термохимической неравновесности // Теплофизика высоких температур. – 1998. – № 36. – Вып. 5. – С. 693–699.
4. Квасников А. В. Теория жидкостных ракетных двигателей / отв. ред. И. И. Кулагин, ред. Е. А. Кругова. – Л.: Судпромгиз, 1959. – 538 с.
5. Назаренко И. П., Никритюк П. А. Влияние диаметра дугового канала на переносные свойства водородной электродуговой плазмы // Теплофизика высоких температур. – 2003. – № 41, вып. 3. – С. 342–346.
6. McCay D.T., Dexter C.E. Chemical Kinetic Performance Losses for a Hydrogen Laser Thermal Thruster // J. Spacecraft. – 1987. – Vol. 24, № 4. – P. 372.

7. Назаренко И. П., Никритюк П. А. Влияние диаметра дугового канала на переносные свойства водородной электродуговой плазмы // Теплофизика высоких температур. – 2002. – № 40, вып. 6. – С. 861–866.
8. Baulch D.L., Dry dale D.D., Home D.G., Lloyd A.C. Evaluated Kinetic Data for High Temperature Reactions // Homogeneous Gas Phase Reactions of the H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> System. – Vol. 1. – London : Butterworth, 1972. – P. 12–19.
9. Термодинамические свойства индивидуальных веществ : [справ. изд.] : в 4 т. / В. П. Глушко [и др.]. – 3-е изд., перераб. и расширен. – М. : Наука, 1978. – Т.1, кн. 1. – 496 с.
10. Словецкий Д. И. Механизмы химических реакций в неравновесной плазме. – М. : Наука, 1980. – 313 с.
11. Биберман Л. М., Воробьев В. С., Якубов И. Т. Кинетика неравновесной низкотемпературной плазмы. – М. : Наука, 1982. – 379 с.
12. Hinnow E., Hirschberg J.G. Electron-Ion Recombination in Dense Plasmas // Phys. Rev. – 1962. – Vol. 125, № 3. – P. 795.
13. Райзер Ю. П. Физика газового разряда : [науч. изд.]. – 3-е изд., перераб. и доп. – Долгопрудный : Издательский дом «Интеллект», 2009. – 736 с.

Д. А. Баранов<sup>1</sup>,  
*доктор технических наук;*

Д. Е. Субботин<sup>1</sup>;

Л. В. Михайленко<sup>1</sup>;

Ю. В. Авдоница<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара.

## **АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ И МОДЕРНИЗАЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В ИНТЕРЕСАХ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ**

Приведены результаты анализа развития космических систем дистанционного зондирования Земли за последнее десятилетие. Определены тенденции формирования требований к различным категориям тематических геоинформационных продуктов со стороны ключевых заказчиков в России и в мире. Раскрыта доходная составляющая от предоставления данных дистанционного зондирования Земли и дополнительных услуг в 2023 г. на региональном уровне. На основе результатов технико-экономического анализа применения современных и перспективных космических систем дистанционного зондирования Земли представлено обоснование состава орбитальных группировок и размерности космических аппаратов.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, орбитальная группировка, требования к тематическому продукту, космическая информация, пространственные данные, геоинформационные системы.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) представляет собой постоянно развивающуюся область исследования и практического применения информационных продуктов, которая охватывает широкий спектр задач – от обнаружения и регистрации объектов на поверхности Земли до анализа и систематизации получаемых данных и в которой используются современные интеллектуальные системы обработки и интерпретации данных ДЗЗ.

Космические системы ДЗЗ играют ключевую роль в предоставлении данных как для гражданской сферы (прогнозирование погоды, проведение научных исследований, мониторинг окружающей среды и чрезвычайных ситуаций, сельское хозяйство, пути сообщения, городские инфраструктуры), так и для ведомств, отвечающих за национальную безопасность, обеспечивая потребителей актуальными и качественными геоинформационными данными.

На этапе формирования рынка тематических геоинформационных продуктов под влиянием различных факторов появились космические системы ДЗЗ, построенные на космических аппаратах (КА) различной размерности. Накопленный на сегодня опыт создания и применения этих систем позволяет провести технико-экономическое обоснование состава орбитальных группировок (ОГ) и массогабаритных характеристик КА перспективных космических систем ДЗЗ.

### **АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ И БЛИЖАЙШИЕ ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЗЗ**

По данным работы [1], в 2023 году было запущено 319 КА ДЗЗ в интересах 31 страны (рис. 1). Из них с оптической мультиспектральной аппаратурой (MS) – 185 аппаратов (58% от общего количества), с радиолокационной (SAR) – 34 аппарата (10,7%).

Среди стран, запускающих и поддерживающих орбитальные группировки ДЗЗ, первое место стабильно принадлежит Китаю (119 КА, 37,7%), второе – США (103 КА, 32,3%), на третьем месте – Аргентина с группировкой Satellogic (Aleph-1) и Финляндия с группировкой ICEYE – по 10 КА. Далее идут Россия (9 КА) и Канада (8 КА). Далее идут Россия (9 КА) и Канада (8 КА).

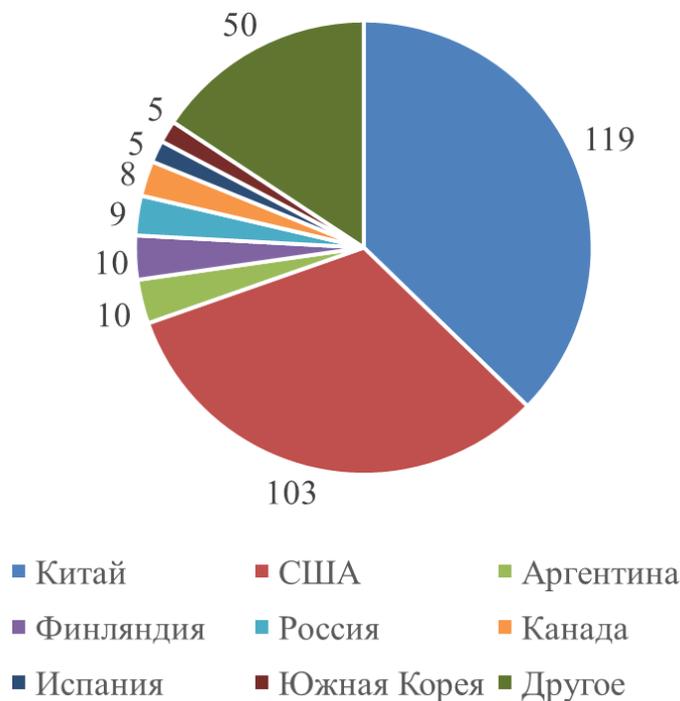


Рис. 1. Страновая принадлежность КА ДЗЗ, запущенных в 2023 году

Стоит отметить, что более 43% запущенных КА ДЗЗ составляет класс микроаппаратов (10–200 кг), что свидетельствует о тенденции использования малогабаритных спутниковых платформ в рамках орбитальных группировок наблюдения Земли.

Динамика запусков КА ДЗЗ по годам представлена на рис. 2.

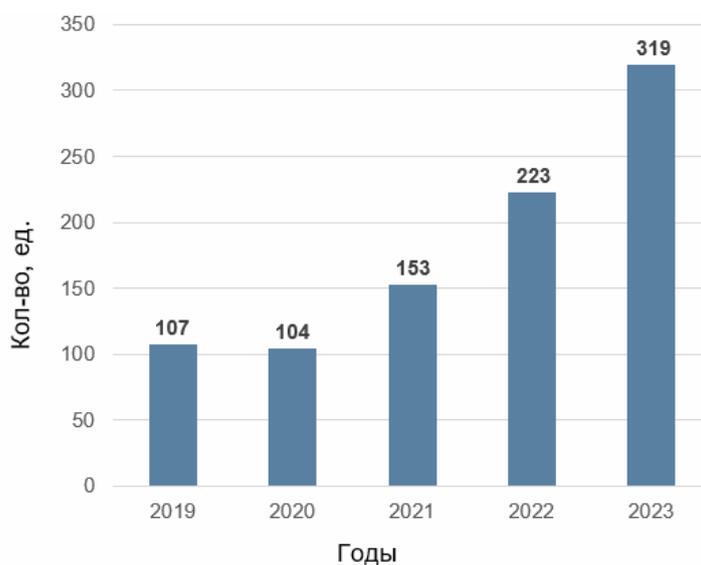


Рис. 2. Динамика запусков КА ДЗЗ по годам (2019–2023)

Из приведенной выше информации можно сделать вывод о наличии устойчивого тренда – создание и использование многоспутниковых ОГ на базе малых и сверхмалых КА. Данный тренд возник в среде частного западного бизнеса, неспособного одновременно привлекать значительное долгосрочное финансирование в разработки и инфраструктуру, которые необходимы для создания полнофункциональных изделий. Одновременно с этим высокорисковый бизнес, такой как создание ракетно-космической техники, находится под давлением инвесторов и банкиров, предоставляющих капитал на более жестких условиях и требующих достижения быстрых результатов, в том числе рентабельности, для подтверждения жизнеспособности бизнес-модели, что несовместимо с циклами разработки и производства «средних» и «тяжелых» КА.

Привлекательность тренда на создание ОГ на базе МКА в основном заключается в возможности упростить конструкцию единичного аппарата, снизить его массу и габариты, применять стандартную бортовую аппаратуру (БА), исключить резервирование систем и т. п. При таком подходе возможно снижение себестоимости единицы произведенной продукции при одновременном увеличении числа КА в ОГ.

По данным работы [2], объем глобального рынка данных ДЗЗ (включая информационные продукты и геосервисы) к 2032 году достигнет 15,9 млрд. долл. со средним совокупным темпом роста 6,92% (рис. 3).

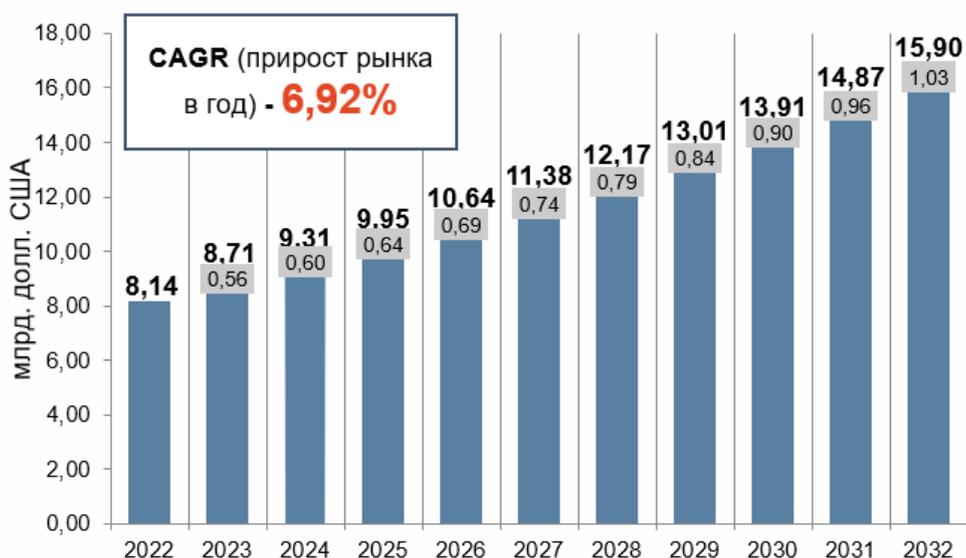


Рис. 3. Прогноз глобального рынка данных ДЗЗ до 2032 года, млрд. долл.

Ожидаемый рост рынка данных ДЗЗ в прогнозируемый период можно объяснить напряженной геополитической обстановкой, стабильно растущим спросом на анализ геопространственных данных со стороны институциональных и коммерческих акторов, увеличением потребностей в мониторинге и прогнозировании изменений климата, а также внедрением спутниковых услуг в потребительский сектор. Для обеспечения возрастающих требований потребителей к частоте повторной съемки интересующей территории рост рынка дистанционного зондирования Земли и дальше будет стимулироваться увеличением количества запусков космических аппаратов в рамках орбитальных группировок.

По оценкам консалтинговой компании *Northern Sky Research (NSR)*, к 2029 году ожидается запуск более 1000 спутников ДЗЗ в составе группировок, причем примерно 78% из них будут иметь оптическую полезную нагрузку.

## ТРЕБОВАНИЯ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ К ТЕМАТИЧЕСКОМУ ИНФОРМАЦИОННОМУ ПРОДУКТУ ДЗЗ

Традиционно перед КА ДЗЗ стоит задача информационного обеспечения различных потребителей космической информации (КИ) для решения задач социально-экономического развития страны и обеспечения ее обороноспособности. С изменением международной обстановки изменяются как потребности в КИ, так и возможности по развитию и наращиванию ОГ наблюдения Земли.

Основные требования к космическим аппаратам ДЗЗ, разрабатываемым для решения задач заказчиков тематического продукта, формируются из совокупности требований к количеству и качеству информации, необходимой и достаточной для решения задач в данный момент времени и на ближайшую перспективу.

Основными потребителями отечественных информационных продуктов ДЗЗ являются ФОИВы (Федеральные органы исполнительной власти), РОИВы (Региональные органы исполнительной власти), организации различных форм собственности, а также физические лица.

В классическом понимании тематический продукт обработки данных ДЗЗ – это продукт, созданный на основе дешифрования данных дистанционного зондирования Земли из космоса с применением тематической или аналитической обработки, в том числе с использованием пространственных данных и других видов информации, для решения задач потребителей [3].

В части тематического продукта ФОИВ наиболее востребованы сведения по пространственным объектам, в части готового прикладного продукта – базы пространственных данных, программное обеспечение для работы с данными ДЗЗ, документы кадастрового учета, региональными органами – документы кадастрового учета, геодезическая продукция на электронных носителях, первичные пространственные данные, сведения по объектам и геоинформационные системы [4].

Заказчики данных ДЗЗ определяют ключевые характеристики информационного продукта своими потребительскими запросами, соответствующими определенному пространственному разрешению и спектральным диапазонам съемки. Это позволяет для решения конкретных задач получать информацию необходимого качества, с необходимым уровнем детализации и высокой точностью геопривязки.

Учитывая основные технико-технологические направления развития спутникостроения и космической отрасли в целом, а также исходя из требований конечных потребителей к пространственным данным, можно выделить ключевые тенденции в области ДЗЗ (рис. 4).



Рис. 4. Ключевые тенденции развития ДЗЗ

В рамках данной статьи рассмотрены тенденции, отражающие главные потребности заказчиков тематического продукта ДЗЗ и влияющие на качественное удовлетворение спроса.

Прослеживается четкая тенденция – комбинирование различных типов целевой аппаратуры (ЦА) в рамках орбитальных группировок: оптико-электронной и радиолокационной. При этом, помимо традиционной оптико-электронной аппаратуры, все больше используется специализированная аппаратура – гиперспектральная, инфракрасная (среднего и дальнего ИК-диапазонов), стереоскопическая. Радиолокационная аппаратура также расширяет круг возможностей за счет использования различных частотных диапазонов, поляризации и развития специальных видов съемки – интерферометрической, селекции движущихся объектов, подповерхностного зондирования и др.

Улучшение характеристик ЦА отвечает, в первую очередь, потребностям рынка. Субметровое пространственное разрешение становится нормой, а самые современные образцы целевой аппаратуры обеспечивают разрешение на уровне 0,3–0,5 м. Разрешение радиолокационной аппаратуры приближается к разрешению оптико-электронной аппаратуры. При этом стоит отметить тенденцию оптимизации системных характеристик КА ДЗЗ по параметру пространственного разрешения, что в большинстве случаев приводит к пренебрежению остальными, но не менее важными системными параметрами, такими как ширина полосы обзора, производительность на витке и т. п.

Применение технологий искусственного интеллекта и так называемого «умного борта» при обработке информации ДЗЗ позволяет отфильтровывать неинформативные для поставленной задачи данные, отбраковывать снимки низкого качества, структурировать приоритетную информацию, сжимать цифровые изображения на борту КА, уменьшая тем самым потоки данных в наземные пункты приема информации (ППИ) и снижая требования к пропускной способности каналов связи космических аппаратов.

В современной геополитической ситуации одним из ключевых требований является оперативность предоставления пространственных данных для своевременного принятия решений в интересах как оборонных ведомств, так и гражданского сектора.

Актуальным является и предоставление потребителю уже готовой информационной продукции, прошедшей тематическую обработку.

Наиболее востребованное со стороны тематических потребителей пространственное разрешение в настоящее время составляет от 0,25 до 10 м (в зависимости от поставленных задач), а наиболее востребованный размер кадра составляет 10 x 10 км.

У крупных поставщиков данных ДЗЗ минимальный заказ на архивные данные начинается, в среднем, от 25 км<sup>2</sup>, а на поставку актуальных данных по заданным параметрам конкретного заказчика – от 100 км<sup>2</sup>.

С учетом состава потребителей информационного продукта дистанционного зондирования и перечня решаемых задач, в составе космических систем ДЗЗ должны присутствовать средства оптико-электронного наблюдения (от высокодетального до обзорного уровня разрешения), средства всепогодного круглосуточного радиолокационного наблюдения, картографические средства и КА с целевой аппаратурой, работающей в других диапазонах электромагнитного спектра и использующих различные типы чувствительных элементов.

Как показывает практика, зарубежные КА ДЗЗ эксплуатируются в основном по принципу двойного назначения, т. е. получаемая с них информация используется не только для решения задач гражданских заказчиков, но и применяется в интересах оборонных ведомств.

При формировании и стимулировании спроса на тематический продукт дистанционного зондирования также важно учитывать стоимостные показатели в привязке к площади съемки.

В статье [5] выделено несколько вариантов ценообразования на данные ДЗЗ в зависимости от потребностей потребителей на зарубежном рынке данных. Но представленная классификация применима и для российского рынка геоинформационного продукта и включает:

– приобретение данных и, соответственно, их оплату (по мере необходимости);

– тарифную подписку на доступ к пространственным данным на постоянной/регулярной основе;

– модель базовой карты без привязки к актуальности информации;

– заключение государственных контрактов для решения стратегически важных задач.

В рамках проведенного анализа потребительского сегмента геоинформационных продуктов целесообразно отдельно выделить и рынок предложения в стоимостном выражении.

В табл. 1 приведена стоимость выполнения новой съемки поверхности Земли зарубежными КА ДЗЗ. Стоимость предоставления потребителям архивных данных на порядок ниже, и в современных условиях менее востребована, поэтому не была включена авторами статьи в анализ.

Таблица 1

**Стоимость предоставления данных геопространственной съемки  
поверхности Земли потребителям**

Компания	КА	Пространственное разрешение, м	Цена за 1 км <sup>2</sup> , долл. США	
			2020 г.	2023 г.
Airbus	Pleiades Neo-3/-4	0,3	от 28	32,5-82,5
	Pleiades	0,5	от 18	21,3-62,5
	Spot	1,5	от 5	5,8-12,7
Maxar	WorldView-1	0,5	от 24	24-48
	WorldView-2	0,46	от 26	31-62
	WorldView-3	0,3	от 29	29-68
	GeoEye-1	0,5	н/о	24-59
	IKONOS	0,8	<10	<10
China Siwei	Superview	0,4	от 20	н/о
	GaoFen-2	0,8	от 9	н/о
Chang Guang Satellite Technology Co.	Jilin GXA	0,72	от 10	н/о
SIIS	KompSat-2	1	8	8
	KompSat-3	0,7	16	16
	KompSat-3A	0,4	18	18
21AT	TripleSat	0,8	н/о	от 9
21AT	Beijing-3A	0,5	н/о	от 18
21AT	Beijing-3B	0,3	н/о	от 21

Исходя из анализа таблицы, ценообразование напрямую зависит от возможностей аппаратуры космических аппаратов, от уровня пространственного разрешения и, соответственно, от качества информационного продукта на выходе.

На сегодняшний день наблюдается сохранение высокой доли спроса со стороны основных субъектов вертикали рынка, в частности, оборонных ведомств. При этом совместно с правительственными организациями и ведомствами гражданского назначения они обеспечивают большую часть дохода от реализации данных ДЗЗ.

На основании отчета [7] авторами составлена табл. 2, отражающая объем доходов от передачи данных ДЗЗ, а также доходов от дополнительных услуг ДЗЗ по регионам в 2023 году.

Таблица 2

## Доходы от данных ДЗЗ в 2023 году

Регион	Доходы от передачи данных ДЗЗ, млн. евро	Доходы от дополнительных услуг, млн. евро
 ЕС (27 стран)	100	415
 Россия и Европа (европейские страны, не входящие в ЕС)	45	205
 Северная Америка	265	1 335
 Южная Америка и Карибский бассейн	35	155
 Азиатско-Тихоокеанский регион	120	510
 Ближний Восток и Африка	30	155
Всего	595	2 775

Абсолютными лидерами по совокупному доходу от деятельности, связанной с передачей, интеграцией и дальнейшим применением данных ДЗЗ, а соответственно, а также с подавляющим большинством конечных потребителей геоинформационного продукта, являются: Северная Америка (за счет США) и Азиатско-Тихоокеанский регион (в основном – за счет Китая) с 1600 млн. евро (47,5%) и 630 млн. евро (18,7%) соответственно. Данные по доходной составляющей подтверждают лидерские позиции Китая и США в деятельности по предоставлению тематического продукта пространственных данных. Отсюда можно сделать вывод, что требования и запросы потребителей на геоинформационные продукты из рассмотренных выше регионов-лидеров максимально «покрываются» предложением на рынке данных ДЗЗ и удовлетворяются, обеспечивая выполнение ключевых задач заказчиков.

Удовлетворение потребностей заказчика в рамках российского рынка является первоочередной задачей в части прикладного использования данных ДЗЗ (рис. 5).

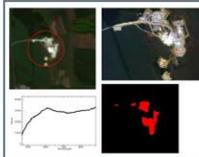
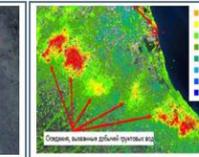
					
<b>СОЗДАНИЕ И ОБНОВЛЕНИЕ ТОПОГРАФИЧЕСКИХ КАРТ И ПЛАНОВ</b>	<b>ИНВЕНТАРИЗАЦИЯ И МОНИТОРИНГ ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ</b>	<b>КОНТРОЛЬ ЗАСТРОЙКИ ТЕРРИТОРИЙ</b>	<b>КОНТРОЛЬ ЗАГРЯЗНЕНИЙ И ДЕГРАДАЦИИ ПРИРОДНОЙ СРЕДЫ</b>	<b>МОНИТОРИНГ ЧС</b>	<b>ВЫЯВЛЕНИЕ ПОТЕНЦИАЛЬНО ОПАСНЫХ ГЕОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ</b>
Оптико-электронная съёмка с предельными характеристиками в части пространственного разрешения и точности геопривязки изображений	Оптико-электронная съёмка с предельными характеристиками в части пространственного разрешения и точности геопривязки изображений	Оптико-электронная съёмка с предельными характеристиками в части пространственного разрешения и точности геопривязки изображений			
Стереоскопическая оптико-электронная съёмка	–	Высокодетальная радиолокационная съёмка	Высокодетальная радиолокационная съёмка		Интерферометрическая радиолокационная съёмка
	Многоспектральная оптико-электронная съёмка с высокими радиометрическими характеристиками	–	Многоспектральная оптико-электронная съёмка с высокими радиометрическими характеристиками	Радиолокационная съёмка	
		Обзорная оптико-электронная съёмка	–	Обзорная оптико-электронная съёмка	

Рис. 5. Особенности создания космических аппаратов в интересах решения задач заказчика

Обширность территории нашей страны, включающей 11 часовых поясов, и наличие большого лесного фонда, подверженного пожарам, а также территорий, подверженных сезонным разливам рек, обуславливают необходимость создания глобальной космической системы оперативного мониторинга РФ.

### ОБОСНОВАНИЕ СОСТАВА ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ И РАЗМЕРНОСТИ КА ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ ДЗЗ

Под эффективностью понимается свойство, определяющее степень пригодности КА ДЗЗ для использования его по назначению для решения целевых задач. Эффективность КА ДЗЗ зависит от его характеристик и условий применения, которые определяются, в том числе, случайными величинами, поэтому показатели эффективности КА имеют вероятностную природу. В качестве основных показателей эффективности КА ДЗЗ при решении задач ДЗЗ применялись: детальность информации, полоса захвата, производительность съёмки, точность геопривязки, срок активного существования (САС).

В качестве обобщенного показателя целевой эффективности по назначению КА ДЗЗ принят уровень решения задач, который определяется степенью выполнения требований, предъявляемых к информации.

Вероятность выполнения задачи наблюдения может быть определена через свертку частных показателей эффективности путем задания экспертами весовых коэффициентов каждой составляющей эффективности. При этом учитывается важность, следовательно, и приоритет одних показателей над другими. Для одних задач ДЗЗ важным является получение информации с наилучшим разрешением, для других – важно количество задействованных спектральных каналов, для третьих – оперативность доставки информации и т. д.

Оптимизация состава орбитальной группировки и размерности КА по критерию эффективность/стоимость представлена ниже и характеризуется сравнением параметров КА ДЗЗ на различных платформах (рис. 6, табл. 3).

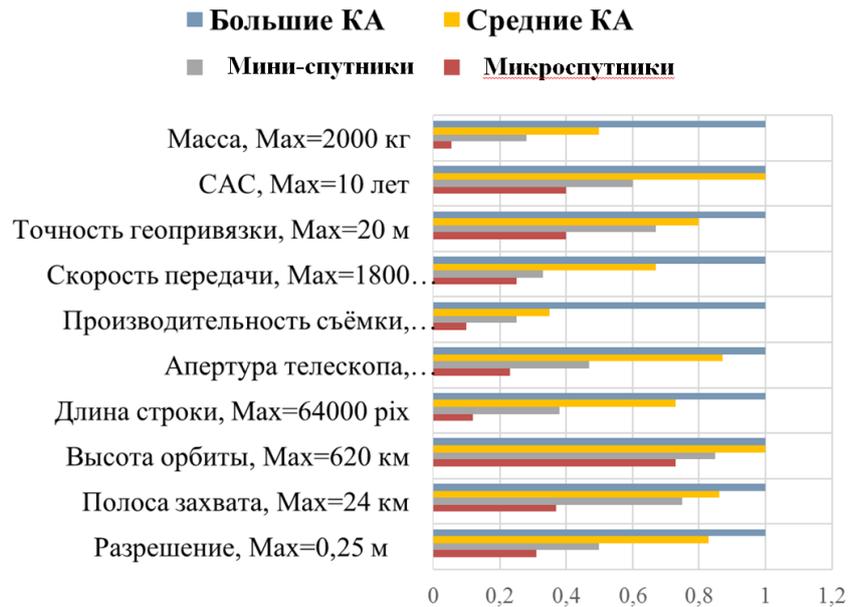


Рис. 6. Сравнение параметров КА ДЗЗ на различных платформах

Таблица 3

## КА на базе различных космических платформ

Параметр	Микроспутники	Мини-спутники	Средние спутники	Большие спутники
Масса, кг	10–100	100–500	500–1 500	>1 500
Разрешение, м	0,7–2,5	0,5–1	0,3–5	< 0,3
Апертура, мм	200–350	400–500	700–1 200	900–2 000
Полоса захвата, км	5,9	12	14	>16
Высота орбиты, км	500	530	620	>620
Длина строки, пикселей	7 500	24 000	46 600	64 000
Площадь съёмки, км <sup>2</sup> /день	200 000	500 000	800 000	2 000 000
Скорость передачи данных, Мбит/с	450	600	1 200	2 000 000
Точность геопривязки, м	10	6	5	<4
САС, лет	6	8	10	10
Примеры, КА	Skysat, Nusat, BlackSky, Alsat-2, SSOT и др.	EROS-B, DMC, CAS500, SuperView, Dubaisat-2, Deimos и др.	Pleiades, Pleiades Neo, Cartosat-2, Kompsat-3, WorldView Legion и др.	WorldView, GeoEye, CSO, Cartosat-3, Gaofen-11, Kompsat-7 и др.

Сравнение параметров КА ДЗЗ оптико-электронного наблюдения на различных платформах показывает, что большие КА обладают более высокими характеристиками, однако их создание более затратно, а сроки их проектирования и изготовления могут затягиваться на десятки лет. Таким образом, наиболее оптимальными по критерию эффективность/стоимость являются КА на базе средних платформ (500–1500 кг), поскольку они могут решать те же самые задачи, что и большие КА. По срокам создания они находятся в диапазоне 4–5 лет, а их стоимость существенно ниже, чем у больших КА (с учетом группового запуска). Срок активного существования больших и средних КА примерно одинаков.

Авторами проведен стоимостной анализ производства КА ДЗЗ оптико-электронного наблюдения по целому ряду стран (Россия, США, Израиль, Индия, Корея, Тайвань, Франция, Турция, Италия и др.). Причем эти страны условно можно разбить на четыре группы по стоимости производства оптико-электронных КА ДЗЗ:

- 1) менее 1 млн. долл.;
- 2) 20–100 млн. долл.;
- 3) 200–400 млн. долл.;
- 4) 500–700 млн. долл. (табл. 4)

Стоимость КА ДЗЗ Китая, в силу «закрытости» рынка и ограниченности информации в открытом доступе, не была включена в анализ.

Таблица 4

#### Стоимость создания и производства оптико-электронных КА ДЗЗ по массе

Масса, кг	Менее 20 млн. долл.	20–100 млн. долл.	100–400 млн. долл.	500–700 млн. долл.
100–500	КА Ofeq-5	КА EgyptSat-1 КА EROS-A КА EROS-B КА Nigeriasat-2 КА Gokturk-2 КА ASNARO-1	КА OptSat-3000 КА PeruSat-1 КА Formosat-5 КА EO-1	-
600–1000	-	КА Cartosat-2B КА EgyptSat-2	КА Formosat-2 КА Kompsat-2 КА VRSS-1 КА VRSS-2, КА Kompsat-3	-
1100–1500	-	КА Resourcesat-2 КА Cartosat-1	КА Kompsat-3A	-
1600–2000	-	-	-	КА GeoEye-1
2100–2500	-	-	-	КА WorldView-1
2600–3000	-	-	-	КА WorldView-4 КА WorldView-3

Очевидно, что чем больше платформа создаваемого космического аппарата, а соответственно, и его масса, тем сложнее и дольше производственный процесс, требующий больших человеческих, ресурсных, технологических и, как следствие, финансовых затрат.

Разброс стоимостей на рис. 7 составляет от 12 млн. долл. (израильский КА Ofeq-5) до 530 млн. долл. (КА WorldView-4). Известно, что самыми дорогими по производству КА ДЗЗ являются французские аппараты Helios-2A, -2B, стоимость которых доходит до 1 млрд. евро.

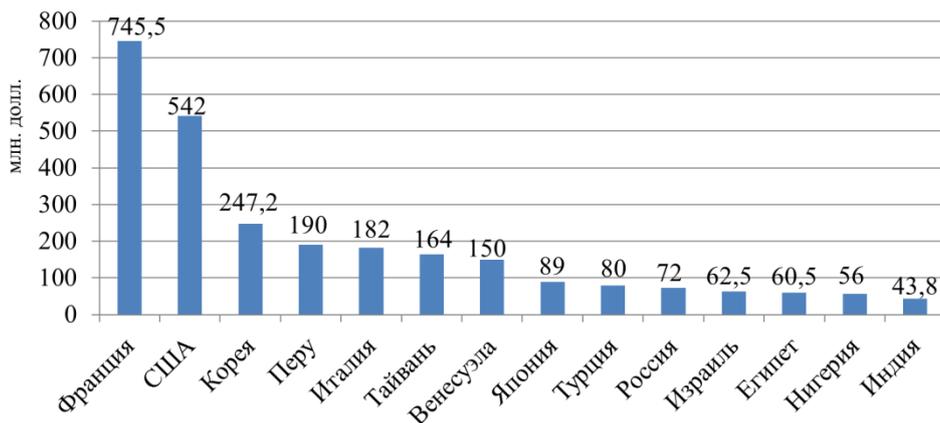


Рис. 7. Средняя стоимость создания и производства оптико-электронных КА ДЗЗ (по странам)

На основании проведенного анализа стоимостей производства КА ДЗЗ по странам, можно сделать вывод, что максимально дорогие аппараты производят Франция, США, третье место принадлежит Корею, далее идут Перу, Италия, Тайвань и другие страны, представленные на графике. Самые недорогие по стоимости, но функциональные КА производят Индия, Нигерия, Египет, Израиль, Турция.

Российский рынок занимает среднюю нишу по стоимости КА ДЗЗ, так как в стране имеются технические и технологические возможности как для производства КА на средних и тяжелых платформах, так и для производства микро- и мини-спутников в рамках современных тенденций.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования позволили выявить ключевые тенденции в области развития рынка тематических геоинформационных продуктов, определить требования основных потребителей к геоинформационному продукту, а также рассмотреть способы удовлетворения спроса на пространственные данные.

Потенциал имеющихся в стране систем ДЗЗ позволяет оперативно решать наиболее важные задачи как в гражданской сфере, так и в интересах обеспечения обороноспособности страны. Однако спрос на рынке геоинформационных продуктов требует расширения спектра решаемых задач и повышения производительности существующих и перспективных космических систем ДЗЗ, а особенности территории РФ требуют создания региональной космической системы оперативного мониторинга.

Анализ требований потребителей геоинформационных продуктов, а также технического и технологического потенциала предприятий ракетно-космической отрасли показывает, что лучшими по критерию эффективность/стоимость на современном этапе становятся КА ДЗЗ на базе средних платформ (500–1500 кг).

## Список используемых источников

1. Пермяков Р. В. Итоги запусков космических аппаратов ДЗЗ в 2023 г. и перспективы 2024 г. // Геопрофи. – 2024. – № 1. – С. 4–8.
2. Satellite Earth Observation Market – A Global and Regional Analysis: Focus on End User, Application, Services, Manufacturing, Technology, Altitude, and Country – Analysis and Forecast,

2022-2032 / ResearchAndMarkets. – URL: [www.globenewswire.com](http://www.globenewswire.com) – 2022 (дата обращения: 23.03.2024).

3. Зеленцов В. А., Пиманов И. Ю., Потрясаев С. А. Интеграция разнородных информационных ресурсов и данных дистанционного зондирования Земли при мониторинге и управлении развитием территорий // Информатика и автоматизация. – 2023. – Т. 22, № 4. – С. 906–940.

4. Пространственные данные: Потребности экономики в условиях цифровизации / РОСРПЕЕСТР. – М. : Высш. шк. экономики, 2020. – 130 с.

5. Buczkowski A. Demystification satellite data pricing: A comprehensive guide. – URL: [www.geoawesomeness.com](http://www.geoawesomeness.com) – 2023 (дата обращения: 23.03.2024).

6. Shankar C., Christopherson J., Kimberly C. Remote Sensing Satellite Compendium // Panel discussion at JACIE. – Joint Agency Commercial Imagery Evaluation, 2020. – № 10. – cir1468.

7. EUSPA EO and GNSS / European Union Agency for the Space Programme. – URL: [www.space-economy.esa.int](http://www.space-economy.esa.int) – 2024 (дата обращения: 23.03.2024).

Д. Г. Белянин,  
*кандидат технических наук;*  
С. Ю. Пирогов,  
*доктор технических наук, профессор;*  
А. Э. Султанов,  
*кандидат технических наук;*  
Е. Н. Семенов,  
*кандидат технических наук*

## **ОЦЕНКА ЗНАЧЕНИЙ ПЕРЕГРУЗКИ НА ЭТАПЕ ВОЗВРАЩЕНИЯ КАПСУЛЫ С МАРШЕВЫМ ЖИДКОСТНЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ВТОРОЙ СТУПЕНИ МНОГОРАЗОВОЙ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

В статье представлены результаты оценки значений перегрузки на этапе возвращения капсулы с маршевым жидкостным ракетным двигателем второй ступени многоразовой ракеты космического назначения. Представленные результаты получены путем решения дифференциальных уравнений движения методом Эйлера.

Ключевые слова: перегрузка, ракета-носитель, спускаемая капсула, аэродинамическое качество, жидкостный ракетный двигатель.

### **ВВЕДЕНИЕ**

При разработке перспективных способов вывода полезной нагрузки 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.

Описанная в изобретении (патент № 2789650 RU от 06.07.2022 г.) многоразовая двухступенчатая ракета-носитель с последовательной схемой соединения ступеней и возвращаемым ракетным блоком первой ступени (рис. 1) обладает значением коэффициента конструктивного совершенства, сопоставимым с одноразовыми ракетами космического назначения, за счет отсутствия головного обтекателя и меньшей, по сравнению с одноразовыми ракетами-носителями, массой конструкции топливных баков второй ступени. Однако при возвращении жидкостного ракетного двигателя второй ступени на Землю возникает проблема обеспечения требования по максимальной перегрузке – не более 3 единиц. Оценка значений перегрузки на этапе возвращения элементов многоразовой ракеты космического назначения, наряду с оценкой оптимальных энергомассовых параметров ракеты-носителя, обеспечением теплозащиты конструкции спасаемых элементов ракеты-носителя от аэродинамического нагрева, является немаловажным аспектом при создании многоразовых или частично-многоразовых ракет-носителей. Невыполнение требований по максимальной перегрузке приведет к повреждению и разрушению конструкции спасаемых элементов РН.

Проведенный анализ существующей предметной области показал отсутствие оценок значений перегрузки на этапе возвращения капсулы с маршевым жидкостным ракетным двигателем второй ступени многоразовой ракеты космического назначения. Таким образом, возникает актуальная научная задача по обеспечению допустимых значений перегрузок, которые должны составлять не более 3 единиц на этапах спуска возвращаемых элементов РН, а именно многоразовой капсулы оригинальной конфигурации при различных значениях аэродинамического качества летательного аппарата.

С учетом максимального использования имеющихся технологий предложен аэродинамический облик спасаемой капсулы (рис. 2).

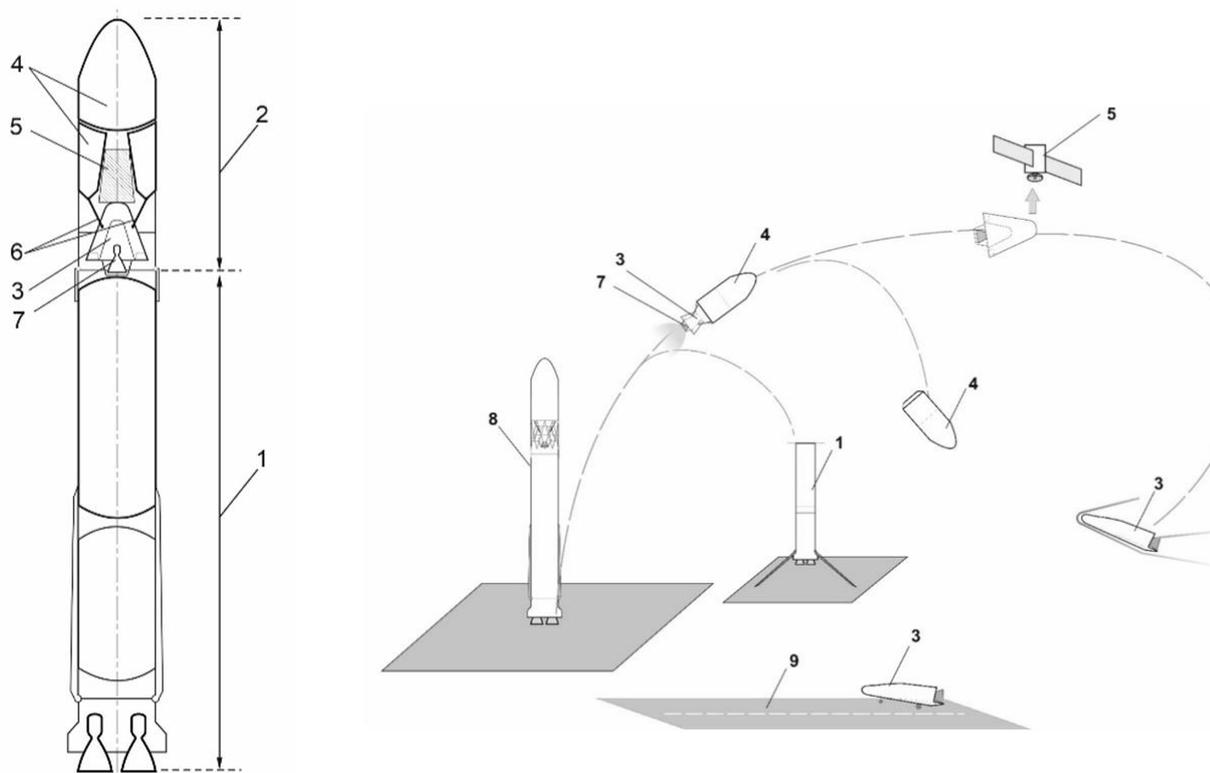
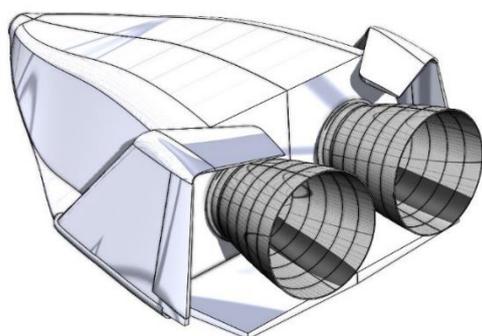
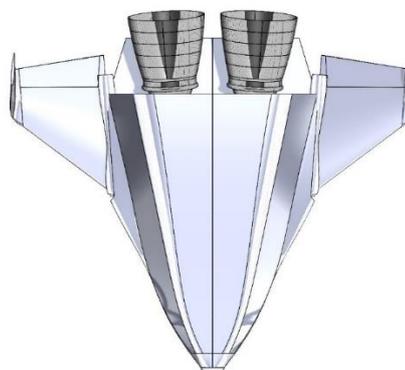


Рис. 1. Структурная и функциональные схемы многоразовой двухступенчатой ракеты космического назначения:

1 – возвращаемый ракетный блок первой ступени; 2 – вторая ступень; 3 – многоразовая спускаемая капсула; 4 – одноразовые топливные баки второй ступени; 5 – полезная нагрузка; 6 – переходная рама; 7 – маршевый жидкостный ракетный двигатель второй ступени; 8 – многоразовая двухступенчатая ракета космического назначения с последовательной схемой соединения ступеней; 9 – аэродром



1 – полет на сверхзвуковых скоростях  
( $K = 1,2$ )



1 – полет на дозвуковых скоростях  
( $K = 1,8$ )

Рис. 2. Внешний вид спасаемой капсулы

Многоразовая капсула управляется посредством рулевого щита, расположенного в хвостовой части и отклоняющегося в вертикальной плоскости. Отличительной особенностью второй конфигурации капсулы являются крылья с винглетами, выполняющими функцию гашения концевой вихря, и элеронами, позволяющими управлять аппаратом в плоскости вращения. Крылья выдвигаются посредством поворота вала. Благодаря увеличению площади Миделя (суммирование площади днища и крыльев), увеличивается аэродинамическое качество летательного аппарата на дозвуковых скоростях от 1,2 до 1,8.

## УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОЙ КАПСУЛЫ В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

Главной задачей спускаемой капсулы является возвращение на Землю наиболее дорогостоящих элементов второй ступени, в частности жидкостного ракетного двигателя. После вхождения в атмосферу Земли существенно возрастают силы, действующие на летательный аппарат за счет действия окружающей среды. На этапах спуска необходимо обеспечить допустимые перегрузки не более 3 единиц. Известно, что при движении аппарата в атмосфере Земли с аэродинамическим качеством снижаются значения перегрузки. Перегрузку в любой момент времени можно найти по выражению

$$n = \sqrt{\left(\frac{-X_a}{mg}\right)^2 + \left(\frac{Y_a}{mg}\right)^2}$$

где  $X_a$  – сила лобового сопротивления,  $X_a = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$ ;

$Y_a$  – подъемная сила,  $Y_a = c_y \frac{\rho V^2}{2} S$ .

Для оценки значений перегрузки на этапе возвращения капсулы с маршевым жидкостным ракетным двигателем второй ступени многоразовой ракеты космического назначения использовались уравнения пространственного движения с учетом действий аэродинамической силы в виде:

$$m \frac{dV}{dt} = P - c_x \frac{\rho V^2}{2} S - mg_0 \frac{R_0^2}{r^2} \sin \theta;$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \cdot \cos \gamma - mg_0 \left( \frac{R^2}{r^2} - \frac{V^2}{g_0 r} \right) \cos \theta;$$

$$mV \cos \theta \frac{d\eta}{dt} = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \cdot \sin \gamma - m \frac{V^2}{r} \operatorname{tg} \varphi \cdot \cos \eta \cdot \cos^2 \theta;$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta;$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{V}{r} \cos \theta \cdot \sin \eta;$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = \frac{V}{r} \cos \theta \frac{\cos \eta}{\cos \varphi};$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{P}{I g_0},$$

где	$R_0$	–	средний радиус планеты;
	$h$	–	высота полета над поверхностью планеты;
	$r$	–	расстояние до центра гравитации, $r = R_0 + h$ ;
	$m$	–	масса аппарата, $r = R_0 + h$ ;
	$G$	–	сила тяжести (вес) аппарата на поверхности планеты;
	$g_0$	–	ускорение силы тяжести на поверхности планеты ( $h = 0$ );
	$V$	–	скорость полета;
	$\theta$	–	угол наклона вектора скорости к местному горизонту;
	$\eta$	–	курсовой угол, т. е. угол между проекцией вектора скорости на местную горизонтальную плоскость и местной параллелью;
	$\varphi$ и $\lambda$	–	географические координаты (широта и долгота);
	$P$	–	сила тяги двигателя (в системе уравнений принято, что сила тяги направлена по вектору скорости);
	$I$	–	удельный импульс топлива;
	$\rho$	–	плотность атмосферы;
	$c_x$ и $c_y$	–	аэродинамические коэффициенты сопротивления и подъемной силы, отнесенные к характерной площади аппарата $S$ ;
	$\gamma$	–	угол крена.

### РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ЗНАЧЕНИЙ ПЕРЕГРУЗКИ НА ЭТАПЕ ВОЗВРАЩЕНИЯ КАПСУЛЫ С МАРШЕВЫМ ЖИДКОСТНЫМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Результаты оценки значений перегрузки на этапе возвращения капсулы с маршевым жидкостным ракетным двигателем второй ступени многоразовой ракеты космического назначения представлены на рис. 3–8.

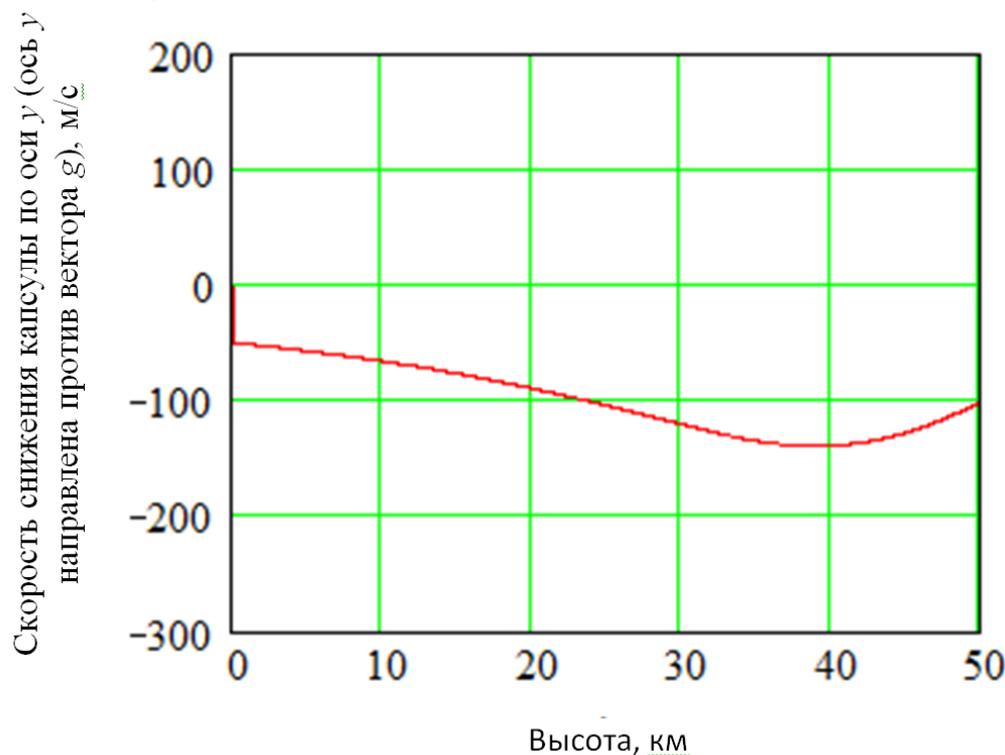


Рис. 3. График зависимости вертикальной скорости от высоты полета спускаемой капсулы при максимальном аэродинамическом качестве 1,2

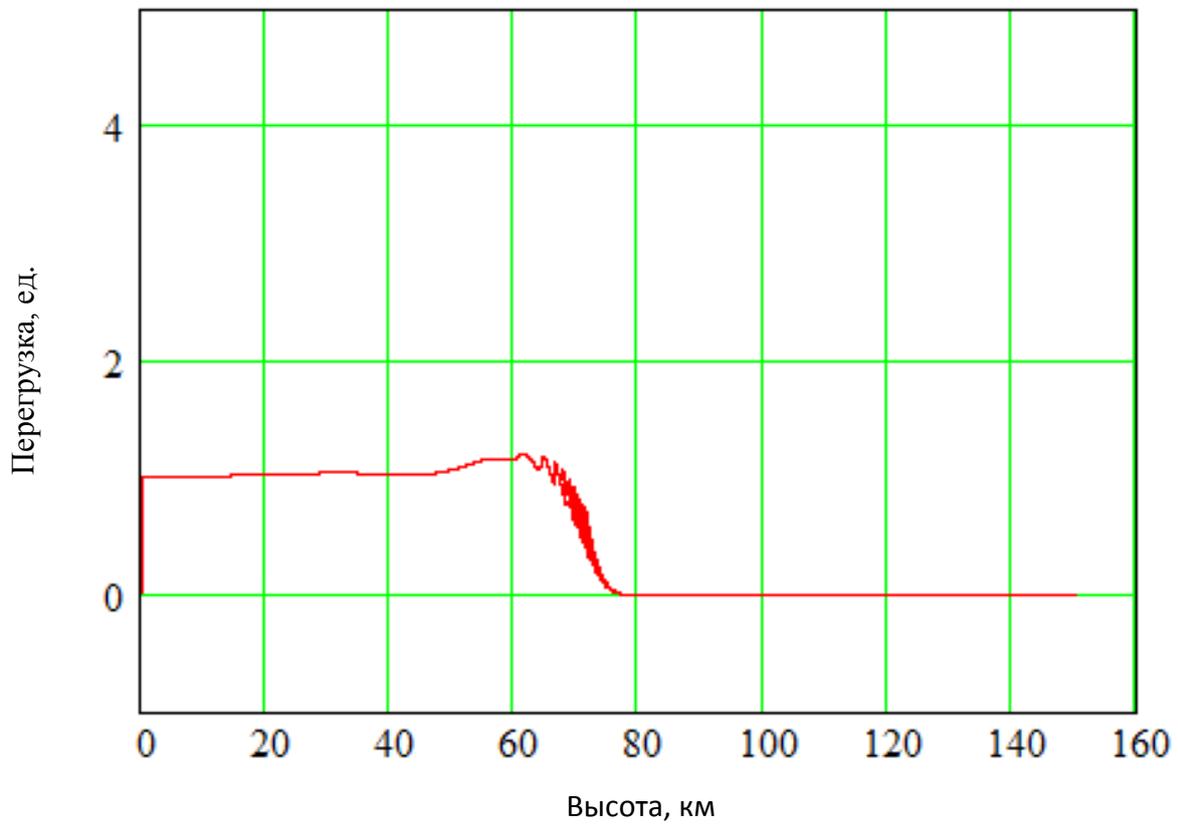


Рис. 4. Зависимость перегрузки от высоты полета спускаемой капсулы при аэродинамическом качестве 1,2

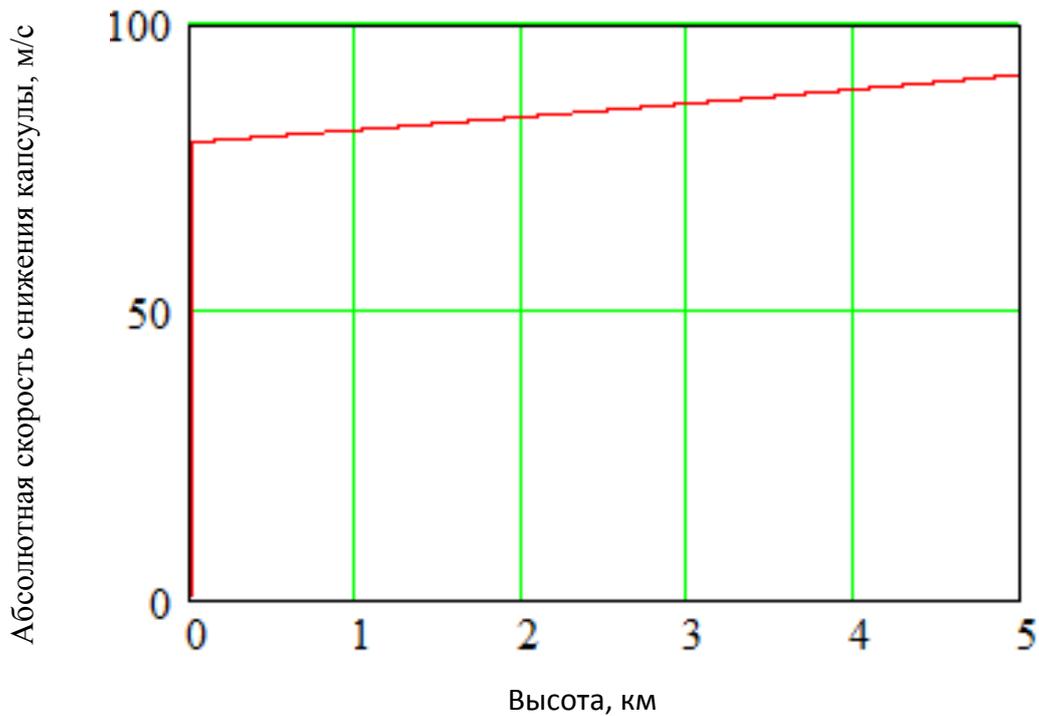


Рис. 5. Зависимость абсолютной скорости снижения спускаемой капсулы от высоты полета при аэродинамическом качестве 1,2

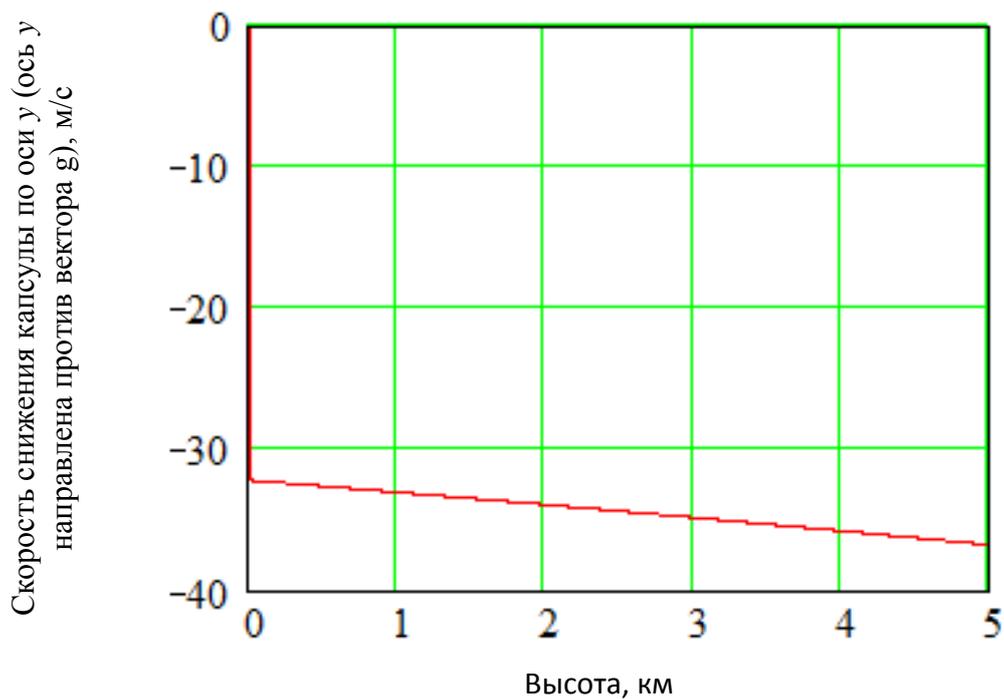


Рис. 6. Зависимость вертикальной скорости от высоты полета спускаемой капсулы при максимальном аэродинамическом качестве 1,8

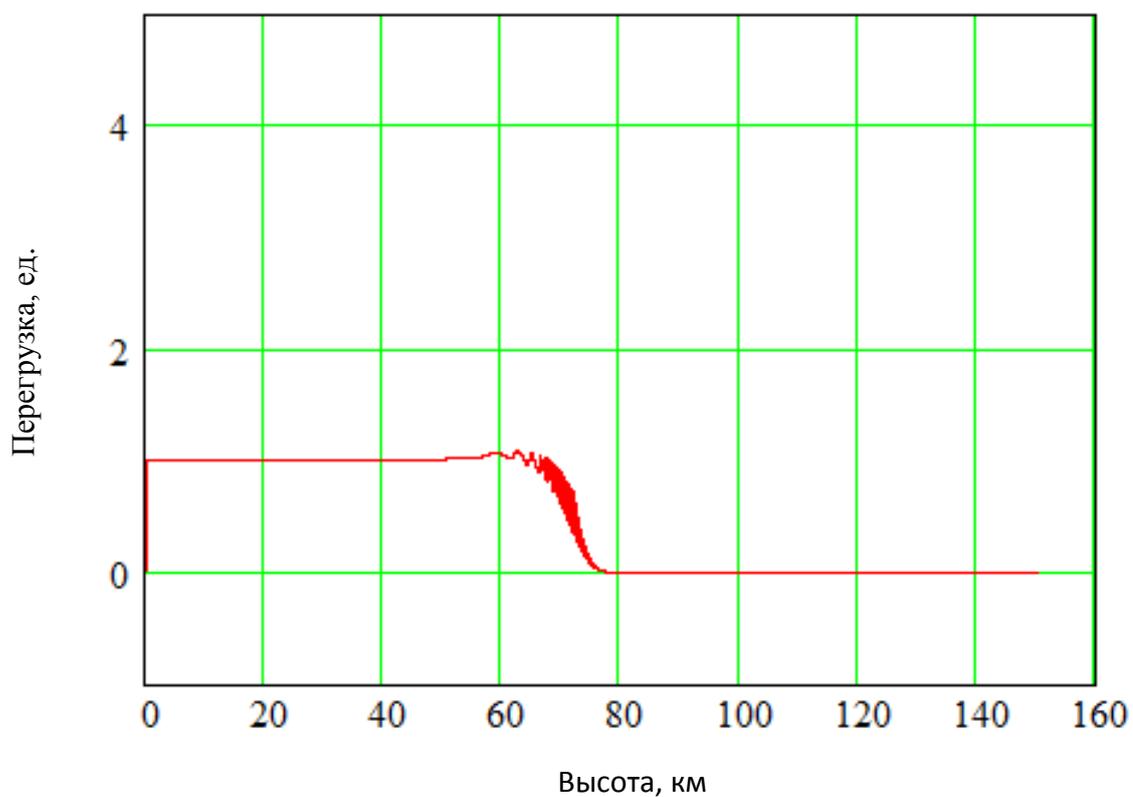


Рис. 7. Зависимость перегрузки от высоты полета спускаемой капсулы при аэродинамическом качестве 1,8

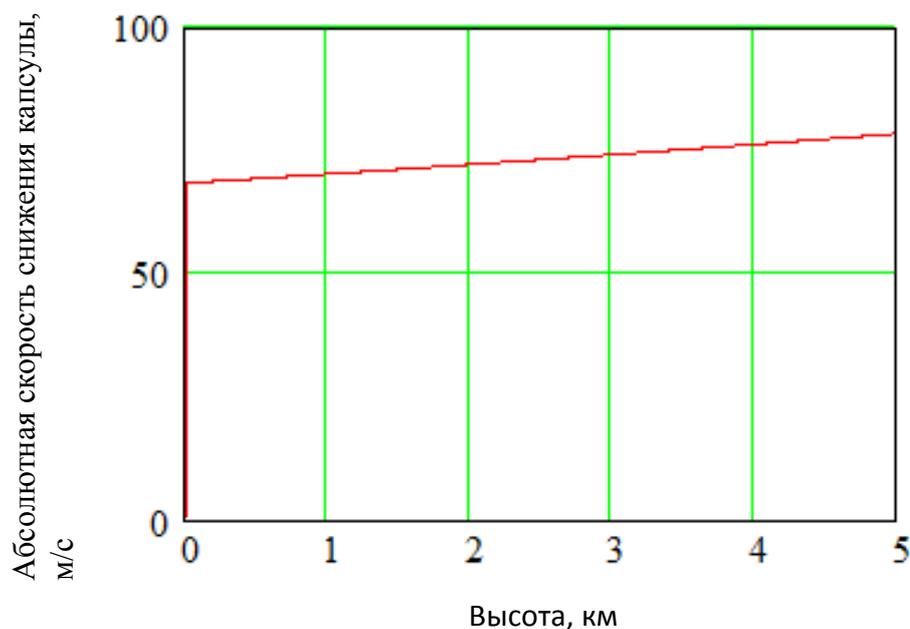


Рис. 8. Зависимость абсолютной скорости снижения спускаемой капсулы от высоты полета при аэродинамическом качестве 1,8

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из анализа полученных результатов следует, что вертикальная скорость спускаемой капсулы при аэродинамическом качестве 1,2 при достижении поверхности Земли принимает значение порядка 50 м/с, а значение максимальной перегрузки находится в допустимом пределе и составляет 1,6 единиц. При раскрытии крыла спускаемой капсулы происходит увеличение аэродинамического качества до 1,8. Вертикальная скорость снижения уменьшается до значений порядка 32 м/с, значение максимальной перегрузки не изменяется.

## Список используемых источников

1. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / Л. М. Шкадов [и др.]. – М. : Машиностроение, 1972. – 240 с.
2. Шилимов В. Ф., Плясунов А. А. Проектирование ракет : учеб. пособие. – Л. : ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1982. – Вып. 1 : Энергомассовый анализ ракет. – 118 с.
3. Оценка технико-экономического эффекта применения многоразовых элементов конструкции ракет-носителей / С. Ю. Пирогов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2018. – Вып. 660. – С. 138–145.
4. Ракеты-носители : учебник / К. Б. Болдырев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 385 с.
5. Оценка возможности снижения удельной стоимости выведения 1 килограмма полезного груза на низкую околоземную орбиту за счет многократного использования двигательной установки 1 ступени ракеты-носителя / С. Ю. Пирогов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2020. – Вып. 675. – С. 213–216.
6. Пат. на изобретение № RU Ф1 2789650С1 РФ. Многоразовая двухступенчатая ракета космического назначения с последовательной схемой соединения ступеней / Белянин Д. Г., Пирогов С. Ю., Болдырев К. Б. и др. – № 2022118565 : заявл. 06.07.22; опублик. 07.08.2023. – 5 с.

В. Н. Блинов<sup>1</sup>,

*доктор технических наук, профессор;*

В. В. Косицын<sup>1</sup>,

*кандидат технических наук;*

В. И. Рубан<sup>2</sup>;

А. И. Лукьянчик<sup>2</sup>

<sup>1</sup>КБ «Салют» имени В. М. Мясищева АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева», г. Омск.

<sup>2</sup>Омский государственный технический университет, г. Омск.

## **ПРОЕКТ ПО СОЗДАНИЮ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ**

Представлены основные положения по проекту создания перспективного малого космического аппарата, создаваемого с участием студенческого конструкторского бюро. Определены цели и задачи проекта, этапы его реализации, концептуальный подход к созданию малого космического аппарата, принципы создания бортовой аппаратуры минимальной стоимости. Рассмотрены вопросы построения орбитальной группировки на низких околоземных орбитах, получены численные результаты по минимальному количеству орбитальных плоскостей и малых космических аппаратов из условия постоянной радиовидимости минимум одного из них. Основой формирования проектно-конструктивного облика малого космического аппарата принят многоцелевой (унифицированный) подход к формированию структуры и состава бортовых систем.

Ключевые слова: малый космический аппарат, минимальная стоимость, многоцелевые методы, орбитальная группировка, симметричная структура, сетевая структура, студенческое конструкторское бюро.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время особо актуальны задачи создания многоцелевых космических комплексов, предназначенных, в том числе, для дистанционного наблюдения Земли в различных диапазонах и характеризующихся минимальными затратами на создание, разворачивание и целевое применение [1–5]. Целевая эффективность таких комплексов максимальна при использовании группировки относительно простых и дешевых малых космических аппаратов (МКА) на низких околоземных солнечно-синхронных орбитах. Непрерывность наблюдения заданного района на поверхности Земли, а также непрерывность связи с МКА достигаются построением группировки МКА в нескольких орбитальных плоскостях, разнесенных по долготе восходящего узла [5]. Соответственно, ставится задача определения минимального достаточного количества МКА. Согласно известным примерам построения низкоорбитальных группировок, их численность может составлять несколько десятков и более [6].

В таких условиях эффективной является концепция создания отдельного МКА как возобновляемого элемента при минимизации временных и материальных ресурсов. Выведение МКА целесообразно осуществлять групповым запуском с последующими построением и поддержанием структуры группировки с помощью корректирующей двигательной установки (КДУ).

Актуальность проекта обусловлена как возрастающей потребностью отечественных заказчиков в простых и дешевых МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), производимых массово, так и острым кадровым голодом, характерным для предприятий отрасли. В этой связи в проекте предусматривается участие студенческого конструкторского бюро (СКБ) «ОмГТУ, Полет – малое КБ», что является эффективным способом подготовки инженерных кадров.

Целью настоящего проекта является демонстрация возможности создания летного образца низкоорбитального МКА ДЗЗ, предназначенного для решения следующих основных задач:

- геопозиционирования стационарных и подвижных радиисточников, съемки поверхности Земли в видимом диапазоне;
- съемки поверхности Земли в видимом диапазоне в панхроматическом (не более 1 м) и мультиспектральном (не более 2,5 м) режимах;
- возможности создания приборов бортовой аппаратуры МКА с использованием электронной компонентной базы класса «industrial» и покупных функциональных блоков общепромышленного назначения.

## КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ МКА

Определены этапы создания МКА по принципу «от простого к сложному»:

- *вариант № 1* (МКА 80ПС1): МКА ДЗЗ с целевой аппаратурой геопозиционирования стационарных и подвижных радиисточников, съемка поверхности Земли в видимом диапазоне. Предполагаемая орбита функционирования – солнечно-синхронная, высотой 550 км;
- *вариант № 2* (МКА 80ПС2): МКА ДЗЗ с оптико-электронным комплексом съемки поверхности Земли в видимом диапазоне с разрешением менее 1 м в панхроматическом режиме и разрешением менее 2,5 м в мультиспектральном режиме. Предполагаемая орбита функционирования – солнечно-синхронная, высотой 380–400 км.

Сформулированы следующие принципы создания МКА:

- МКА создается как экспериментальный с минимальной стоимостью на этапе серийного изготовления (основной критерий при формировании состава и систем);
- выведение МКА осуществляется на РН «Ангара-1.2» (попутный запуск, боковое крепление в составе адаптера);
- требования к гарантийному сроку активного существования МКА не предъявляются. Ожидаемый срок активного существования МКА – 3 года;
- требования нормативных документов (типа РК-11-КТ, НА-11) в полном объеме не предъявляются, наземная экспериментальная отработка МКА-Демонстратора проводится в минимальном объеме на штатном МКА по комплексной программе экспериментальной отработки;
- МКА создается на основе рабочей 3D-модели. Такая 3D-модель является первичным источником информации и используется на всех этапах жизненного цикла (при изготовлении, сборке, испытаниях, эксплуатации). Конструкторская чертежная документация выпускается в минимальном объеме;
- сокращение стоимости создаваемых бортовых систем МКА достигается путем использования массовых общепромышленных комплектующих с их последующей адаптацией к условиям применения в составе МКА. При этом для повышения надежности в составе МКА-Демонстратора будут параллельно использованы приборы и системы с летной квалификацией.

Формирование проектного облика МКА осуществляется на основе многоцелевого (унифицированного) подхода в виде множества значений вектора проектно-конструктивных параметров  $\{S_{MKAi}\}$ , определяющих структурный состав МКА [7, 8]. Рассмотрен случай, когда служебная платформа МКА по габаритам, возможностям бортовой энергетики и другим параметрам обеспечивает размещение и функционирование следующей целевой аппаратуры:

Ц<sub>1</sub> – бортовой комплекс геопозиционирования источников радиосигналов плюс экспериментальный оптико-электронный комплекс (ОЭК);

Ц<sub>2</sub> – аппаратура для съемки поверхности Земли в видимом диапазоне с заданным разрешением.

Тогда множество  $\{S_{MKAi}\}$ , определяющее структурный состав создаваемого  $i$ -го МКА ( $i = 1, 2$ ) представим в виде отображения

$$\{S_{MKAi}\}: S_B \times S_{Ci} \times S_{Ki}, \quad (1)$$

где  $S_B$  – множество значений параметров, определяющих базовую структуру (состав) служебной платформы, используемую при решении всех принятых целевых задач  $\Pi_1, \Pi_2$ ;

$S_{\Pi_i}$  – множество значений параметров, определяющих комплектующие структуры в виде целевой аппаратуры  $\Pi_1$  или  $\Pi_2$ ;

$S_{K_i}$  – множество значений параметров, определяющих комплектующие структуры при решении отдельных целевых задач.

Проектно-конструктивные параметры МКА выбираются из условия обеспечения функционирования как целевой аппаратуры  $\Pi_1$ , так и целевой аппаратуры  $\Pi_2$ .

В составе МКА-Демонстратора планируется как использование служебных систем, имеющих летную квалификацию, так и натурная отработка вновь создаваемой экспериментальной аппаратуры аналогичного назначения. Такой подход обеспечит создание и требуемый уровень надежности первого образца МКА.

При формировании конструктивно-компоновочной схемы МКА, обеспечивающей размещение и функционирование целевой аппаратуры  $\Pi_1, \Pi_2$ , рассмотрены:

- внешняя компоновка МКА в части выбора формы, габаритных размеров МКА, состава и конфигурации панелей БС, расположения БС относительно корпуса МКА, средств обеспечения необходимой ориентации и стабилизации МКА, а также механического и электрического интерфейсов МКА с системой отделения;

- внутренняя компоновка МКА в части расположения приборов целевой и служебной аппаратуры.

Принципы построения внешней компоновки МКА сформированы с учетом построения многоспутниковой орбитальной группировки групповыми запусками МКА и сводятся к следующему:

- максимальная плотность компоновки МКА при групповом выведении в составе ракеты-носителя;

- гарантированное обеспечение требуемой средневитковой генерируемой мощности системы электроснабжения (СЭС)  $N \geq 100$  Вт, достаточной для целевого функционирования МКА в течение ожидаемого срока эксплуатации;

- гарантированное обеспечение требуемой энергетики МКА в начальных и переходных режимах – успокоения, ориентации по магнитному полю Земли, входа-выхода из теневого участка орбиты;

- гарантированное обеспечение предварительной ориентации МКА по радиусу-вектору Земли путем использования гравитационного устройства;

- безударное отделение МКА без использования поворотных платформ в составе адаптера для группового запуска.

На рис. 1 показан проектно-конструкторский облик создаваемого МКА-Демонстратора.

Для принятой внешней конфигурации МКА, с учетом площади фотоактивной поверхности, показана возможность использования более доступных кремниевых фотоэлектронных преобразователей (ФЭП) с более низким КПД, исходя из требуемой средневитковой энергетики МКА  $N \geq 100$  Вт.

В табл. 1 приведены результаты расчета генерируемой мощности СЭС для различных типов ФЭП на приполярных круговых орбитах высотой  $H_{кр} = 400$  км и  $H_{кр} = 550$  км.

Таблица 1

### Результаты расчета генерируемой мощности СЭС

КПД, %	15	15,5	16,9	19	21	23	25	27
$N$ , Вт ( $H_{кр}=400$ км)	120.9	124.9	136.2	153.1	169.3	185.4	201.5	216.0
$N$ , Вт ( $H_{кр}=550$ км)	122.9	127.0	138.5	155.7	171.1	188.4	204.8	219.6

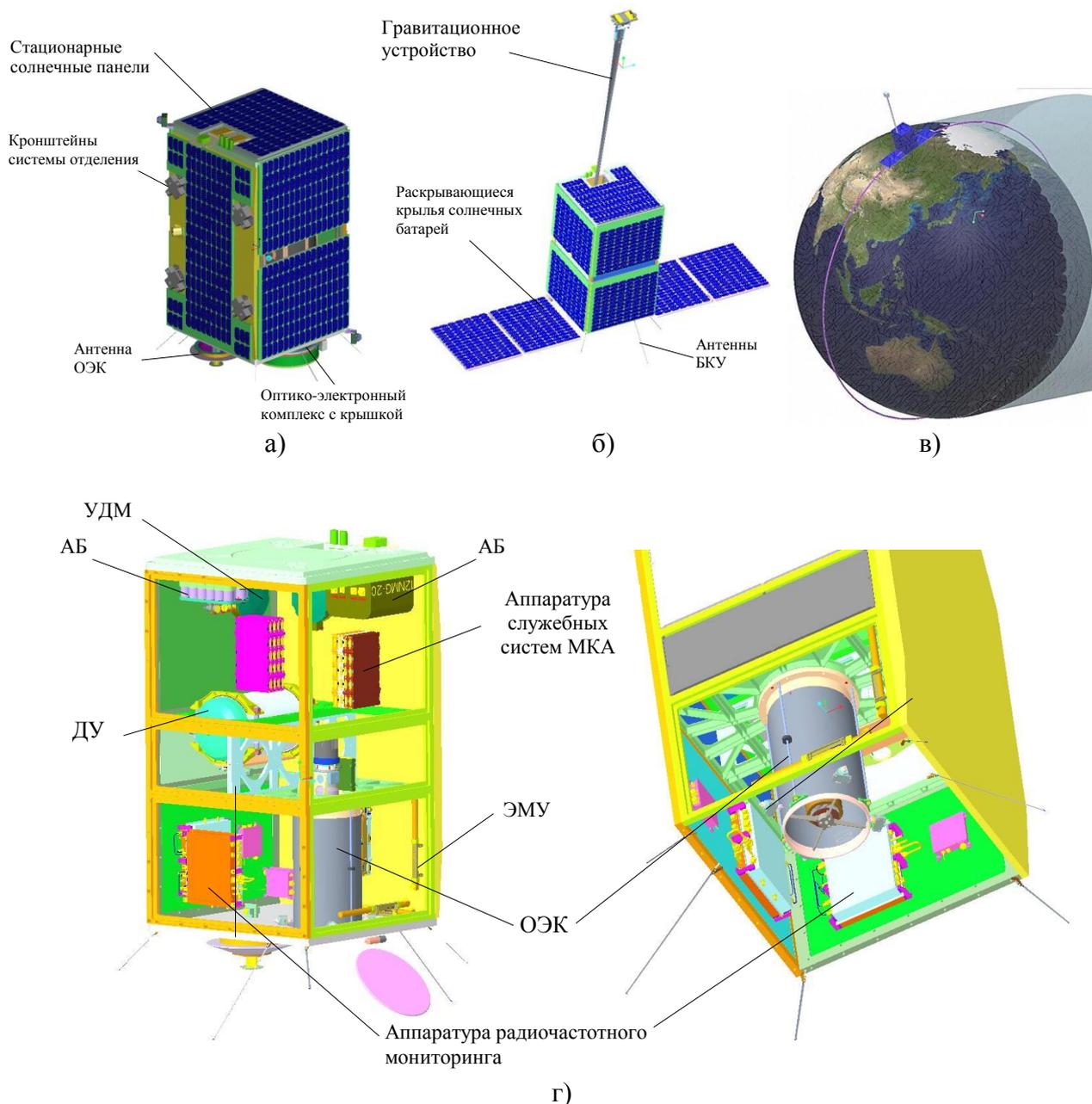


Рис. 1. МКА в сложенном состоянии (а), МКА с раскрытыми механическими системами (б), орбитальное положение МКА (в), внутренняя компоновка МКА (г)

В части буферных аккумуляторных батарей предполагается использование двух последовательно соединенных никель-металлгидридных батарей 2х12НМГ-16, имеющих многократную летную квалификацию. Данная батарея включает в себя 12 пар никель-металлгидридных аккумуляторов, соединенных электрически последовательно, при этом в каждой паре аккумуляторы соединены параллельно.

Ориентировочные характеристики АБ приведены в табл. 2.

Разработка БКУ МКА осуществляется на основе использования покупных ранее созданных функциональных блоков с летной историей (БРК, БЦК, НАП, БУСЭС) и вновь создаваемых экспериментальных блоков аналогичного назначения с возможностью их задействования в любом сочетании.

Таблица 2

**Ориентировочные характеристики АБ**

Наименование	Значение
Номинальная электрическая емкость, А·ч	22
Рабочее напряжение, В	от 12 до 17,5
Ток заряда, А	до 10
Ток разряда средний в цикле, А	не более 16,0
Рабочая температура, °С	от -10°С до +35°С
Количество циклов заряд/разряд в течение 5 лет эксплуатации на орбите при глубине разряда до 5,5 А ч	не менее 30000



Сокращение затрат на создание экспериментальных блоков достигается сокращением объема выпускаемой КД и ЭД, сокращением объема наземных испытаний, применением ЭРИ класса «industrial», применением готовых функциональных узлов – одноплатных компьютеров и др.

Структурно-функциональная схема БКУ показана на рис. 2.

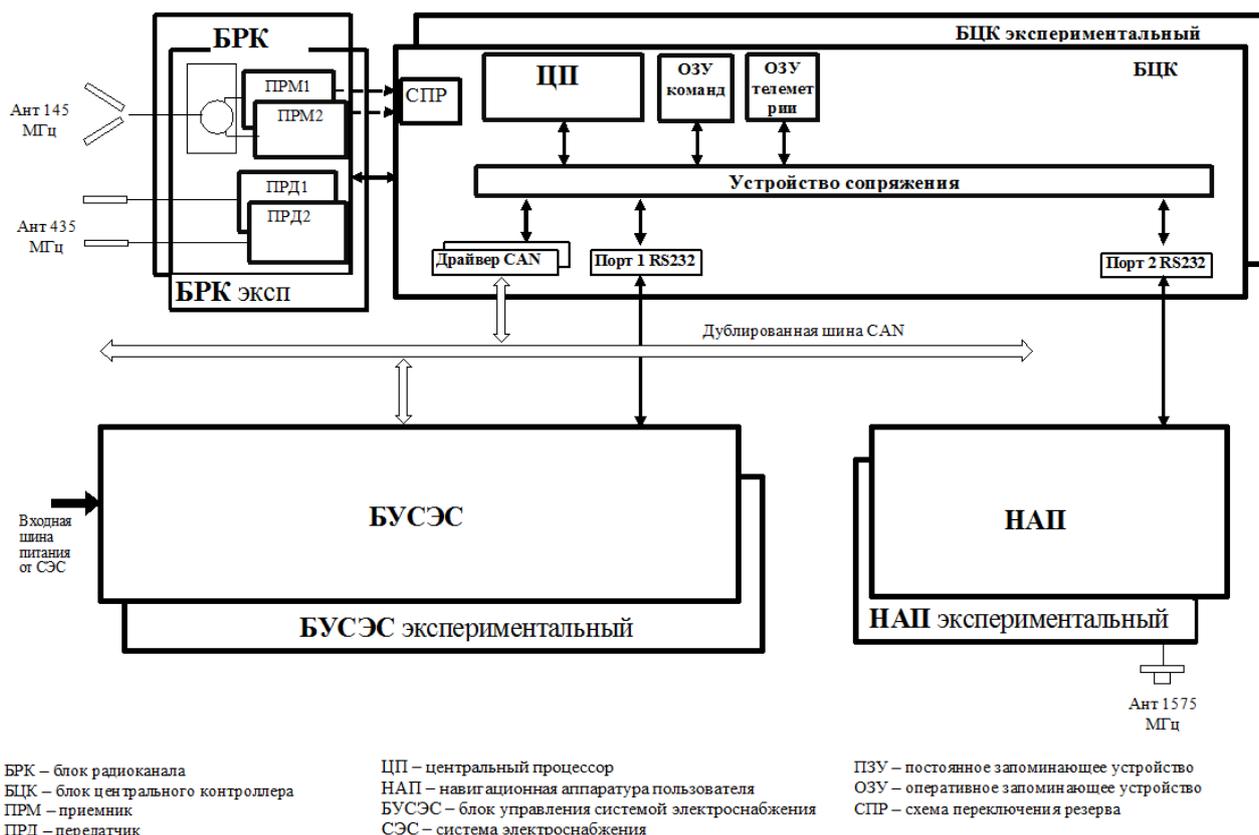


Рис. 2. Структурно-функциональная схема БКУ

Структурный состав СОТР МКА включает в себя пленочные электронагреватели, многослойную экранно-вакуумную теплоизоляцию, радиационные поверхности, теплопроводы в виде элементов конструкции корпуса МКА, температурные датчики.

Создаваемая СОТР представляет собой систему полуактивного типа с пассивным механизмом отвода избыточного тепла и с активными элементами (электрическими нагревателями) поддержания минимально допустимых температур приборов при минимальных внешних и внутренних тепловых нагрузках, действующих на МКА. Пассивными элементами, служа-

щими для рассеивания тепловых потоков от аппаратуры, являются корпусные элементы конструкции – радиационные поверхности. Автоматика управления нагревательными элементами СОТР, а также опроса температурных датчиков СОТР входит в состав БКУ.

Структурно-функциональная схема СОС представлена на рис. 3. Особенностью разрабатываемой СОС МКА является применение гравитационного устройства в качестве пассивного элемента-формирователя местной вертикали. Использование ГУ, обладающего высоким уровнем надежности, обеспечивает гарантированную точность направления продольной оси МКА на Землю  $(1-3)^0$  по двум направлениям. Увеличение точности ориентации МКА до  $(0,1-0,12)^0$  в режимах съемки достигается с помощью УДМ, установленных по каждой оси МКА. Помимо использования БУСОС, имеющего летную историю, осуществляется создание экспериментального блока аналогичного назначения с использованием широко доступных промышленных комплектующих.

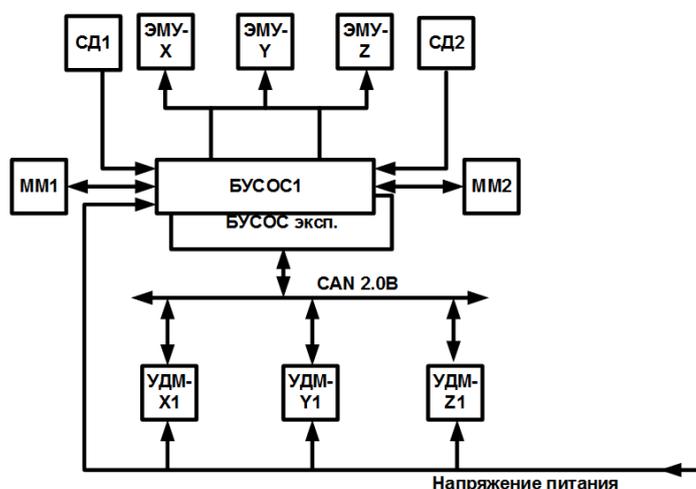


Рис. 3. Структурно-функциональная схема СОС:

БУСОС – блок управления системой ориентации и стабилизации; ММ – магнитометр;  
 СД – солнечный датчик; ЭМУ – электромагнитное устройство;  
 УДМ – управляющий двигатель-маховик

Проведенный анализ возможных вариантов КДУ показал, что наиболее полно требованиям проекта в части минимальных затрат на создание отвечают электротермические КДУ. Проектный облик разрабатываемой КДУ сформирован на основе имеющегося научно-технического задела и опыта летного применения электротермических КДУ в составе МКА различного назначения [9]. Общий вид электротермической КДУ показан на рис. 4.

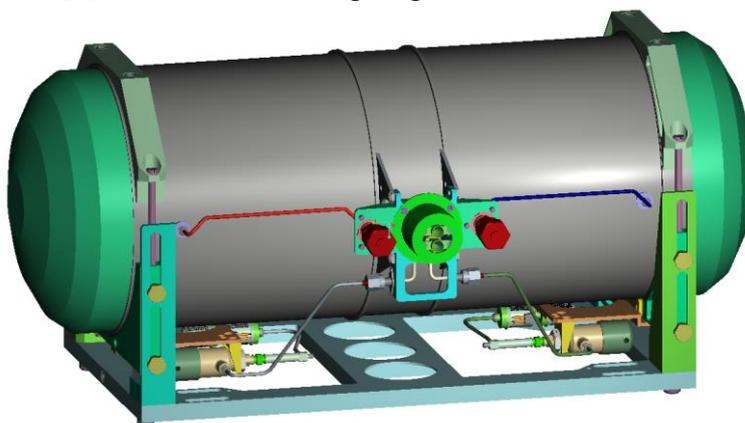


Рис. 4. Корректирующая двигательная установка создаваемого МКА-Демонстратора

По результатам проработок, с учетом имеющегося задела сформированы пути снижения стоимости КДУ:

- изготовление топливного бака на основе отрезка стандартной цилиндрической трубы из нержавеющей стали 12Х18Н10Т и торосферических днищ, изготовленных в соответствии с ГОСТ 6533-78 [10] с последующими механообработкой и сваркой;

- изготовление корпусов микродвигателя и испарителя по аддитивной технологии печати из порошковой нержавеющей стали 12Х18Н10Т (изготовлена опытная партия корпусов различной конструкции);

- замена самозапирающихся дренажных и запорных муфт клапанного типа на муфты с коническими запорными элементами с ручным управлением (изготовлены опытные образцы);

- исключение из состава топливной автоматики КДУ регулятора давления с переходом на импульсную схему единичного включения КДУ;

- отказ от «холодного» резервирования (мероприятие можно реализовать по результатам подтверждения надежности летного образца КДУ МКА-Демонстратора).

Указанный подход к созданию служебной аппаратуры МКА позволяет также решать задачу сокращения стоимости создаваемой полезной нагрузки. Снижение стоимости создаваемого ОЭК достигается путем его создания на базе покупных узлов телескопов с близкими к требуемым параметрами. При этом реализуются дооснащение и адаптация в составе МКА с учетом действующих внешних воздействий. На данном этапе уже проведены работы по доработкам узла главного зеркала оптической трубы, привода микрофокусировки, а также работы по компоновке ОЭК в составе МКА и др.

## ВАРИАНТЫ ПОСТРОЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ МКА

Полноценное использование группировки МКА связано с обеспечением непрерывной связи с наземными абонентами. Для обеспечения непрерывной связи с МКА в зоне радиовидимости на углах места  $7-10^\circ$  от линии горизонта должен быть как минимум один МКА в каждый момент времени. Задача гарантированной непрерывной связи с наземным пунктом приводит к необходимости построения и поддержания орбитальной структуры, состоящей из нескольких плоскостей орбит с наличием в каждой плоскости нескольких МКА. Для жестко связанных орбитальных группировок используются динамически устойчивые орбиты (ДУО) со специально подобранным выраженным эксцентриситетом и перигеем в Северном полушарии. Эти орбиты имеют минимальную прецессию линии апсид и минимальные долгопериодические вариации периода, что существенно сокращает требуемые запасы характеристической скорости при удержании каждого МКА в окрестности точки его привязки к баллистической структуре.

Рассмотрим определение минимального требуемого количества КА и орбитальных плоскостей. Существуют два принципиально разных применимых к низкоорбитальным спутниковым системам подходов в выборе расположения плоскостей орбит.

*Первый подход* основан на классической симметрии в смысле определений Галуа и Делоне [11], предполагает строго нечетное число плоскостей орбит и равномерное распределение долгот восходящих узлов орбит на всем диапазоне от  $\Omega_{11}$  до  $\Omega_{11}+360^\circ$ , где  $\Omega_{11}$  – долгота восходящего узла первого МКА в первой плоскости. За счет нечетного числа плоскостей орбит восходящие и нисходящие узлы на экваторе чередуются. При этом пояса радиовидимости каждой плоскости полностью охватывают всю поверхность Земли, и минимальное значение угла места абонента будет на стыке поясов радиовидимости на экваторе. Для связи в такой системе определенные неудобства возникают по причине такого обстоятельства: следующий МКА, как правило, будет входить в видимость пункта в противоположном направлении тому, куда ушел предыдущий. С увеличением географической широты мини-

мальный угол места МКА для пункта связи будет увеличиваться, и кроме того, начиная с некоторой широты, в зоне видимости будут доступны для связи два МКА, а в высоких широтах – три и более МКА в зависимости от системы. Орбитальную группировку, полученную с использованием такого подхода, будем называть динамически симметричной.

Динамически симметричная структура представляет собой сплошное «обертывание» земной сферы поясами радиовидимости. На рис. 5 представлены условное плоское и объемное (фрагмент) изображения траекторий движения МКА, размещения поясов и зон радиовидимости на земной сфере в области экватора. Очевидно, что по мере приближения к полюсам будет наблюдаться их перекрытие (рис. 6).

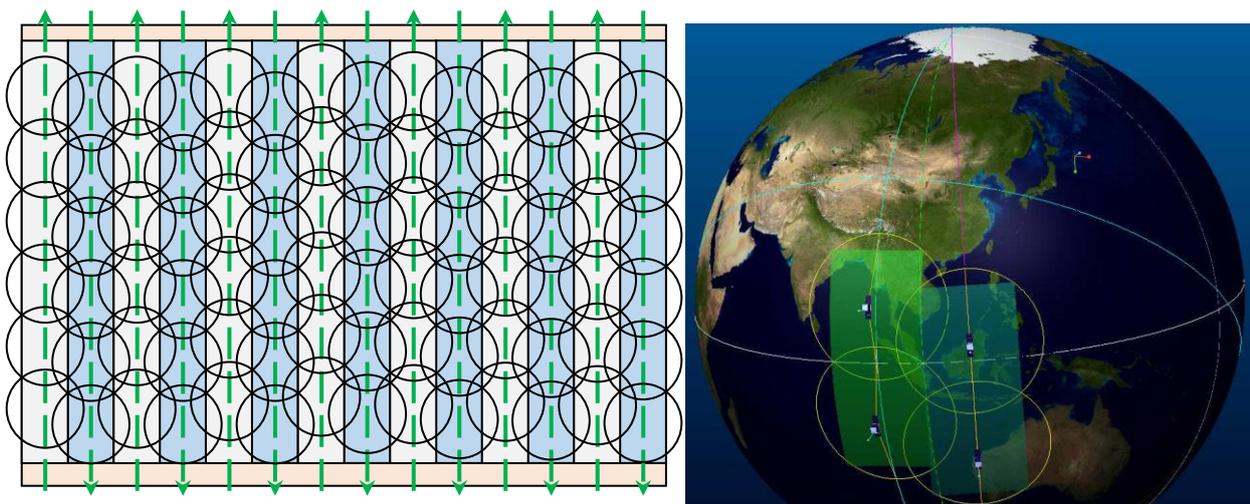


Рис. 5. Зоны радиовидимости ОГ симметричной структуры в районе экватора

На рис. 5 условно показано распределение зон радиовидимости по всему экватору на интервале от  $-180^{\circ}$  до  $+180^{\circ}$  (или от 0 до  $+360^{\circ}$ ). Направлениями на траекториях показано чередование восходящих и нисходящих ветвей орбит.

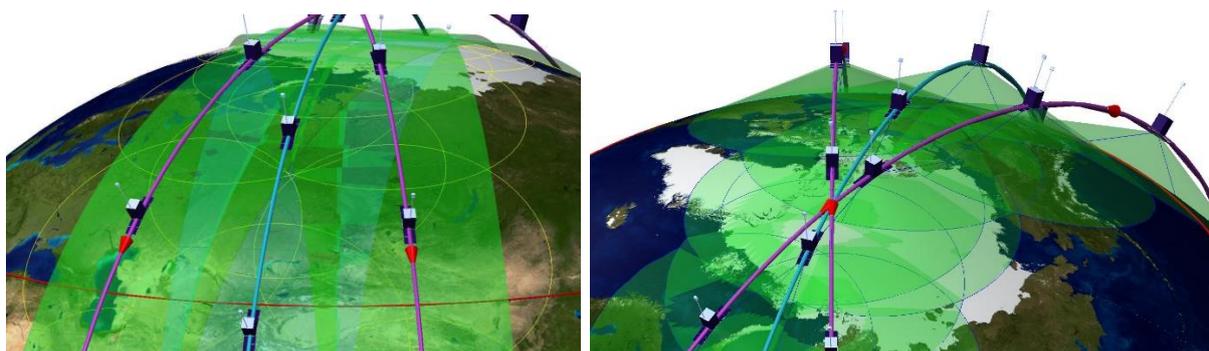


Рис. 6. Траектории и зоны радиовидимости МКА в районе полюса Земли

Расчет вариантов построения орбитальных группировок МКА проводился с использованием математической модели, состоящей из модели радиовидимости отдельного МКА, модели пояса радиовидимости одной орбитальной плоскости, моделей пространственной структуры группировки. Математическая модель включает в себя трансцендентные уравнения и зависимости для определения углового радиуса зоны радиовидимости в зависимости от угла места абонента на сфере. Расчет вариантов построения орбитальных группировок МКА выполнен с использованием положений сферической тригонометрии, а также числен-

ных решений рекуррентных процедур итерационными методами (модифицированный метод Ньютона, метод Стефенсена – Эйткена) [12, 13].

Результаты расчета возможных вариантов построения динамически симметричных орбитальных группировок КА связи для различных высот орбит с минимально возможным количеством КА в ОГ приведены в табл. 3.

Таблица 3

### Расчетные параметры ОГ симметричной структуры

$h^{КА}$ , км	$\beta^{7^\circ}$ , °	$K_{расч}$	$K_{зад}$	$\Delta u$ , °	$\beta^{7^\circ}/\Delta u$	$N_{расч}$	$N_{зад}$	$\Delta\Omega$ , °	$\beta^{ОГ}$ , °	$\gamma_{мин}^{ОГ}$ , °	$\alpha$ , °	$L^{ОГ}$ , км	$\delta^{ОГ}$ , °	$\Sigma_{КА}$
300	11,57	15,56	20	18,00	0,64	12,34	13	27,69	11,34	7,37	71,30	1324	13,85	260
400	13,94	12,91	21	17,14	0,81	8,16	9	40,00	13,14	8,21	68,64	1557	20,00	189
500	16,02	11,23	15	24,00	0,67	8,41	9	40,00	15,57	7,63	66,79	1863	20,00	135
550	16,98	10,60	16	22,50	0,75	7,03	8	40,00	15,01	9,92	65,07	1821	20,00	144
600	17,88	10,07	13	27,69	0,65	7,88	9	40,00	17,02	8,20	64,78	2064	20,00	117
700	19,57	9,20	12	30,00	0,65	7,08	9	40,00	17,96	9,24	62,80	2212	20,00	108
780	20,82	8,64	11	32,73	0,64	6,89	7	51,43	20,70	7,16	62,14	2550	25,71	77
800	21,12	8,52	11	32,73	0,65	6,64	7	51,43	20,70	7,56	61,74	2560	25,71	77
900	22,56	7,98	10	36,00	0,63	6,50	7	51,43	22,00	7,73	60,27	2751	25,71	70
1000	23,91	7,53	10	36,00	0,66	5,63	7	51,43	22,00	9,51	58,49	2802	25,71	70
$h^{КА}$ , км	$\beta^{7^\circ}$ , °	$K_{расч}$	$K_{зад}$	$\Delta u$ , °	$\beta^{7^\circ}/\Delta u$	$N_{расч}$	$N_{зад}$	$\Delta\Omega$ , °	$\beta^{ОГ}$ , °	$\gamma_{мин}^{ОГ}$ , °	$\alpha$ , °	$L^{ОГ}$ , км	$\delta^{ОГ}$ , °	$\Sigma_{КА}$
1200	26,35	6,83	9	40,00	0,66	5,14	7	51,43	23,63	10,53	55,84	3090	25,71	63
1400	28,52	6,31	8	45,00	0,63	5,00	5	72,00	28,52	7,00	54,48	3741	36,00	40

В таблице введены следующие обозначения:

$h^{КА}$ , км – высота орбиты;

$\beta^{7^\circ}$ , ° – начальный угловой радиус зоны радиовидимости, для угла места  $7^\circ$ ;

$K_{расч}$  – расчетное нецелое количество КА в одной орбитальной плоскости;

$K_{зад}$  – принимаемое число КА из условия минимизации количества КА;

$\Delta u$ , ° – шаг между КА по аргументу широты в одной орбитальной плоскости;

$\beta^{7^\circ}/\Delta u$  – отношение углового радиуса зоны радиовидимости к шагу по аргументу широты;

$N_{расч}$  – расчетное нецелое число орбитальных плоскостей;

$N_{зад}$  – принимаемое обязательно нечетное число орбитальных плоскостей;

$\Delta\Omega$ , ° – угловой сдвиг орбитальных плоскостей в ОГ по долготе восходящего узла;

$\beta^{ОГ}$ , ° – максимальный угловой радиус зоны радиовидимости одного КА;

$\gamma_{мин}^{ОГ}$ , ° – минимальный угол места связи с системой КА в составе ОГ;

$\alpha$ , ° – угловой радиус обзора зоны радиовидимости с КА;

$L^{ОГ}$ , км – максимальная наклонная дальность от пункта связи до КА;

$\delta^{ОГ}$ , ° – ширина пояса радиовидимости для одной орбитальной плоскости в составе ОГ;

$\Sigma_{КА}$  – суммарное количество КА в составе ОГ.

*Второй подход* основан на сетевой структуре построения, когда формируется сеть попутно движущихся МКА, обеспечивающих покрытие всей земной поверхности не только поясами радиовидимости, но и за счет синхронизации движения МКА. Это достигается путем сдвига МКА в соседних плоскостях на половину шага по аргументу широты  $\Delta u/2$  и обеспечивается покрытие зазоров между поясами радиовидимости. При этом сокращается количество МКА в системе, а также появляется возможность организации каналов связи между синхронно двигающимися МКА. Использование такого подхода приводит к построению сетевой структуры орбитальной группировки.

На рис. 7 показано условное плоское и объемное (фрагмент) изображения траекторий движения КА, размещения поясов и зон радиовидимости на земной сфере в области экватора.

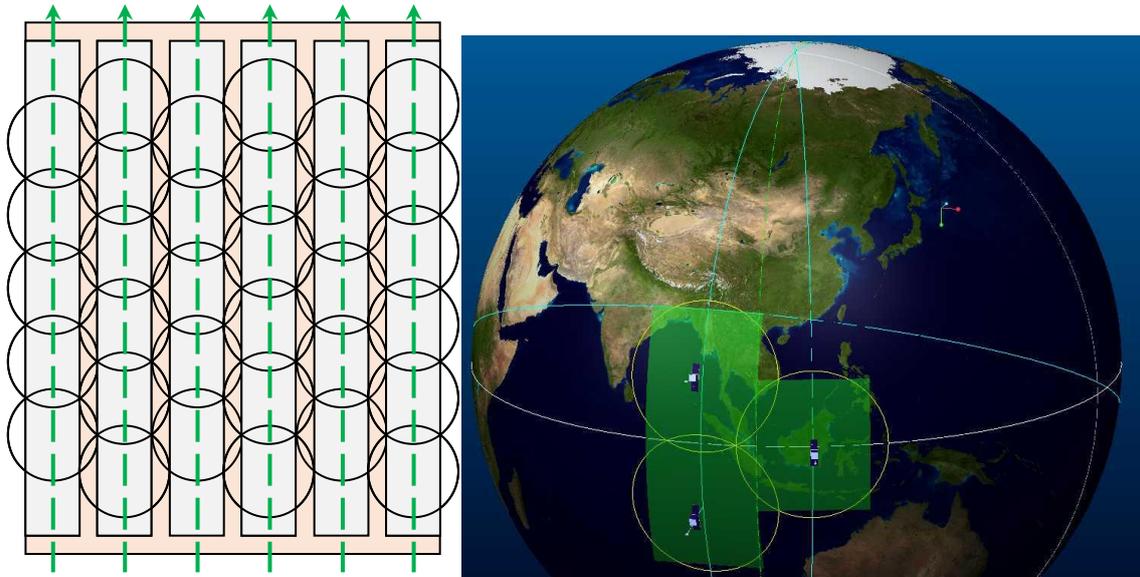


Рис. 7. Зоны радиовидимости ОГ сетевой структуры в районе экватора

Результаты расчета возможных вариантов построения орбитальных группировок КА связи сетевой структуры для различных высот орбит с минимально возможным количеством КА в ОГ приведены в табл. 4.

Таблица 4

**Расчетные параметры ОГ сетевой структуры**

$h_{КА}$ , км	$\beta^{y=7}$ , °	$K_{расч}$	$K_{зад}$	$\Delta u$ , °	$\beta^{y=7} / \Delta u$	$N_{расч}$	$N_{зад}$	$\delta^{ОГ}$ , °	$\beta^{ОГ}$ , °	$\gamma^{ОГ}$ , °	$\alpha$ , °	$L^{ОГ}$ , км	$\Delta \Omega$ , °	$\Sigma_{КА}$
300	11,57	15,56	20	18,00	0,64	9,77	10	14,07	11,40	7,26	71,34	1331	18,44	200
400	13,94	12,91	17	21,18	0,66	8,02	8	18,23	13,94	7,00	69,06	1645	23,05	136
500	16,02	11,24	15	24,00	0,67	6,94	7	21,11	15,93	7,12	66,95	1902	26,48	105
550	16,97	10,61	15	24,00	0,71	6,36	7	21,11	15,93	8,49	65,58	1922	26,48	105
600	17,88	10,07	13	27,69	0,65	6,36	7	19,63	16,92	8,35	64,73	2052	26,73	91
700	19,57	9,20	12	30,00	0,65	5,79	6	24,08	19,15	7,57	63,28	2342	31,18	72
780	20,82	8,64	11	32,73	0,64	5,54	6	22,99	19,91	8,22	61,87	2463	31,40	66
800	21,12	8,52	11	32,73	0,65	5,41	6	22,99	19,91	8,63	61,46	2472	31,40	66
900	22,56	7,98	10	36,00	0,63	5,18	6	21,58	20,89	9,22	59,88	2630	31,68	60
1000	23,91	7,53	10	36,00	0,66	4,71	5	29,27	23,05	8,10	58,85	2917	37,68	50
1200	26,35	6,83	9	40,00	0,66	4,31	5	27,76	24,18	9,78	56,04	3150	38,06	45
1400	28,52	6,31	8	45,00	0,63	4,09	5	25,68	25,74	10,54	53,72	3436	38,58	40

Результаты расчета показывают, что общее количество МКА, необходимое для поддержания непрерывной связи, меньше при построении сетевой структуры ОГ.

Полученные соотношения и результаты моделирования необходимо дополнить следующими соображениями, влияющими на выбор структуры конкретной ОГ:

– непрерывное поддержание связи с отдельными МКА симметричной ОГ требует частого перенастраивания наземной антенны, поскольку следующий МКА входит в зону радиовидимости с противоположной стороны от предыдущего. Для синхронно движущихся МКА сетевой ОГ такое перенастраивание необходимо лишь дважды в сутки;

– структура сетевой ОГ удобна для организации каналов межспутниковой связи, так как положение каждого МКА относительно соседних МКА, в том числе находящихся в других орбитальных плоскостях, не меняется. При этом необходимы сдвиг и синхронизация МКА в соседних плоскостях на половину шага по аргументу широты;

– построение и поддержание симметричной структуры ОГ требует меньших запасов характеристической скорости маневра МКА.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные проработки показали техническую возможность создания МКА-Демонстратора для решения задач:

– МКА «80ПС1»: геопозиционирование стационарных и подвижных радиисточников, съемка поверхности Земли в видимом диапазоне;

– МКА «80ПС2»: съемка поверхности Земли в видимом диапазоне в панхроматическом (не более 1 м) и мультиспектральном (не более 2,5 м) режимах.

Оба МКА создаются на основе унифицированного подхода.

Для обеспечения надежности первого изделия МКА «80ПС1» создается как с использованием приборов, имеющих летную квалификацию, так и с использованием экспериментальных приборов и систем собственной разработки, создаваемых по критерию минимальной стоимости на основе доступных промышленных компонентов.

Сформированный подход к определению облика МКА ДЗЗ позволяет решать задачу сокращения стоимости как на этапе создания демонстратора, так и на этапе создания серийного образца МКА.

Рассмотрены и предложены варианты построения большой развернутой ОГ, состоящей из упорядоченной структуры МКА, разнесенных в пространстве как по разным плоскостям орбит, так и равномерно на постоянный геоцентрический угол по аргументу широты в каждой плоскости.

Результаты проведенных исследований и математического моделирования показали практическую реализуемость предложенных решений по построению ОГ для низких околоземных орбит. На приведенные численные результаты можно опираться при оценке общего количества МКА системы, а также параметров целевой аппаратуры МКА и других компонентов МКА, в частности по требованиям ширины диаграммы направленности бортовых антенных систем.

## Список используемых источников

1. Ключников В. Ю. Построение кластеров малых космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 423–428. – DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-423-428.

2. Гансвинд И. Н. Малые космические аппараты – новое направление космической деятельности // Международный научно-исследовательский журнал. – 2018. – № 12 (78), ч. 2. – С. 84–91.

3. Тяпичев Г. А. Спутники и цифровая радиосвязь. – М.: ТехБук, 2004. – 288 с.

4. Рябова Н. В., Еськов Д. Н. Малые искусственные спутники Земли с оптико-электронной аппаратурой в программах дистанционного зондирования Земли // Оптический журнал. – 1996. – № 1. – С. 4–19.

5. Мальцев Г. Н., Кунгурцев В. В., Козинев И. А. Дистанционное зондирование Земли на основе кластера малых космических аппаратов многоспектрального наблюдения // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2009. – Т. 52, № 4. – С. 16–22.

6. Низкоорбитальные группировки малоразмерных космических аппаратов / А. А. Спиридонов [и др.] // Квантовая электроника: мат. XIII Международной научно-технической конференции, Минск, 22–26 ноября 2021 года / редкол.: М. М. Кугейко (отв. ред.), А. А. Афоненко, А. В. Баркова. – Минск: Белорус. гос. ун-т, 2021. – С. 421–424.

7. *Брусов В. С., Баранов С. К.* Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход. – М. : Машиностроение, 1989. – 232 с.
8. *Матвеев Ю. А., Ламзин В. А., Ламзин В. В.* Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. – М. : Изд-во МАИ, 2015. – 176 с.
9. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов : моногр. / В. Н. Блинов, [и др.]. – Омск, 2014. – 264 с.
10. ГОСТ 6533-78. Днища эллиптические отбортованные стальные для сосудов, аппаратов и котлов. Основные размеры : утв. и введ. в действие Постановлением Гос. комитета СССР по стандартам от 26.10.78 № 2771 : [дата введения 1980-01-01]. – URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200011936> (дата обращения: 05.03.2024).
11. *Михайлова Н. В.* Системный синтез программ обоснования современной математики : моногр. – Минск. : МГВРК, 2008. – 245 с.
12. Особенности построения и эксплуатации орбитальных группировок систем спутниковой связи / А. Степанов [и др.] // Технологии и средства связи. – 2015. – № 6-2(111). – С. 72–87.
13. *Кранц П.* Сферическая тригонометрия : пер. с нем. / под ред. Я. Н. Шпильрейка. – М. : Изд-во ЛКИ, 2007. – 96 с.

А. Е. Егоров;  
В. В. Салов,  
*доктор технических наук, доцент;*  
П. А. Проценко,  
*кандидат технических наук;*  
И. Ю. Кубасов,  
*кандидат технических наук*

## **МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОПЕРАТИВНОСТИ ОБСЛУЖИВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ЦЕЛЬЮ ДИАГНОСТИКИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ**

Отмечена значимость диагностики космических объектов (КО) и предложен вариант решения данной задачи. Представлен подход к планированию полета космического аппарата (КА) с целью облета заданной совокупности космических объектов. Предлагается осуществлять маневры КА в плоскости его орбиты, а встречу производить в узловой точке, образованной пересечением орбиты КО с плоскостью орбиты КА. Проведен анализ влияния допустимого диапазона выбора фазирующей орбиты, определяющегося запасами характеристической скорости, на оперативность решения задачи облета КО, требующих диагностики.

Ключевые слова: оперативность обслуживания, схема перелета, фазирующая орбита, космический аппарат.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Современные КА являются сложными техническими устройствами, которые в процессе функционирования могут выходить из строя. При этом не всегда понятны причины поломки КА. Так, 19 декабря 2014 года КА дистанционного зондирования Земли «Кондор-Э», произведенный Россией в интересах ЮАР, вышел из строя по неизвестным причинам. Таких примеров выхода из строя по невыясненным причинам КА достаточно много. Причиной поломки может быть видимое физическое повреждение КА мелким космическим мусором, которое можно заметить, только получив изображение КА с достаточно высоким разрешением. Для этих целей в настоящее время рядом космических стран разрабатываются космические аппараты обслуживания [1]. Например, в США разработана программа наблюдения за космическими объектами, для реализации которой уже запущено четыре КА [2]. Одним из основных вопросов применения таких КА является планирование их работы, заключающееся в расчете последовательности маневров с целью совершения облета всех назначенных для диагностики КО.

### **ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ**

Рассмотрим задачу диагностики КО в ближней операционной космической зоне. Анализ показывает, что более 50% отечественной орбитальной группировки находится именно в ней. Для диагностики КО реализуются различные схемы встречи КА обслуживания и диагностируемого КО. Ввиду того, что плоскости орбит КО и КА могут быть некомпланарны [3], встречу необходимо организовывать в этих условиях.

Совмещение плоскостей орбит приводит к большим затратам характеристической скорости [4]. Поэтому для их снижения встречу КА и КО следует организовывать в плоскости орбиты КА. Назовем эту плоскость плоскостью маневрирования (ПМ). Таким образом, в ПМ определяется множество узловых точек (УТ), в области которых возможны встреча и диагностика КО. Под УТ будем понимать точки, образованные пересечением орбит КО с плоскостью орбиты КА. Полярные координаты УТ определяются для каждой пары плоскостей

раздельно по соответствующим параметрам орбит КА и КО. Каждая пара плоскостей (плоскость КО и плоскость КА) на своей линии пересечения имеет две УТ с координатами  $(r_{УТ}, u_{УТ})$  и  $(r'_{УТ}, u'_{УТ})$  в ПМ,  $(r_{КО}, u_{КО})$  и  $(r'_{КО}, u'_{КО})$  в плоскости орбиты КО.

В произвольный момент времени  $t$  для известных координат точек встречи КА и КО можно определить времена прилета КО в УТ, которые обозначим  $t_{ц}, t'_{ц}$ .

Таким образом, в плоскости маневрирования при наличии  $n$  КО для КА формируется множество  $2n$  узловых точек с координатами  $[(r_{УТ}^j, u_{УТ}^j), (r'_{УТ}^j, u'_{УТ}^j)], j = 1, \dots, n$  (рис. 1). Причем посещать КО в этих точках возможно в момент времени  $t_{ц} + kT$  или  $t'_{ц} + kT$ , где  $k$  – любое целое число, характеризующее количество полных оборотов КО с момента времени  $t$ , а  $T$  – период обращения КО.

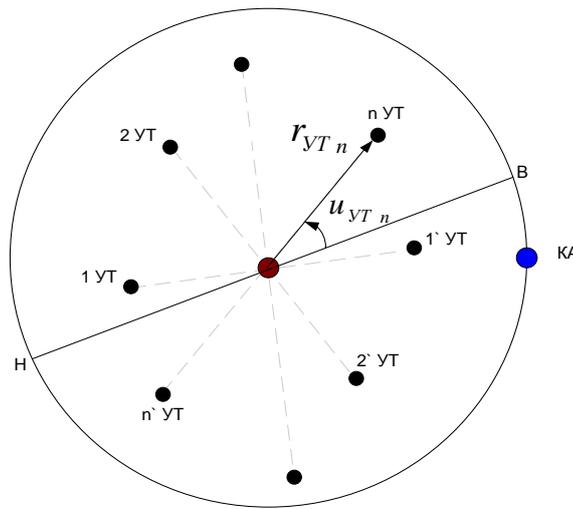


Рис. 1. Расположение узловых точек в плоскости маневрирования

Движение КА рассматривается в центральном гравитационном поле Земли.

КА имеет некоторый запас характеристической скорости  $\Delta V_{зап}$ , определенный конструкторскими возможностями при создании КА. Причем  $\Delta V_{зап}$  должен обеспечивать посещение всех заданных УТ, а также содержать дополнительную составляющую, которая позволит расширить диапазон выбора фазирующих орбит.

Пусть параметры орбиты КО известны [5]:

$$X_{КО} = \{i_j, \Omega_j, e_j, \omega_j, p_j, u_j\}, \quad j = 1, 2, \dots, l, \quad (1)$$

где  $l$  – количество КО;

$i_j$  – наклонение орбиты  $j$ -го КО;

$\Omega_j$  – прямое восхождение восходящего узла орбиты  $j$ -го КО;

$p_j$  – фокальный параметр орбиты  $j$ -го КО;

$e_j$  – эксцентриситет орбиты  $j$ -го КО;

$\omega_j$  – аргумент широты перигея  $j$ -го КО;

$u_j$  – аргумент широты  $j$ -го КО.

Пусть также заданы параметры КА вектором состояния  $\overline{X}_{КА} = \langle i, \Omega, e, \omega, p, u \rangle^T$ .

Тогда необходимо определить план выполнения серии маневров с целью сближения с заданной совокупностью КО  $l$  за минимально возможное время при ограниченном запасе характеристической скорости  $\Delta V_{зап}$ .

Все маневры выполняются в плоскости маневрирования КА и считаются импульсными. Каждый маневр характеризуется величиной, направлением и точкой приложения, которая однозначно определяется временем подачи импульса. Таким образом, план маневрирования КА можно представить кортежем

$$P = (\Delta V_i, \alpha_i, t_i), i = 1, 2, \dots, I, \quad (2)$$

где  $\Delta V_i$  – величина импульса скорости для совершения  $i$ -го маневра;  
 $\alpha_i$  – направление импульса скорости при совершении  $i$ -го маневра;  
 $t_i$  – время подачи импульса при совершении  $i$ -го маневра;  
 $I$  – общее число импульсов маневрирования.

Сумма управляющих импульсов характеристической скорости должна быть меньше или равна запасам характеристической скорости  $\Delta V_{\text{зап}}$  на борту КА [6]:

$$\sum_{i=1}^I \Delta V_i \leq \Delta V_{\text{зап}}. \quad (3)$$

Искомый план маневрирования  $P$  обеспечивает встречу КА с КО в некоторые времена

$$P \rightarrow (\tau_j), j = 1, 2, \dots, l, \quad (4)$$

где  $\tau_j$  – время встречи КА с  $j$ -м КО;  
 $l$  – количество КО.

Показателем оперативности плана совершения маневров КА выбран интервал времени, за который КА встречается со всеми КО.

## СХЕМА ВСТРЕЧИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

Рассмотрим схему посещения УТ КА в ПМ. Пусть КА находится на некоторой эллиптической орбите, а посетить УТ необходимо в один из моментов времени:

$$nT_{\text{исх}} + \Delta t_{\text{ка} \rightarrow \text{П1}} + \Delta t_{\text{П1} \rightarrow 1} + \Delta t_{1 \rightarrow \text{П2}} + kT_{\text{пер}} + lT_{\text{ф}} + (q+0.5)T_{\text{встр}} = t_{\text{УТ}} + zT_{\text{КО}}, \quad (5)$$

где  $T_{\text{исх}}$  – период обращения КА по исходной орбите;  
 $n$  – число оборотов ожидания на исходной орбите;  
 $\Delta t_{\text{ка} \rightarrow \text{П1}}$  – время перелета от начального положения КА до перигея исходной орбиты;  
 $\Delta t_{\text{П1} \rightarrow 1}$  – время перелета от перигея исходной орбиты до точки приложения импульса поворота линии апсид;  
 $\Delta t_{1 \rightarrow \text{П2}}$  – время перелета от точки приложения импульса поворота линии апсид до перигея переходной орбиты;  
 $T_{\text{пер}}$  – период обращения по переходной орбите;  
 $k$  – число оборотов ожидания на переходной орбите;  
 $T_{\text{ф}}$  – период обращения по фазирующей орбите;  
 $l$  – число оборотов ожидания на фазирующей орбите;  
 $T_{\text{встр}}$  – период обращения по орбите встречи;  
 $q$  – число оборотов ожидания на орбите встречи;  
 $t_{\text{УТ}}$  – время, через которое КО появится в узловой точке;  
 $T_{\text{КО}}$  – период обращения КО по своей орбите;  
 $z$  – число периодов ожидания КО встречи.

Поворот линии апсид осуществляется импульсом, приложенным в точке 1, истинная аномалия которой равна половине угла поворота линии апсид (рис. 2). При этом геометрия орбиты не изменяется. Тогда время перелета от перигея исходной орбиты до точки приложения импульса поворота линии апсид  $\Delta t_{\Pi_1 \rightarrow 1}$  равно времени перелета от точки приложения импульса поворота линии апсид до перигея переходной орбиты  $\Delta t_{1 \rightarrow \Pi_2}$ , а период обращения КА по исходной орбите  $T_{исх}$  равен периоду обращения по переходной орбите  $T_{пер}$ . С учетом вышесказанного временное уравнение встречи представляется в следующем виде:

$$nT_{исх} + \Delta t_{ка \rightarrow \Pi_1} + 2\Delta t_{\Pi_1 \rightarrow 1} + lT_{\phi} + (q+0.5)T_{встр} = t_{УТ} + zT_{КО}. \quad (6)$$

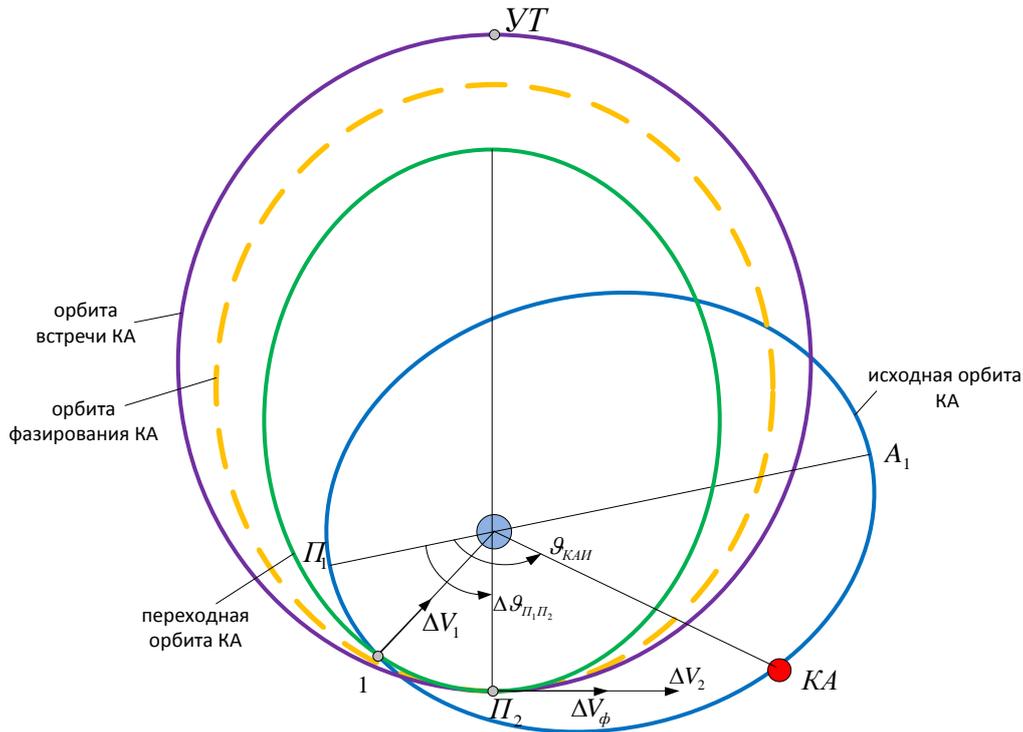


Рис. 2. Схема встречи космического аппарата обслуживания и космического объекта

Далее рассматривается переход на фазирующую орбиту. Возможны два способа ее выбора.

1. Фазирующая орбита выбирается между переходной орбитой и орбитой встречи. Достоинством рассматриваемого подхода является отсутствие дополнительных энергетических затрат на перелет на фазирующую орбиту. Недостатком является узкий диапазон рассматриваемых орбит фазирувания, что может привести к длительной синхронизации моментов прибытия КА и КО в УТ.

2. Фазирующая орбита выбирается таким образом, чтобы суммарный импульс скорости, необходимый на маневр, не превышал импульс, заложенный на маневр. Достоинством данного способа является возможность выбора фазирующей орбиты из более широкого диапазона, что позволяет сократить время ожидания встречи. Недостаток схемы заключается в необходимости иметь на борту КА дополнительный запас топлива.

В первом случае период орбиты должен находиться в интервале  $T_{\phi} \in [T_{исх}; T_{встр}]$ . По этой причине время ожидания на исходной орбите  $nT_{исх}$  и орбите встречи можно заменить дополнительным временем ожидания на орбите фазирувания. Тогда временное уравнение встречи представляется в следующем виде:

$$\Delta t_{ка \rightarrow \Pi_1} + 2\Delta t_{\Pi_1 \rightarrow 1} + lT_{\phi} + 0.5T_{встр} = t_{УТ} + zT_{КО}. \quad (7)$$

Обозначим

$$\Delta\tau = \Delta t_{\text{ка} \rightarrow \text{П1}} + 2\Delta t_{\text{П1} \rightarrow 1} + 0.5T_{\text{встр}} - t_{\text{ут}}. \quad (8)$$

Тогда

$$lT_{\phi} - zT_{\text{КО}} + \Delta\tau = 0. \quad (9)$$

Назовем  $\Delta\tau$  временем начального рассогласования моментов встречи КА и КО, т. е. если  $\Delta\tau = 0$ , то  $l = z = 0$ . В этом случае ожидание не требуется.

Представленное уравнение (9) является уравнением трех переменных  $(l, z, T_{\phi})$ , две из которых являются дискретными  $(l, z)$ . Поиск решения осуществляется перебором чисел  $l$  и  $z$ , для каждой пары которых рассчитывается значение периода фазирующей орбиты:

$$T_{\phi} = \frac{zT_{\text{КО}} - \Delta\tau}{l}. \quad (10)$$

Затем проверяется принадлежит ли найденный период фазирующей орбиты  $T_{\phi}$  интервалу  $[T_{\text{исх}}; T_{\text{встр}}]$ . Если условие выполняется, то фазирующая орбита найдена, а время встречи равно  $t_{\text{ут}} + zT_{\text{КО}}$ .

Для любой пары чисел  $l$  и  $z$  и удовлетворяющего выражению (10)  $T_{\phi}$  можно рассчитать время рассогласования моментов прибытия КА и КО в УТ  $\Delta t$ :

$$\Delta t = lT_{\phi} - zT_{\text{КО}} + \Delta\tau. \quad (11)$$

Если  $\Delta t > 0$ , то это время показывает, на сколько КА прибудет в УТ раньше, чем КО.

Если  $\Delta t < 0$ , то это время показывает, на сколько КА прибудет в УТ позже, чем КО.

Для второго способа определение фазирующей орбиты будет проходить таким же образом. Однако период фазирующей орбиты должен находиться в интервале  $[\Delta T_{\text{н}} + T_{\text{пер}}; \Delta T_{\text{в}} + T_{\text{встр}}]$ . При этом  $\Delta T$  будет определяться дополнительными запасами характеристической скорости, предназначенными для расширения диапазона выбора высоты орбиты фазирования (рис. 3).

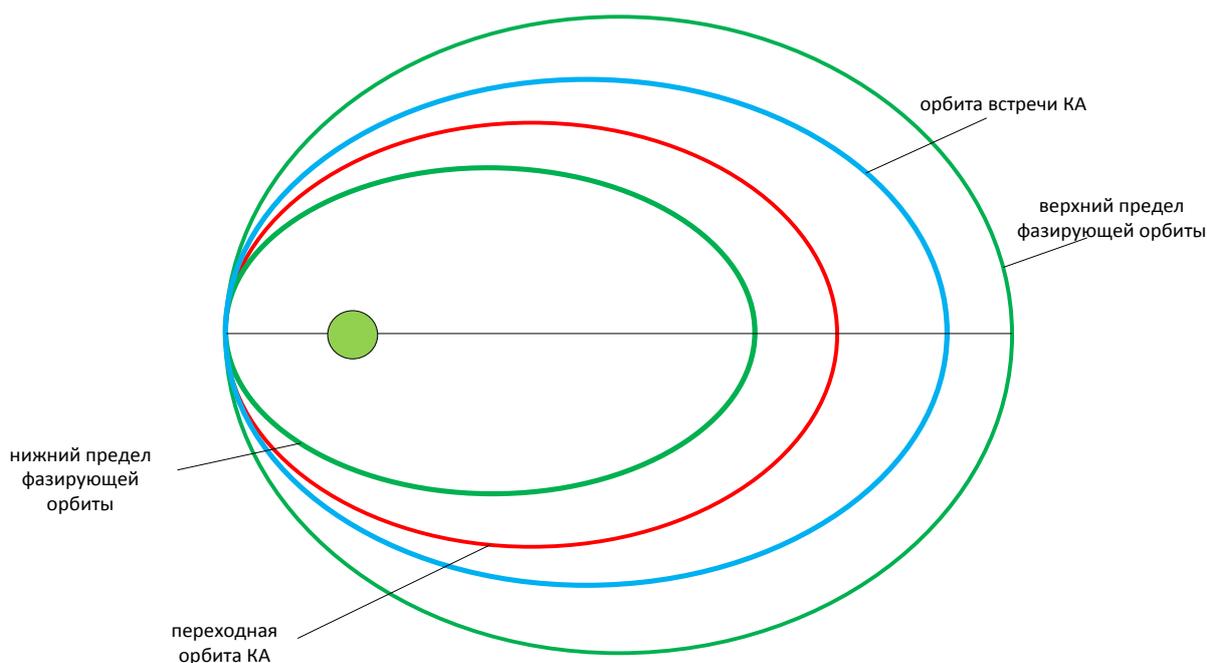


Рис. 3. Диапазон фазирующих орбит при наличии дополнительного запаса характеристической скорости

Изменение периода обращения КА достигается изменением величины большой полуоси. При этом оптимальной точкой приложения импульса для изменения большой полуоси является перигей орбиты. В таком случае маневр сводится к изменению апогейного расстояния

$$\Delta r_a = \frac{c(r_a + r_n) - r_a}{1 - c};$$

$$c = \left( \Delta V \sqrt{\frac{r_n}{2\mu}} + \sqrt{\frac{r_a}{r_a + r_n}} \right)^2, \quad (12)$$

где  $\Delta r_a$  – величина, на которую изменится высота апогея орбиты;

$r_a$  – радиус апогея;

$r_n$  – радиус перигея;

$\Delta V$  – величина импульса скорости;

$\mu$  – гравитационная постоянная Земли.

Для уменьшения радиуса апогея необходимо приложить тормозной импульс скорости  $\Delta V < 0$ .

Запас характеристической скорости должен быть потрачен не только на переход на фазирующую орбиту, но и на возврат с нее на исходную орбиту, поэтому величина импульса скорости  $\Delta V = \Delta V'_{\text{зап}}/2$ , где  $\Delta V'_{\text{зап}}$  – запас характеристической скорости на синхронизацию.

Если  $T_{\text{пер}} > T_{\text{встр}}$ , тогда фазирующая орбита находится в диапазоне  $[\Delta T_n + T_{\text{пер}}; \Delta T_v + T_{\text{встр}}]$ , где  $\Delta T_n$  вычисляется по формуле

$$\Delta T_n = 2\pi \sqrt{\frac{(a_{\text{пер}} + \Delta r_n)^3}{\mu}} - T_{\text{пер}}. \quad (13)$$

При этом управляющий импульс скорости является тормозным,  $\Delta r_n < 0$  и  $\Delta T < 0$ .

Для верхней границы интервала нахождения фазирующей орбиты  $\Delta T_v$  рассчитывается аналогичным образом:

$$\Delta T_v = 2\pi \sqrt{\frac{(a_{\text{встр}} + \Delta r_v)^3}{\mu}} - T_{\text{встр}}. \quad (14)$$

В выражениях (13) и (14)  $\Delta r_n$ ,  $\Delta r_v$  вычисляются в соответствии с (12).

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА ОПЕРАТИВНОСТИ ОБСЛУЖИВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ЦЕЛЬЮ ДИАГНОСТИКИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ

На основе предложенной схемы посещения КО разработана методика, которую условно можно разбить на восемь этапов (рис. 4).

На первом этапе задаются исходные данные о расположении КА и КО в пространстве, а также запас характеристической скорости на борту КА  $\Delta V_{\text{зап}}$ . Запас характеристической скорости должен обеспечивать перелет КА для встречи со всеми заданными КО. При этом предусматривается наличие дополнительного запаса характеристической скорости для расширения диапазона выбора фазирующей орбиты.

На втором этапе производится расчет координат УТ. Для пары КА – КО рассчитывается положение двух узловых точек.

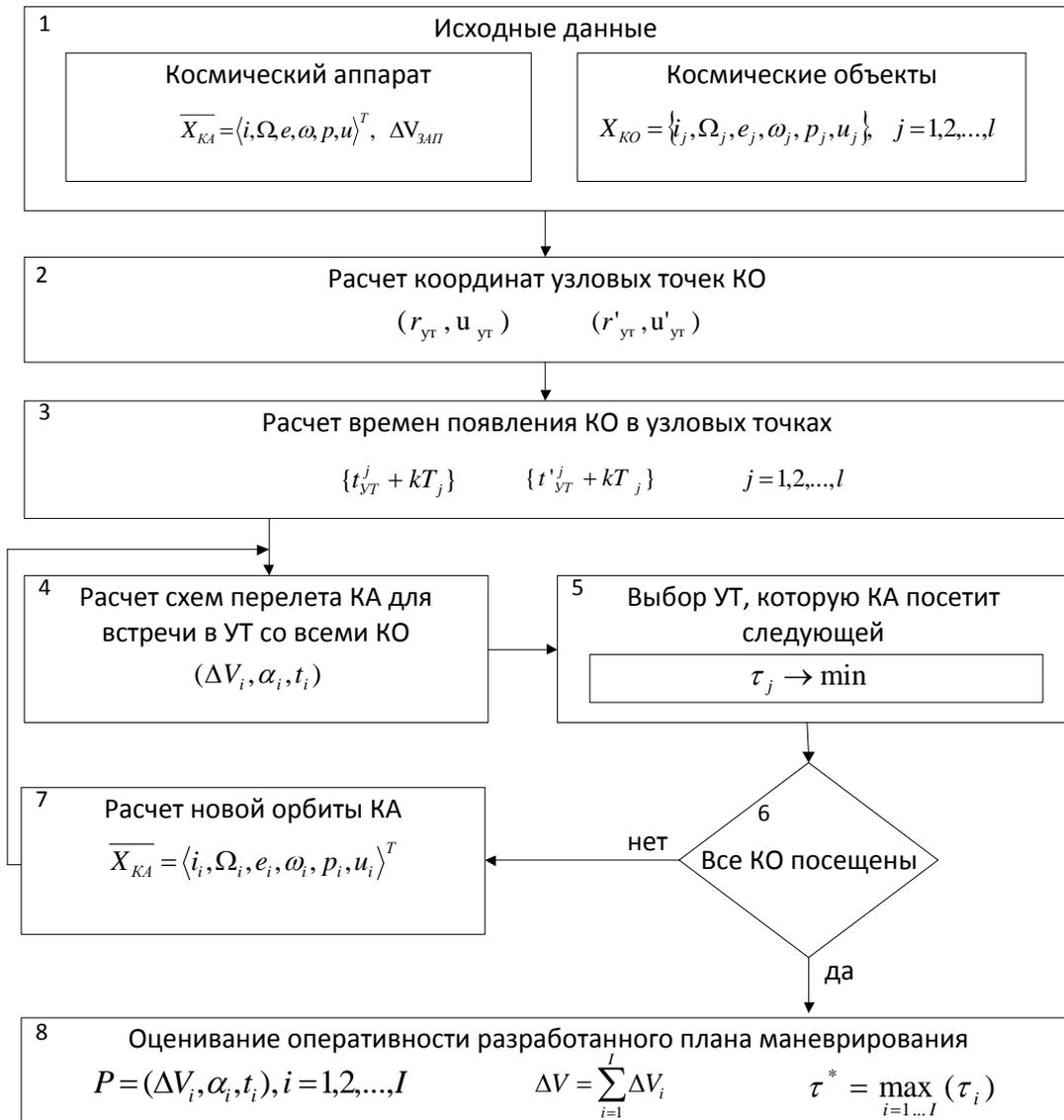


Рис. 4. Структурно-логическая схема методики расчета оперативности обслуживания космических объектов с целью диагностики неисправностей

Из сферического треугольника  $B_{КА}CB_{КО}$  (рис. 5) получим:

$$\frac{\sin u_{УТ}}{\sin i_{КО}} = \frac{\sin u'_{УТ}}{\sin i_{КА}}, \tag{15}$$

$$\cos u'_{УТ} = \cos u_{УТ} \cos \Delta\Omega + \sin u_{УТ} \sin \Delta\Omega \cos i_{КА}, \tag{16}$$

$$\cos u_{УТ} = \cos u'_{УТ} \cos \Delta\Omega - \sin u'_{УТ} \sin \Delta\Omega \cos i_{КО}. \tag{17}$$

Подставив в (17) выражения для  $\sin u_{УТ}$  и  $\cos u'_{УТ}$ , полученные из равенств (15) и (16), для аргумента широты УТ получим

$$\operatorname{tg} u_{УТ} = \frac{\sin \Delta\Omega}{\cos i_{КА} \cos \Delta\Omega - \sin i_{КА} \operatorname{ctg} i_{КО}}. \tag{18}$$

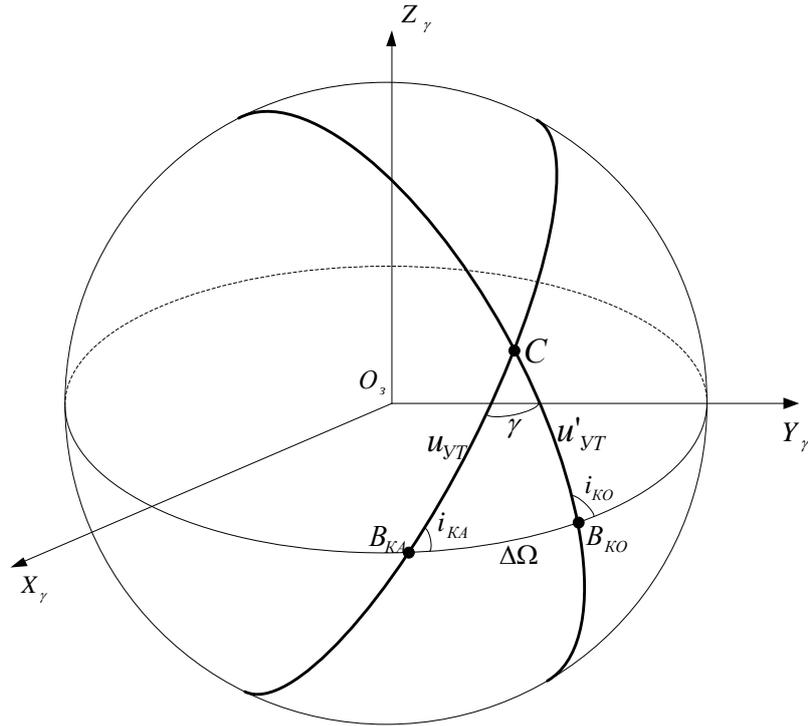


Рис. 5. Расположение узловых точек

По найденному значению аргумента широты УТ  $u_{UT}$  на орбите КА рассчитывается значение аргумента широты УТ  $u_{KO}$  на орбите КО:

$$\sin u_{KO} = \frac{\sin u_{UT} \sin i_{KO}}{\sin i_{KA}}. \quad (19)$$

На третьем этапе производится расчет времен появления КО в УТ. Для известного значения аргумента широты УТ задача расчета времени перелета от текущего положения КО до УТ является известной задачей теории полета и решается с использованием уравнений Кеплера и Гаусса.

На четвертом этапе осуществляется расчет схем перелета для встречи с КО в каждой УТ. Для каждой такой встречи оцениваются оперативность встречи и требуемые запасы характеристической скорости.

На пятом этапе производится оценивание полученных схем перелета и выбирается та схема, которая обеспечивает минимум времени встречи КА и КО. При этом КО и две УТ, с ним связанные, исключаются из перебора.

На шестом этапе проверяется условие посещения всех КО: если не все КО посещены, то выполняется седьмой этап, если все КО посещены, то выполняется восьмой этап методики.

На седьмом этапе методики рассчитывается новая орбита КА, с которой в дальнейшем он будет осуществлять перелет к УТ встречи очередного КО.

На восьмом этапе производится расчет показателя оперативности разработанного плана маневрирования. При этом оценивается запас характеристической скорости, который потребуется иметь КА для его реализации. Если запас характеристической скорости на борту больше требуемого, то можно дополнительно использовать остатки характеристической скорости для уменьшения времени ожидания встречи КА и КО. Сокращение времени облета КО возможно за счет увеличения расхода запасов характеристической скорости на перелеты на фазирующую орбиту по мере посещения КО. Чем меньше выбор УТ для посещения, тем больше времени потребуется для посещения очередного КО.

## ОЦЕНИВАНИЕ ОПЕРАТИВНОСТИ ОБСЛУЖИВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

На основе предложенной методики произведен анализ времен обслуживания КО. Для диагностики нескольких КО КА последовательно будет совершать перелет с исходной орбиты в УТ для встречи с очередным КО в соответствии с разработанным планом. Поэтому для оценивания общего времени обслуживания необходимо определить время перелета КА с исходной орбиты в УТ для одного КО. В качестве рассматриваемого показателя выбрано число периодов ожидания КО встречи и рассчитаны его зависимости для различных случаев начального взаимного расположения КА и КО. Расчеты проведены для круговых орбит, лежащих в диапазоне высот от 400 км до 2000 км. В качестве примера общего вида зависимости числа витков ожидания встречи КО от времени начального рассогласования моментов встречи  $z = z(\Delta\tau)$  на рис. 6 представлен график, соответствующий высоте орбиты КА около 400 км, КО – 1200 км.

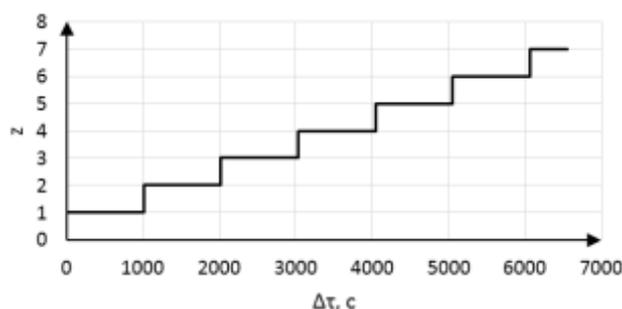


Рис. 6. График зависимости  $z = z(\Delta\tau)$  при  $T_{КА} = 5544$  с и  $T_{КО} = 6556$  с

Анализ представленной зависимости  $z = z(\Delta\tau)$  показывает, что начальное рассогласование моментов встречи КА и КО влияет на длительность ожидания. При этом  $\Delta\tau$  является случайной величиной, которая зависит от момента начала операции обслуживания.

На рис. 7 представлен график зависимости числа витков ожидания КО встречи от периода обращения КА для случая, когда высота круговой орбиты КО составляет порядка 1500 км. При отсутствии дополнительных запасов характеристической скорости, заложенных на маневр для перелета на фазирующую орбиту, время ожидания экспоненциально увеличивается с уменьшением разности периодов обращения КА и КО, что делает невозможным встречу в случае равенства периодов.

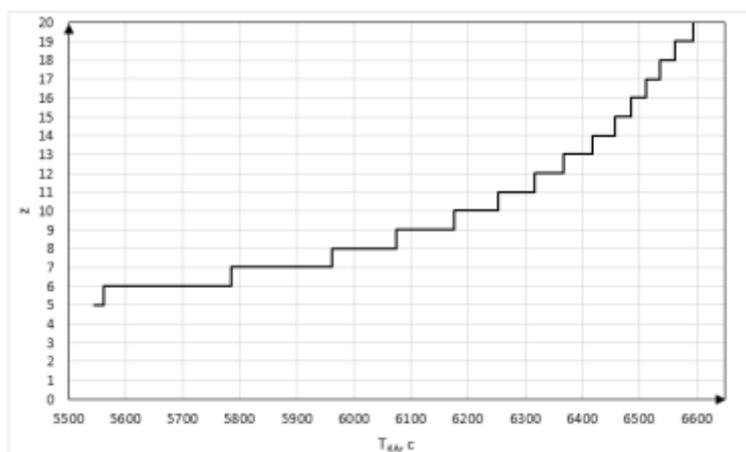


Рис. 7. График зависимости  $z = z(T_{КА})$  при  $T_{КО} = 6949$  с

На рис. 8 представлены графики зависимостей числа витков ожидания КО встречи от периода обращения КО с учетом дополнительных запасов характеристической скорости для случая, когда высота круговой орбиты КА составляет порядка 400 км. При наличии дополнительных запасов характеристической скорости, которые можно потратить на маневр фазирования, время ожидания значительно уменьшается в случае близости периодов обращения КА и КО.

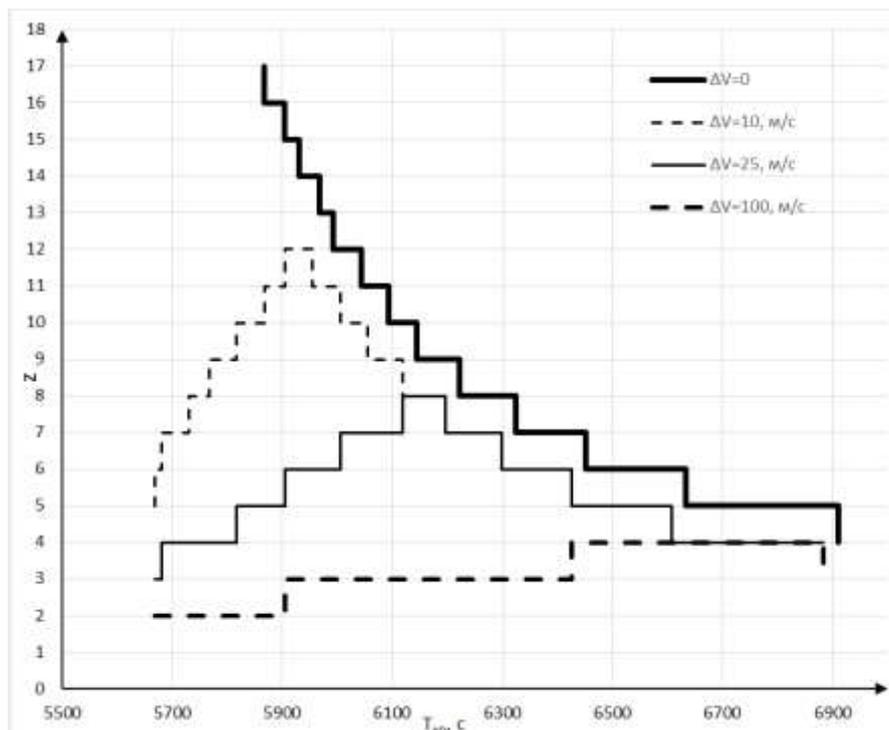


Рис. 8. Графики зависимостей  $z = z(T_{КО})$  при  $T_{КА} = 5544 c$

Анализ представленных зависимостей показывает, что чем ближе периоды обращения КА и КО, тем дольше осуществляется синхронизация моментов встречи. В первую очередь это обусловлено уменьшением интервала  $[T_{исх}; T_{встр}]$ , в котором может быть выбрана фазирующая орбита. Кроме того, близость периодов обращения КА и КО не позволяет быстро уменьшить время рассогласования моментов встречи КА и КО.

Оперативность обслуживания КО зависит от начального рассогласования времени прибытия в УТ, обусловленного параметрами орбит КА и КО, и разности периодов их обращения. Для варьирования разностью периодов обращения КА и КО необходимо закладывать дополнительный запас характеристической скорости.

С учетом возможности маневрирования для фазирования ожидаемая оперативность обслуживания КО не будет превышать 10–14 ч. При отсутствии начального рассогласования времени оперативность обслуживания будет определяться полупериодом переходной орбиты КА, величина которого не превышает 1 ч. Без дополнительных запасов характеристической скорости при равенстве периодов обращения КА и КО задача диагностики не выполняется.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленная методика позволяет разработать план маневрирования КА для облета КО с целью диагностики неисправностей и оценить его оперативность. В основе методики лежит схема доставки КА в УТ к требуемому времени. Предложенная схема перелета КА в УТ от-

личается простотой и не предъявляет сложно выполнимых требований к управлению КА. В результате анализа планов маневрирования КА выявлена зависимость между допустимым диапазоном выбора фазирующей орбиты и временем облета всей совокупности КО.

В основе выбора последовательности облета лежит так называемый «жадный» алгоритм – посещаем КО, точка встречи с которым расположена ближе всего к орбите КА. Дальнейшее направление исследований в этой области должно быть направлено на создание процедур построения оптимальных планов маневрирования КА по показателю оперативности с заданным запасом ресурса.

### Список используемых источников

1. Катъкалов В. Б., Морозова М. Л. Обслуживаемый космос. Новые достижения и перспективы // Космические аппараты и технологии. – 2022. – Т. 6, № 3 (41). – С. 206–213.
2. Краснослобцев В. П., Раскин А. В., Тарасов И. В. Спутники-инспекторы: отечественный и зарубежный опыт // Стратегическая стабильность. – 2020. – № 3 (92). – С. 49–52.
3. Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н. Теория полета космических аппаратов : учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.
4. Абдурахимов А. А., Баландин В. Н., Гуляев М. Д. Обоснование схемы транспортного обслуживания низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 686. – С. 123–129.
5. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем / Н. Ф. Аверкиев [и др.]. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2017. – 301 с.
6. Езерский В. В., Кунтуров А. Л., Кунтуров С. А. Аспекты расчета характеристик группового транспортного обеспечения систем космических аппаратов // Научная сессия ГУАП : сб. конф. – СПб. : ГУАП, 2019. – С. 84–88.

В. А. Завражин<sup>1</sup>;

С. И. Филатов<sup>2</sup>;

В. В. Онуфриев<sup>3</sup>,

*доктор технических наук, профессор*

<sup>1-3</sup> МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва.

## **РАСЧЕТ АМБИПОЛЯРНОГО ПОТЕНЦИАЛА У СТЕНКИ СОПЛА ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Одним из основных источников зарядов статического электричества являются реактивные двигатели, выбрасывающие через сопло поток продуктов сгорания с заряженными частицами. Наличие объемного заряда, образованного заряженными частицами, в потоке продуктов сгорания может быть причиной электрических пробоев, помех систем управления и радиосвязи и т. д. Одним из основных процессов возникновения разности потенциала между стенкой сопла и ядром потока является амбиполярная диффузия, вызванная градиентом электронного давления вследствие высокой подвижности электронов. В работе представлена методика расчета величин амбиполярного потенциала, а также их распределения в сопле твердотопливного ракетного двигателя.

Ключевые слова: плазма, амбиполярная диффузия, амбиполярный потенциал, твердотопливный ракетный двигатель, сопло.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Твердотопливный ракетный двигатель относится к классу химических ракетных двигателей, в которых газообразное рабочее тело образуется в процессе сгорания твердого ракетного топлива. Химическая энергия топлива в процессе горения переходит в тепловую энергию продуктов сгорания (ПС). Температура ПС в камере сгорания может достигать 3500 К. Тепловая энергия ПС в сопле преобразуется в кинетическую энергию истекающего потока. Высокая температура потока обеспечивает генерацию заряженных частиц (ионов и электронов), которые приводят к возникновению заряда.

Одним из основных механизмов возникновения разности потенциалов является амбиполярная диффузия. Высокая подвижность электронов, по сравнению с ионами, обуславливает радиальный отток электронов на стенку сопла, которая заряжается отрицательно по отношению к ядру потока ПС. Образованное в пристеночном слое электрическое поле тормозит электроны и ускоряет ионы, выравнивая поток электронов и ионов к стенке. Таким образом, возникает распределение амбиполярного потенциала в пристеночном слое, которое зависит от распределения концентрации заряженных частиц.

### **МОДЕЛЬ РАСЧЕТА АМБИПОЛЯРНОГО ПОТЕНЦИАЛА В ПРИСТЕНОЧНОЙ ОБЛАСТИ СОПЛА ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

В работе рассматривается закритическая часть сопла твердотопливного ракетного двигателя конической геометрии. В качестве исходных данных для расчета использовались состав твердого топлива (ПХА/НТРВ/АI), давление в камере сгорания и геометрия конического сопла. Исходные данные для расчета представлены в табл. 1.

На основании исходных данных с помощью программного комплекса *TERRA* [1] были определены термо- и газодинамические характеристики потока (давление, температура, скорость), а также его фазовый состав (равновесные концентрации заряженных и нейтральных частиц).

Таблица 1

## Исходные данные для расчета амбиполярного потенциала

Топливо (наименование – химическая формула [энтальпия образования, кДж/кг])	ПХА – $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ [–295]
	НТРВ – $\text{C}_{7,079}\text{H}_{10,65}\text{O}_{0,223}\text{N}_{0,063}$ [–310]
	Алюминий – Al [0]
Давление в камере сгорания	4,5 МПа
Содержание (ПХА/НТРВ/Al)	0,68/0,14/0,18
Форма закритической части сопла	Коническая

Расчет был выполнен с шагом 0,1 м вдоль оси сопла. По результатам расчета в программном комплексе *TERRA* были получены равновесные концентрации 76 нейтральных компонент и 21 заряженной компоненты продуктов сгорания. В ходе анализа для расчета амбиполярного потенциала были выбраны основные заряженные частицы: ионы хлора  $\text{Cl}^-$ , ионы алюминия  $\text{Al}^+$  и электроны  $e^-$ , так как содержание этих компонент в фазовом составе продуктов сгорания составляет ~99,5% от общего числа заряженных компонент продуктов сгорания. Результаты расчета температуры  $T$  и фазового состава (концентрация нейтральных частиц  $N_0$ , концентрация электронов  $n_{e^-}$ , концентрация ионов хлора  $n_{\text{Cl}^-}$  и концентрация ионов алюминия  $n_{\text{Al}^+}$ ) в зависимости от степени расширения сопла  $\pi$  представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты расчета в программном комплексе *TERRA*

$\pi$	$T, \text{K}$	$N_0, \text{M}^{-3}$	$n_{e^-}, \text{M}^{-3}$	$n_{\text{Cl}^-}, \text{M}^{-3}$	$n_{\text{Al}^+}, \text{M}^{-3}$
1	3533	$5,76 \cdot 10^{25}$	$7,63 \cdot 10^{19}$	$6,92 \cdot 10^{20}$	$7,68 \cdot 10^{20}$
1,39	3094	$1,60 \cdot 10^{25}$	$2,07 \cdot 10^{18}$	$4,58 \cdot 10^{19}$	$4,79 \cdot 10^{19}$
1,79	2877	$8,36 \cdot 10^{24}$	$2,48 \cdot 10^{17}$	$8,54 \cdot 10^{18}$	$8,79 \cdot 10^{18}$
2,18	2716	$5,14 \cdot 10^{24}$	$4,26 \cdot 10^{16}$	$2,02 \cdot 10^{18}$	$2,07 \cdot 10^{18}$
2,57	2591	$3,54 \cdot 10^{24}$	$9,55 \cdot 10^{15}$	$5,83 \cdot 10^{17}$	$5,92 \cdot 10^{17}$
2,96	2570	$3,32 \cdot 10^{24}$	$7,35 \cdot 10^{15}$	$4,68 \cdot 10^{17}$	$4,75 \cdot 10^{17}$

В рассматриваемой модели расчета амбиполярного потенциала были введены следующие допущения:

1) расчет проводится в области, которая находится перед двойным слоем, в этой области частично ионизованный газ считаем столкновительным и слабоионизованным;

2) в области перед двойным слоем плазма потока ПС считается электронейтральной:  $n_e \approx n_i$  (концентрация электронов и ионов равны);

3) плазма принимается изотемпературной – температуры электронов и ионов равны  $T_e = T_i = T$ .

Последнее допущение обусловлено тем, что процесс течения ПС в сопле, особенно вблизи критического сечения, происходит при достаточно больших давлениях. Вследствие этого частота столкновений электронов достаточно большая, скорости процессов упругих взаимодействий частиц достаточно велики для того, чтобы частично ионизованный газ можно было считать равновесным. Поэтому при данном расчете характеристик плазмы принимается допущение об изотемпературности.

На основании принятых допущений было составлено уравнение амбиполярной диффузии [2]:

$$-D_{\text{амб}} \cdot \frac{d^2 n_i}{dy^2} = \Gamma_{\text{ion}} - k_{\text{rec}} \cdot n_i^2, \quad (1)$$

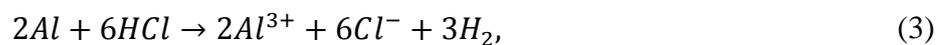
где  $D_{амб}$  – коэффициент амбиполярной диффузии,  $m^2/c$ ;  
 $n_i$  – концентрация ионов,  $m^{-3}$ ;  
 $\Gamma_{ion}$  – скорость ионизации,  $(m^3 \cdot c)^{-1}$ ;  
 $k_{rec}$  – константа скорости химической рекомбинации,  $m^3/c$ ;  
 $y$  – радиальная координата, м.

Скорость ионизации  $\Gamma_{ion}$  может быть определена следующим образом:

$$\Gamma_{ion} = k_{ion} \cdot n_1 \cdot n_2, \quad (2)$$

где  $k_{ion}$  – константа скорости химической ионизации,  $m^3/c$ ;  
 $n_1, n_2$  – концентрации реагирующих частиц (как нейтралов, так и заряженных частиц),  $m^{-3}$ .

На основании выбранных ранее компонент плазмы были определены основные химические реакции, обуславливающие процессы генерации и рекомбинации заряженных частиц:



Для реакции химической ионизации типа (3) константа скорости химической ионизации определяется следующим образом [3]:

$$k_{ion}(T) = 7,89 \cdot 10^{-32} \cdot T^{3,98} \cdot \exp\left(-\frac{7734}{T}\right). \quad (5)$$

Для реакции химической рекомбинации типа (4) константа скорости химической рекомбинации определяется следующим соотношением [4]:

$$k_{rec}(T) = 2,20 \cdot 10^{-22} \cdot \left(\frac{T}{300}\right)^{0,175} \cdot \exp\left(-\frac{1067}{T}\right). \quad (6)$$

Для решения уравнения диффузии в амбиполярном слое (1) были приняты следующие граничные условия:

$$n_i(l_R) = n_i^*; \quad \frac{dn_i(l_R)}{dy} = 0 \quad (7)$$

где  $n_i^*$  – концентрация ионов в ядре потока, определенная с помощью программного комплекса *TERRA*,  $m^{-3}$ ;

$l_R$  – толщина амбиполярного слоя, м.

Решение дифференциального уравнения (1) было выполнено численным методом в программном комплексе *MathCAD*. Расчет был выполнен для шести различных сечений сопла, в которых, по предварительным оценкам, не нарушаются критерии существования плазмы. Полученные численным методом точки были аппроксимированы в программном комплексе *Microsoft Excel* (рис. 1).

Распределение амбиполярного потенциала в пристеночной области определяется следующим выражением [2]:

$$\varphi_{амб}(y) = \frac{k \cdot T}{e} \cdot \ln\left(\frac{n_e(y)}{n_b}\right), \quad (8)$$

где  $k$  – постоянная Больцмана, Дж/К;

$e$  – заряд электрона, Кл;

$n_b$  – концентрация электронов на границе двойного и амбиполярного слоя,  $m^{-3}$ .

С учетом формулы (8) было получено распределение амбиполярного потенциала (рис. 2) в пристеночной области сопла твердотопливного ракетного двигателя.

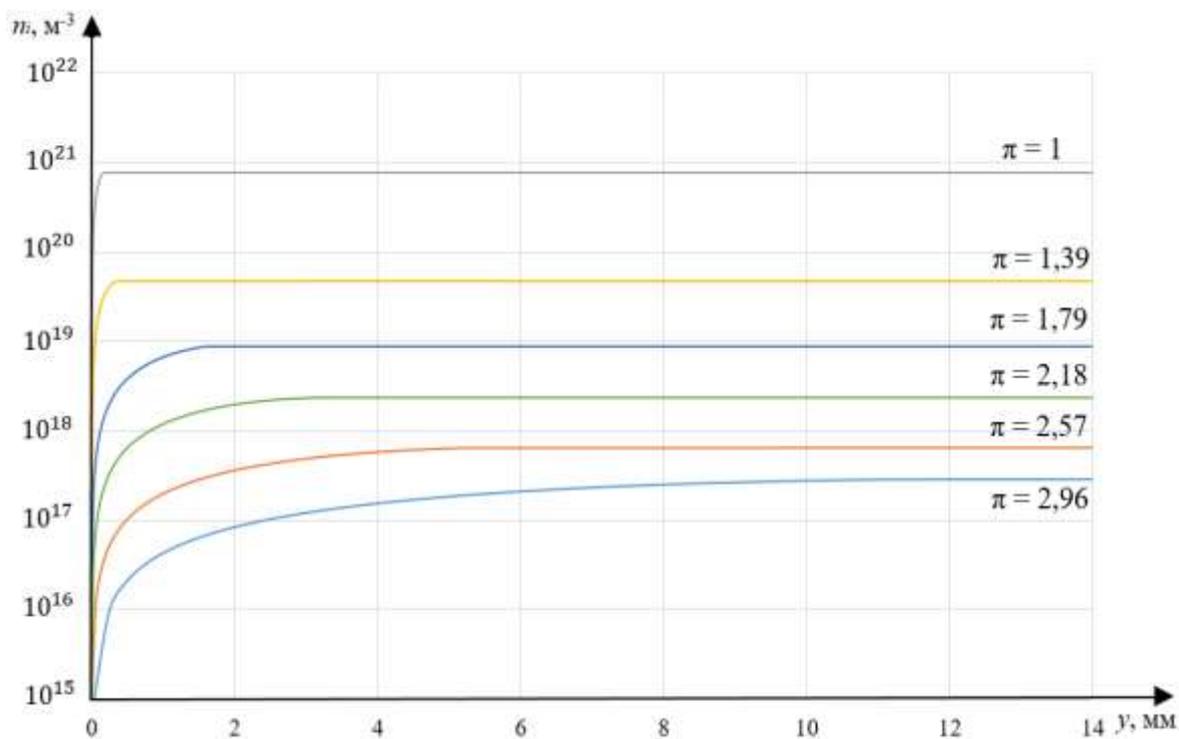


Рис. 1. Распределение концентрации ионов в амбиполярной области при различных степенях расширения сопла

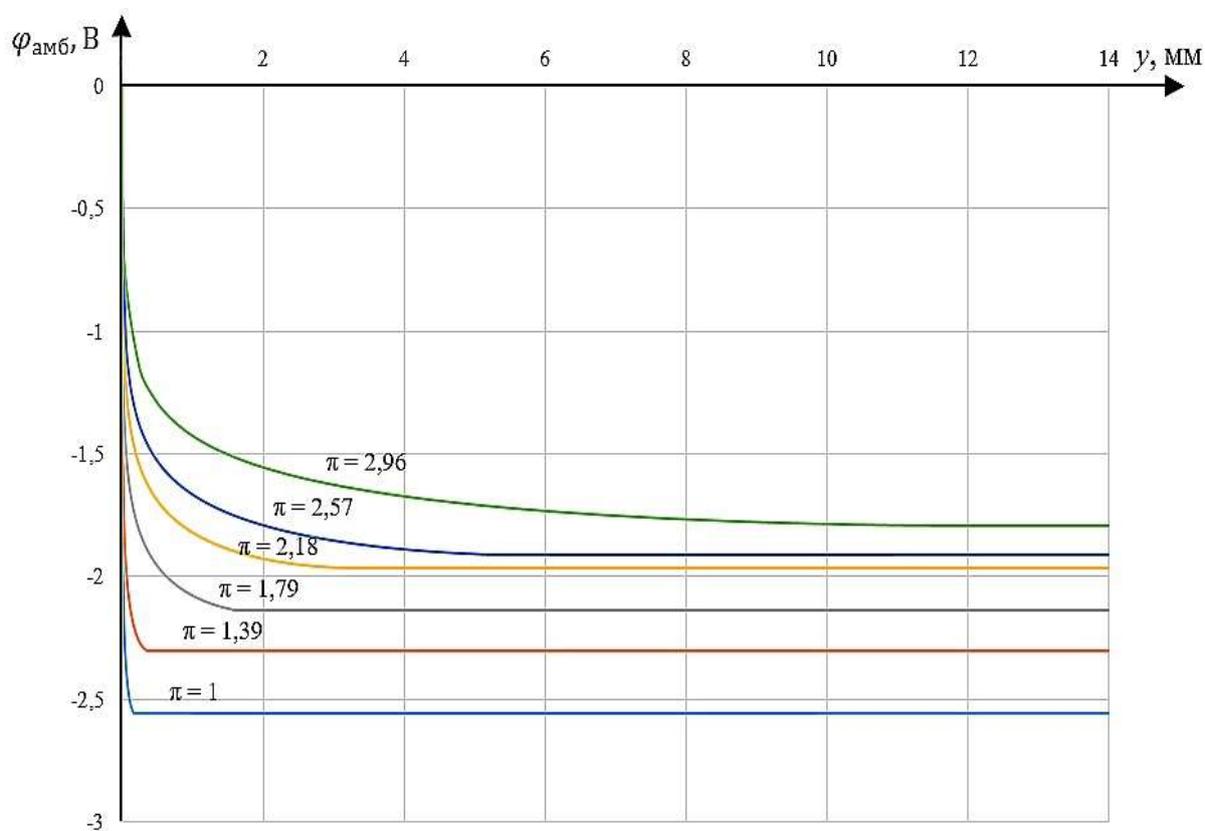


Рис. 2. Распределение амбиполярного потенциала в пристеночной области сопла при различных степенях расширения

Максимальная величина амбиполярного потенциала в критическом сечении составляла - 2,56 В. Дальнейшее движение потока продуктов сгорания вдоль сопла влечет за собой уменьшение температуры, и, как следствие, значительное снижение концентрации заряженных частиц. В этом случае начинают преобладать процессы рекомбинации заряженных частиц, которые обуславливают уменьшение величины амбиполярного потенциала. В последнем расчетном сечении величина амбиполярного потенциала составляла -1,79 В. Толщина амбиполярного слоя, на котором происходило изменение потенциала, находилась в диапазоне от 0,5 мм до 15 мм. Минимальное значение толщины амбиполярного слоя соответствует критическому сечению, в котором процессы генерации заряженных частиц преобладают над процессами рекомбинации.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложен метод расчета амбиполярного потенциала и его распределения в пристеночной области сопла твердотопливного ракетного двигателя. По результатам расчетов получено распределение концентрации и амбиполярного потенциала.

Максимальное значение амбиполярного потенциала в критическом сечении составило - 2,56 В. Дальнейшее уменьшение амбиполярного потенциала в процессе расширения потока продуктов сгорания в сопле связано со снижением концентрации заряженных частиц по длине сопла, сопровождающимся уменьшением температуры и степени ионизации плазмы продуктов сгорания. Толщина амбиполярного слоя, при характерных размерах сопла, не превышала 1% от размеров поперечного сечения, иными словами, падение потенциала было сосредоточено в узком пристеночном слое.

## Список используемых источников

1. *Трусов Б. Г.* TERRA – Моделирование фазовых и химических равновесий: методические указания. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2013. – 39 с.
2. *Митчнер М., Крузер Ч.* Частично ионизованные газы. – М. : Мир, 1976. – 496 с.
3. Rate constants for the homogeneous gas-phase Al/HCl combustion chemistry / Mark T. Swihart [et al.] // *Combustion and Flame*. – 2003. – № 132. – P. 91–101.
4. *Andreazza C. M., de Almeida A. A., Vichiatti R. M.* Formation of AlCl by radiative association // *Monthly Notices of the royal astronomical society*. – 2018. – № 477. – P. 548–551.

А. А. Каменев,  
*кандидат технических наук,  
старший научный сотрудник;*  
А. И. Миллер;  
М. М. Полуян,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
Н. С. Рубцов,  
*кандидат технических наук;*  
А. А. Солуянов,  
*кандидат технических наук*

## **МОДЕЛЬ И ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС РАСЧЕТА ТРЕХМЕРНЫХ ИНДИКАТРИС СИЛЫ ИЗЛУЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ В ОПТИЧЕСКОМ ДИАПАЗОНЕ**

Представлены технология моделирования и программный комплекс расчета спектроэнергетических характеристик космических объектов сложной формы с использованием специализированного программного обеспечения, обеспечивающие получение пространственных индикатрис их силы излучения с учетом спектрального характера поглощения и излучения падающих спектральных потоков от Солнца и Земли, физического механизма зеркально-диффузного отражения падающего излучения материалами и покрытиями, циклограмм внутреннего тепловыделения объекта, а также относительного движения элементов его конструкции. Представленная технология сочетает собственные программные решения и широко распространенные CAD/CAE программные средства: SolidWorks, ANSYS, Gmsh.

Ключевые слова: индикатриса силы излучения, космический объект, метод конечных элементов, оптико-электронное средство, техническое состояние.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Количество космических объектов (КО) в околоземном космическом пространстве (ОКП), стремительно увеличивается. В связи с тем, что на всех этапах эксплуатации космической техники могут возникать нештатные ситуации (на этапе выведения, в полете вследствие воздействия факторов ОКП, космического «мусора», сбоев в программном обеспечении) все большую актуальность приобретает задача дистанционного контроля технического состояния КО, в том числе при потере с ними связи. Используемые для этого в настоящее время наземные оптико-электронные средства (ОЭС) видимого диапазона, регистрирующие спектрофотометрические характеристики КО, имеют ряд недостатков [1].

Более широкие возможности по определению технического состояния КО обеспечивает математическое моделирование их спектроэнергетических характеристик (СЭХ). Моделирование СЭХ КО включает в качестве основных этапов расчет температурного поля внешней поверхности КО и уходящих от нее потоков собственного и отраженного излучения внешних источников подсветки в заданных спектральных диапазонах на всем протяжении полета. Следует отметить, что для решения этой задачи в полном объеме соответствующие программные средства (ПС) в настоящее время отсутствуют. Вследствие этого моделирование СЭХ КО выполняется поэтапно: для создания трехмерных геометрических моделей (CAD-моделей) и расчета теплового режима применяются известные отечественные и зарубежные ПС («КОМПАС-3D», «ТЕРМ», SolidWorks, ANSYS, MSC.Sinda/Thermica, Systema V4 [2, 3] и др.), а для расчета потоков излучения используется собственное специализированное программное обеспечение (СПО) [4–7]. При этом возникают сложности с переносом моделей и результатов расчетов между различными ПС. Так, созданная в ANSYS трехмерная сеточная

геометрическая модель (СГМ) КО не может быть использована для моделирования внешнего теплообмена в ПС Systema V4 или «ТЕРМ». Достаточно трудоемким является процесс переноса в среду теплового анализа ANSYS результатов моделирования внешних тепловых нагрузок, полученных в ПС «ТЕРМ» для заданного сценария орбитального движения КО.

Учитывая это обстоятельство, авторами была разработана технология совместного использования современных ПС и СПО femRAD, позволяющая обеспечить расчет динамических СЭХ КО с учетом его особенностей и условий полета.

## ПРИМЕНЕНИЕ СПО femRAD ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СЭХ КО

Взаимосвязь структурных элементов СПО femRAD (баз данных (БД), моделей, методик) приведена на рис. 1.

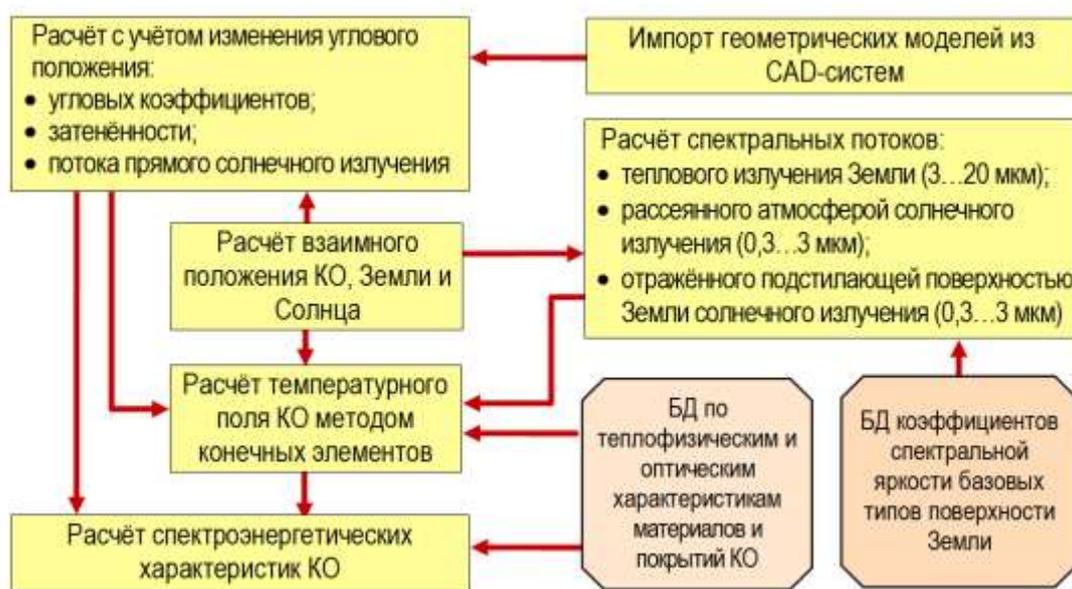


Рис. 1. Взаимосвязь структурных элементов СПО femRAD

Моделирование динамических СЭХ КО производится в следующей последовательности:

- формирование СГМ КО, разбиение его объема на конечные элементы (КЭ), а внешней поверхности – на площадки, в пределах которых теплофизические и оптические характеристики одинаковы;
- задание траектории КО;
- определение относительного положения Солнца, Земли, КО на каждый момент времени;
- расчет матрицы угловых коэффициентов (УК) между площадками внешней поверхности КО с учетом их возможного взаимного экранирования;
- определение плотности потока излучения от Солнца и Земли в интегральном и в спектральных диапазонах, для которых проводится расчет СЭХ КО;
- расчет потоков излучения источников подсветки (Солнце, Земля), поступающих на площадки КО в результате прямого падения или в результате переотражения между ними;
- расчет с применением метода конечных элементов температуры каждого узла сетки КЭ с учетом лучистого и кондуктивного теплообмена, внутреннего тепловыделения и тепловой инерционности конструкции КО;
- расчет силы излучения в заданных направлениях и диапазонах спектра, а также построение индикатрис силы излучения КО для всех заданных диапазонов длин волн.

Формирование СГМ КО начинается с подготовительного этапа, включающего анализ конструктивных и функциональных особенностей объекта моделирования и построения его САД-модели. Для этой цели могут применяться любые ПС, предназначенные для 3D-моделирования. Целесообразным является выбор ПС, позволяющих осуществлять импорт/экспорт файлов в различных графических форматах, в том числе в широко распространенном формате STEP (протокол AP 203), поддерживаемом международными и отечественными стандартами (ГОСТ Р ИСО 10303).

В целях сохранения информации о теплофизических и оптических свойствах различных элементов конструкции КО проводится разметка его САД-модели на физические объемы и поверхности. Каждый физический объем (поверхность) объединяет близлежащие элементы КО, обладающие одинаковыми теплофизическими (оптическими) свойствами. Для объемов задаются коэффициент теплопроводности, удельная теплоемкость и плотность материала. Для внешних поверхностей задаются коэффициенты теплового излучения и поглощения солнечного излучения материалов, а также параметры индикатрис рассеяния отраженного излучения. Под индикатрисой рассеяния отраженного излучения материалом (покрытием) в видимом диапазоне понимается индикатриса безразмерного коэффициента яркости  $\alpha$ , а в ИК диапазоне – двунаправленная функция отражения (ДФО)  $\rho'$  с размерностью 1/ср.

Индикатрисы  $\alpha$  и  $\rho'$ , полученные экспериментальным путем, аппроксимируются функциями, выбранными исходя из модели шероховатости поверхности [8]. Как правило, функции содержат слагаемые, соответствующие зеркальной и диффузной составляющим отраженного излучения:

$$\alpha = \alpha_m(\theta_i) \cdot H \cdot S / (\cos\theta_i \cdot \cos\theta_r) + \alpha_d,$$

$$\rho' = \rho'_m(\theta_i) \cdot H \cdot S / (\cos\theta_i \cdot \cos\theta_r) + \rho'_d,$$

где  $\alpha_m(\theta_i)$  – максимум коэффициента яркости при угле  $\theta_i$ ;  
 $\theta_i$  – угол между вектором падающего излучения и нормалью к плоскости поверхности;  
 $H$  – фактор геометрии, учитывающий влияние шероховатости поверхности на форму индикатрисы;  
 $S$  – вероятностная характеристика распределения шероховатости;  
 $\theta_r$  – угол между нормалью и вектором, совпадающим с направлением наблюдения;  
 $\alpha_d$  – яркость диффузной составляющей отраженного излучения;  
 $\rho'_m$  – максимум ДФО при угле  $\theta_i$ ;  
 $\rho'_d$  – ДФО диффузной составляющей отражения.

Подробный вывод формул для вычисления значений  $H$  и  $S$  приведен в работе [8].

На рис. 2 представлена аппроксимация индикатрисы коэффициента яркости образца эмали ЭП-255 для длины волны 0,48 мкм, а на рис. 3 – аппроксимация ДФО пленки ПЭТФ для длины волны 9,6 мкм. Сплошными линиями изображены экспериментальные значения, пунктирными линиями – результаты аппроксимации.

Полученные параметрические аппроксимации индикатрис рассеяния отраженного излучения для заданного спектрального диапазона включаются в БД по теплофизическим и оптическим характеристикам материалов и покрытий КО, используемую при проведении расчетов СЭХ КО с применением СПО femRAD.

Генерация расчетной СГМ КО на основе четырехузловых тетраэдров в качестве КЭ осуществляется с использованием кроссплатформенного открытого ПС Gmsh [9]. Для этой цели может также использоваться ПС ANSYS. В этом случае полученная сеточная модель при помощи специального конвертора [10] приводится к формату ПС Gmsh. Информация о принадлежности каждого элемента сетки какому-либо физическому объему или поверхности

сохраняется в выходном файле. Для всех поверхностных треугольных площадок СГМ (граней тетраэдров КЭ) рассчитываются их площади, нормали и координаты центра в связанной с КО системе координат (СК).

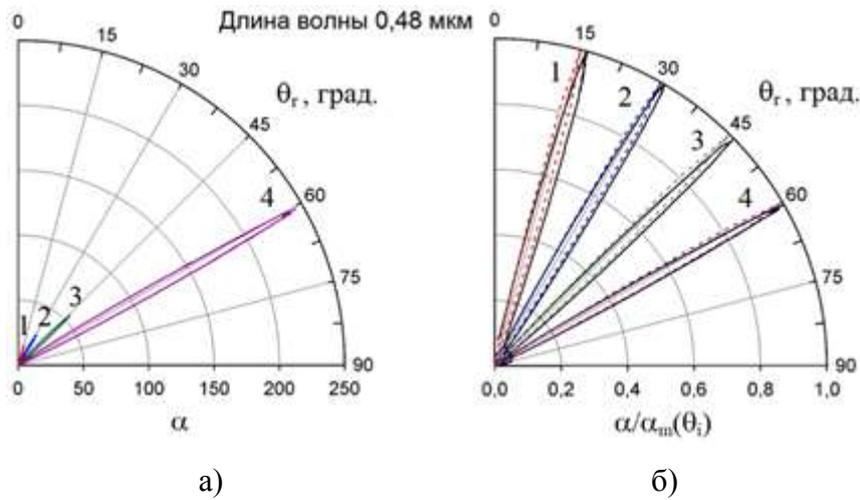


Рис. 2. Абсолютные (а) и нормированные (б) коэффициенты яркости образца эмали ЭП-255 при различных углах падения излучения на образец  $\theta_i$ , град.:  
1 – 15; 2 – 30; 3 – 45; 4 – 60

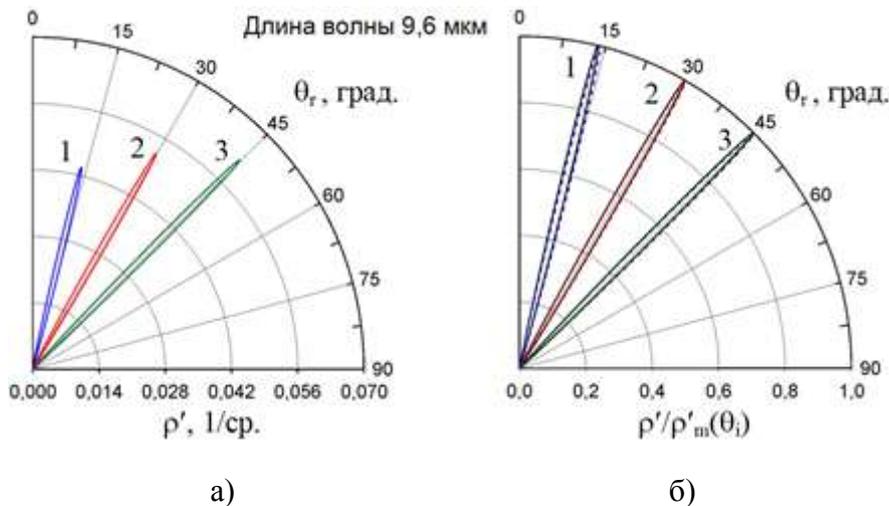


Рис. 3. Абсолютные (а) и нормированные (б) значения ДФО образца пленки ПЭТФ при различных углах падения излучения на образец  $\theta_i$ , град.:  
1 – 14; 2 – 30; 3 – 45

Для моделирования орбитального движения КО задаются параметры его траектории: наклонение орбиты, высота апогея и перигея, долгота восходящего узла, аргумент широты перигея, истинная аномалия, а также календарная дата и всемирное время (UTC) на момент окончания расчета. С использованием этих данных на каждом шаге по времени рассчитываются координаты центра масс (ЦМ) КО и матрица, определяющие его положение в абсолютной геоэкваatorialной СК, а также векторы направлений на центр Земли и на Солнце. Для учета вращения объекта относительно ЦМ и/или подвижных элементов конструкции (например, панелей солнечных батарей) относительно корпуса формируются кинематическая модель и циклограмма кинематики КО.

Кинематическая модель – двухуровневая система кинематических тел (КТ) и связей между ними. Кинематическим телом верхнего уровня (или главным кинематическим телом) является корпус КО, а телами нижнего уровня – его подвижные части или подвижные кинематические тела (ПКТ). Для каждого КТ задаются: число степеней свободы, перечни входящих в него физических объемов и поверхностей. Для ПКТ дополнительно задаются параметры, характеризующие его положение в строительной СК КО: координаты начала связанной с КТ подвижной СК и единичные векторы ее осей.

Циклограмма кинематики задается в виде последовательности кинематических фаз. Кинематическая фаза (КФ) – промежуток времени, в течение которого законы и параметры движения всех КТ остаются неизменными. КФ характеризуется временем ее начала, окончания и типом ориентации КО на этой фазе (на Землю, на Солнце, по вектору скорости). На каждой КФ для всех КТ задаются законы и параметры их вращательного движения относительно осей, соответствующих определенным для этих тел степеням свободы.

Расчет матрицы УК между площадками внешней поверхности КО с учетом их возможного взаимного экранирования включает следующие этапы:

- предварительное определение областей взаимооблученности площадок;
- формирование ускоряющей структуры для минимизации вычислительных затрат при учете экранирования;
- адаптивное разбиение площадок, участвующих в расчете УК, на элементарные фрагменты, количество которых варьируется в зависимости от расстояния между площадками;
- расчет УК между площадками с использованием ускоряющей структуры и соотношений взаимности между парами «источник–приемник» [11].

Использование ускоряющей структуры позволяет повысить производительность расчетов за счет того, что учет экранирования выполняется не для всех пар площадок «источник–приемник», а только для тех, где оно было выявлено.

При проведении расчетов тепловых режимов КО и силы их собственного излучения традиционно используется методика, в соответствии с которой Земля (как источник подсветки) рассматривается в качестве диффузно излучающего и отражающего сферического тела [12–14]. При этом альbedo Земли принимается постоянным по всей ее поверхности, а собственное излучение определяется либо как излучение абсолютно черного тела с заданной температурой, либо непосредственно задается в виде потоков излучения с единицы поверхности планеты. Оптические характеристики материалов и покрытий КО задаются как средневзвешенные для выбранного спектрального диапазона. Такая методика реализована и в СПО femRAD, где применяется в тех случаях, когда задачи расчета ограничиваются определением поля температур внешней поверхности и интегральной силы излучения КО. Однако она малоприменима для расчета СЭХ КО в узких спектральных диапазонах в связи с возникающими при этом значительными погрешностями. Это связано не только с проявлением селективных свойств отражательно-излучательных характеристик материалов и покрытий внешней поверхности КО, но и с селективным характером излучения Земли как источника подсветки.

Для учета спектральной структуры потоков собственного теплового и отраженного Землей солнечного излучения как источников подсветки в СПО реализованы две специализированные методики. Обе методики основаны на разбиении поверхности Земли, видимой с орбиты КО, на зоны подсветки. В первой методике разбиение производится радиально-кольцевой сеткой (рис. 4), во второй – меридианально-широтной (рис. 5). Из центра каждой зоны в направлении КО задаются оптические трассы, вдоль которых распространяется поток излучения от зон. Расчет лучистых потоков от зон производится с учетом их освещенности Солнцем и характеристик подстилающих поверхностей (ПП), которые содержатся в БД оптических характеристик типовых ландшафтов. Эта БД включает систематизированные данные о спектральных коэффициентах излучения, отражения и спектральном альbedo типовых ПП (вода, снег, облачный покров, пустыня, лес и т. п.) в ультрафиолетовом, видимом и ИК диапазонах (0,2–20 мкм). При движении КО по орбите система зон подсветки, сформирован-

ная вокруг подспутниковой точки, перемещается вместе с ней по поверхности Земли, вследствие чего ПП в каждой зоне непрерывно меняются с учетом их реального географического расположения и сезонной изменчивости.

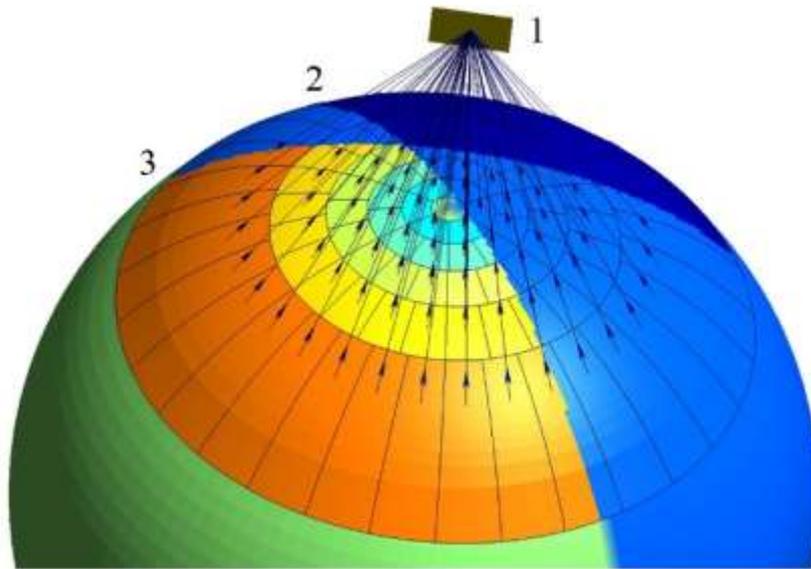


Рис. 4. Схема разбиения поверхности Земли радиально-кольцевой сеткой на зоны подсветки: 1 – площадка на поверхности КО; 2 – линия терминатора; 3 – граница области поверхности Земли, видимой со стороны площадки

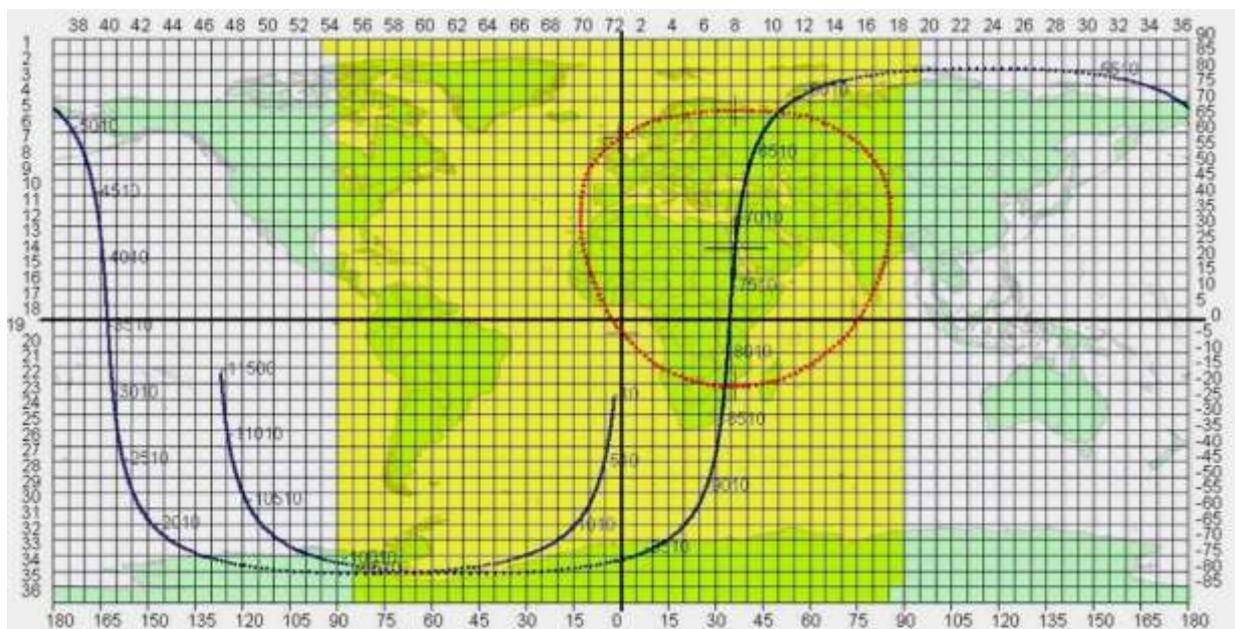


Рис. 5. Схема разбиения поверхности Земли меридианально-широтной сеткой на зоны подсветки (область видимой с орбиты КО поверхности Земли показана замкнутой пунктирной линией)

Трассы лучей в атмосфере Земли рассчитываются с учетом рефракции. Спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) излучения подсветки  $B_\lambda$ , приходящего на верхнюю границу атмосферы (ВГА) от каждой зоны, рассчитывается как сумма вкладов нескольких компонент:

$$B_{\lambda} = B_{\lambda}^{\text{ПО}} + B_{\lambda}^{\text{ПТ}} + B_{\lambda}^{\text{АД}},$$

где  $B_{\lambda}^{\text{ПО}}$  – вклад солнечного излучения, отраженного от ПП;  
 $B_{\lambda}^{\text{ПТ}}$  – вклад собственного теплового излучения ПП;  
 $B_{\lambda}^{\text{АД}}$  – вклад излучения атмосферной дымки.

СПЭЯ излучения атмосферной дымки рассчитывается как сумма вкладов компонент:

$$B_{\lambda}^{\text{АД}} = B_{\lambda}^{\text{АР}} + B_{\lambda}^{\text{МР}} + B_{\lambda}^{\text{АТ}},$$

где  $B_{\lambda}^{\text{АР}}$  – вклад солнечного излучения, рассеянного атмосферными аэрозолями;  
 $B_{\lambda}^{\text{МР}}$  – вклад солнечного излучения, рассеянного молекулами воздуха (Рэлеевское рассеяние);  
 $B_{\lambda}^{\text{АТ}}$  – вклад теплового излучения атмосферы.

Все компоненты излучения в приведенных выше формулах считаются независимыми и рассчитываются с учетом ослабления излучения при его распространении в атмосфере Земли. Плотность потока излучения подсветки рассчитывается путем интегрирования полученного поля яркости на ВГА по спектру и телесному углу видимости всех зон.

Расчет лучистых потоков источников подсветки, поступающих на площадки КО, осуществляется с учетом взаимного экранирования и переотражения излучения между ними. Для учета экранирования выполняется проецирование сеточной модели КО на плоскости, перпендикулярные векторам распространения излучения источников подсветки (рис. 6). Плоскости разбиваются сеткой на элементарные фрагменты изображения – пиксели [15]. Для каждой площадки рассчитывается площадь миделя по отношению к потоку излучения источника, равная сумме площадей всех неэкранированных пикселей. Лучистый поток, падающий на эту площадку от источника подсветки, определяется произведением плотности его потока на площадь миделя площадки. Полные лучистые потоки к площадкам определяются суммой потоков от всех источников.

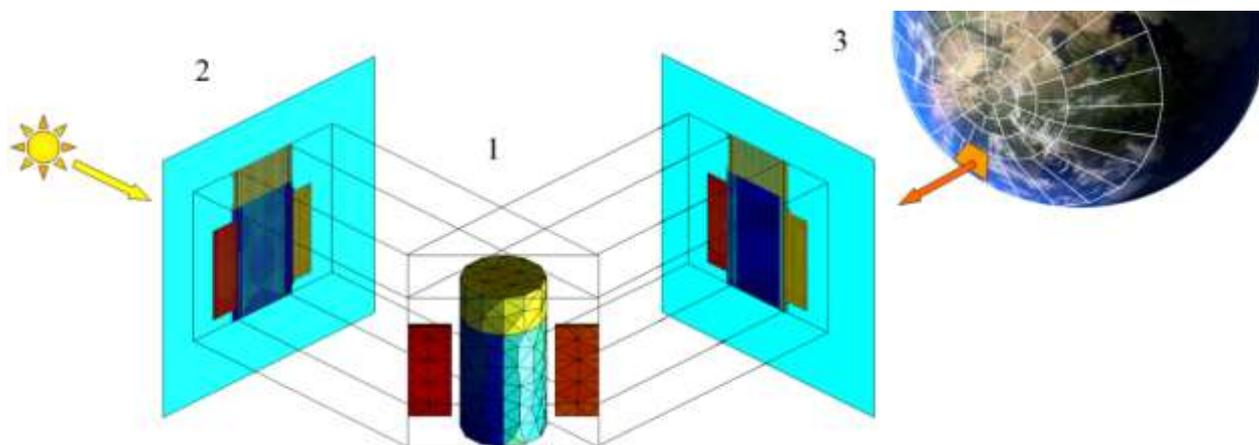


Рис. 6. Схема учета экранирования при расчете потоков излучения источников подсветки к площадкам КО:

1 – сеточная модель КО; 2 – проекция модели КО на плоскость, перпендикулярную вектору излучения Солнца; 3 – проекция модели КО на плоскость, перпендикулярную вектору излучения зоны Земли

При наличии на поверхности КО материалов и покрытий, характеризующихся присутствием в отраженном излучении зеркальной компоненты, осуществляется трассировка падающего потока в системе площадок сеточной модели с учетом его многократного отражения (отдельно для каждого источника). Площадки внешней поверхности, на которые падающее излучение

поступает напрямую, рассматриваются как источники, излучение которых распространяется далее в системе площадок по трассам, рассчитываемым с применением ускоряющей структуры (рис. 7). С использованием алгоритма трассировки осуществляется прослеживание хода каждого луча до тех пор, пока он не будет либо полностью поглощен, либо не покинет систему площадок. Учитывается, что при каждом такте отражения, в зависимости от типа материала (покрытия) поверхности, в отраженном излучении могут присутствовать как диффузная, так и зеркальная компоненты.

Расчет температуры каждого узла сетки КЭ с учетом лучистого и кондуктивного теплообмена, внутреннего тепловыделения и тепловой инерционности конструкции КО производится с применением метода конечных элементов. В процессе реализации этого метода на каждом шаге по времени для всех КЭ формируются системы линейных алгебраических уравнений (СЛАУ), в которых неизвестными являются величины температур в узлах сетки. СЛАУ отдельных элементов компонуются в глобальную СЛАУ в матричной форме, состоящую из матрицы проводимости, вектора неизвестных и вектора тепловых нагрузок, формируемого на основе граничных условий. Полученная глобальная СЛАУ решается итерационным методом сопряженных градиентов [16].

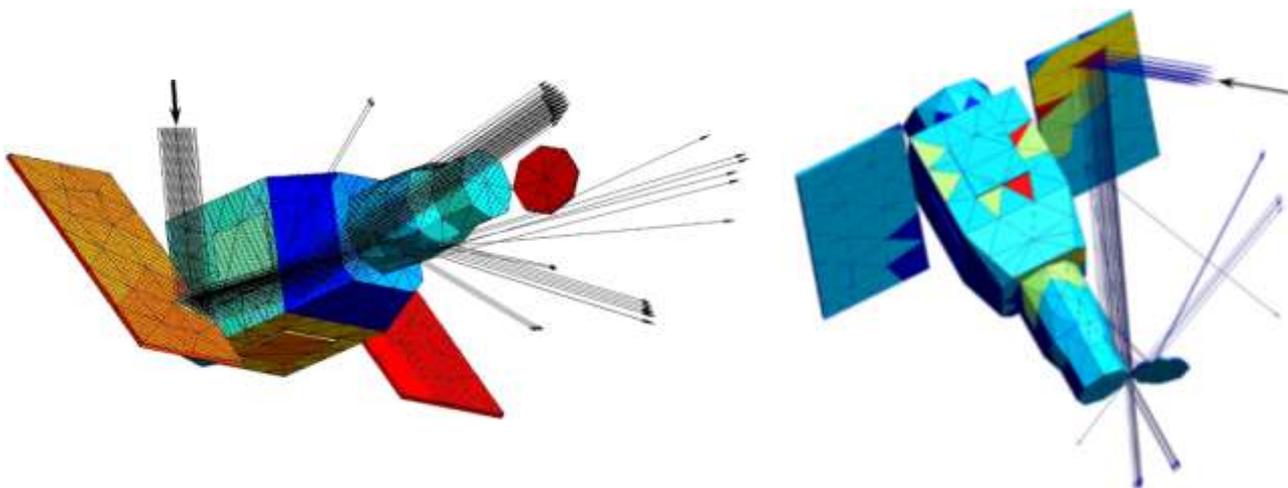


Рис. 7. Примеры трассировки лучей для различных площадок СГМ тестового КО

Построение индикатрис силы излучения КО для всех заданных диапазонов длин волн производится на каждом шаге по времени. Индикатрисы формируются совокупностями спектральных потоков собственного и отраженного излучений КО, распространяющихся с равным шагом по всем направлениям. Например, при задании шага между направлениями  $3^0$  их число в телесном угле  $4\pi$  ср составляет 7082, при шаге  $2^0$  – 16022. Расчет уходящего излучения для каждого направления производится с учетом взаимного экранирования площадок СГМ КО.

В СПО femRAD предусмотрены средства визуального отображения индикатрис (интегральных и спектральных) с использованием возможностей ПС Gmsh. Пространственное распределение силы излучения передается либо цветом окружающего КО экрана, либо цветом и пропорциональной ей длиной радиуса-вектора соответствующих точек экрана (рис. 8).

В качестве примера, демонстрирующего применение СПО femRAD, ниже приведены результаты моделирования СЭХ тестового КО, сеточная конечно-элементная модель которого представлена на рис. 9. Корпус КО, за исключением радиационных поверхностей, покрыт экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) с наружным слоем из полиимидной пленки с алюминиевым напылением. Панели солнечных батарей (СБ) с лицевой стороны покрыты многопереходными фотопреобразователями, с тыльной стороны – белой эмалью АК-512. Высота круговой орбиты КО – 480 км, наклонение –  $97,4^0$ .

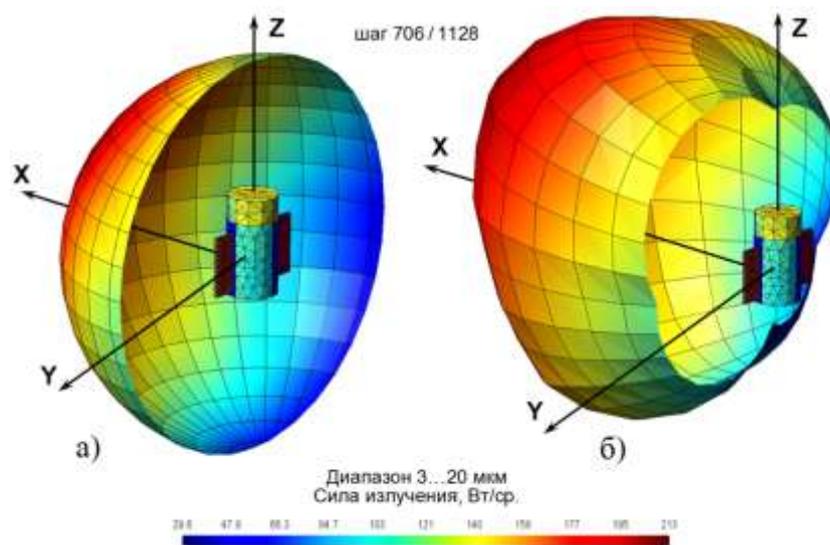


Рис. 8. Визуальное представление пространственного распределения силы излучения КО на экране с использованием:  
 а – цвета; б – цвета и длины радиусов-векторов по направлениям визирования

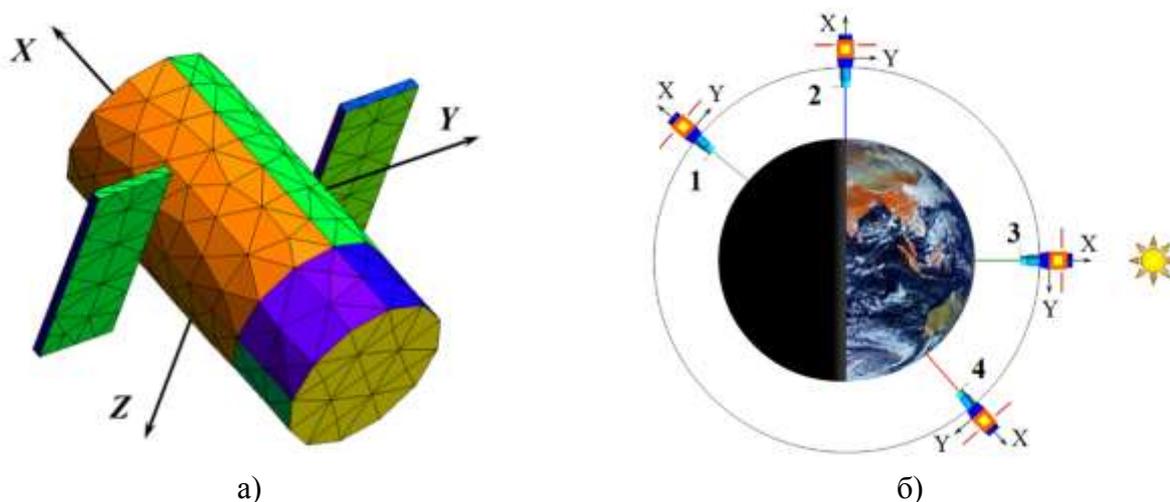


Рис. 9. Модель тестового КО (а) и его положение в расчетных точках орбиты (б)

Положение КО в характерных (расчетных) точках орбиты показано на рис. 9,б. Точка 1 соответствует концу теневого участка орбиты, точка 2 расположена над северным полюсом Земли, точка 3 – над экватором. Точка 4 характеризуется максимальной средней температурой поверхности КО. Расчетные индикатрисы силы излучения КО в диапазоне 3–20 мкм в характерных точках орбиты приведены на рис. 10.

Из рис. 10 видно, что пространственное распределение силы излучения КО отличается существенной неоднородностью, а также зависит от его положения на орбите. Поскольку солнечные батареи расположены в плоскости, перпендикулярной продольной оси КО, то в направлениях  $\pm X$  уходит преимущественно излучение от панелей СБ, а в других направлениях – от корпуса (ЭВТИ и радиаторов). Вследствие того, что площадь панелей СБ больше площади корпуса КО, индикатрисы силы излучения имеют гантелеобразную форму. Малое различие температур между лицевой и тыльной сторонами панелей СБ и близкие значения коэффициента излучения солнечных элементов ( $\epsilon = 0,88$ ) и белой эмали АК-512 ( $\epsilon = 0,85$ ) приводят к тому, что половинки «гантелей» (в направлениях  $+X$  и  $-X$ ) близки по форме и по размерам.

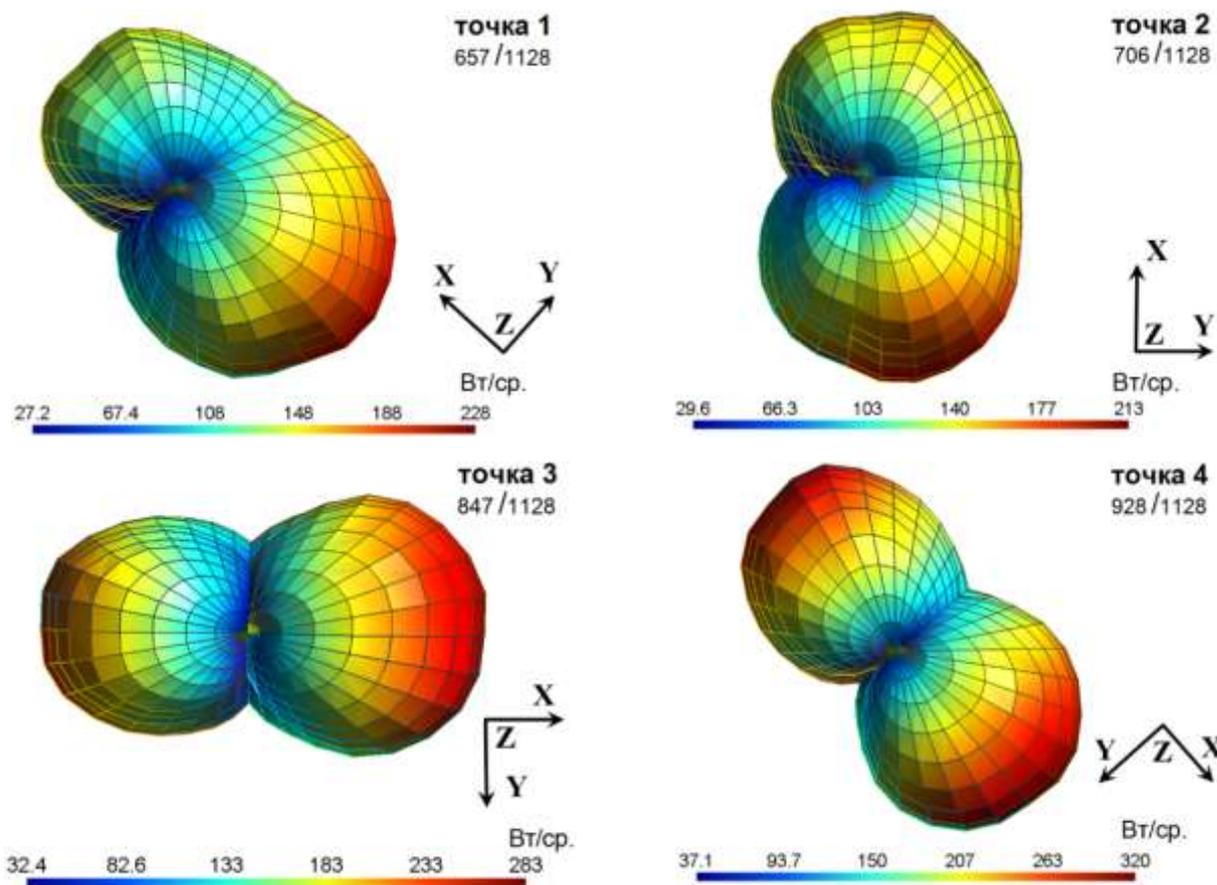


Рис. 10. Пространственное распределение силы излучения тестового КО в характерных точках орбиты

Особенностью СЭХ КО в ИК диапазоне является наличие собственного излучения объекта независимо от освещения его Солнцем. Дополнительный вклад в излучение низкоорбитальных КО вносит отраженное излучение Земли. Так, минимальное значение силы излучения тестового КО в точке 1 на теневом участке орбиты в диапазоне 3–20 мкм составляет 23 Вт/ср. Таким образом, наземные ОЭС ИК диапазона имеют преимущество по продолжительности наблюдения КО по сравнению с ОЭС видимого диапазона.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная технология моделирования СЭХ КО, реализованная в виде СПО femRAD, может использоваться для решения следующих задач:

- расчета пространственных индикатрис силы излучения КО сложной формы в оптическом диапазоне при полете в ОКП с учетом характеристик естественных источников подсветки, а также спектральных зависимостей оптических коэффициентов материалов и покрытий;
- оценивания технического состояния и различения типов КО на основе сопоставления динамики изменения их СЭХ в нескольких спектральных диапазонах;
- прогнозирования возможностей оптико-электронных средств по обнаружению КО в различных условиях наблюдения.

Развитием представленной технологии является использование программной среды, выступающей в роли единой платформы для организаций космической отрасли РФ, содержа-

щей стандартизованные базовые элементы (включая баллистическое обеспечение, СПО, базы данных по СЭХ излучения Солнца, системы «Земля–атмосфера» и космоса и др.), а также позволяющей интегрировать различные расчетные методики и программные средства.

### Список используемых источников

1. Моделирование спектроэнергетических характеристик космических объектов в оптическом диапазоне / А. И. Богоявленский [и др.] // Сибирский журнал науки и технологий. – 2018. – Т. 19, № 2. – С. 200–211.
2. Залетаев С. В., Копяткевич Р. М. Программный комплекс теплового проектирования и анализа тепловых режимов космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. – 2014. – № 4 (77). – С. 84–91.
3. Тепловой анализ негерметичного приборного отсека космических аппаратов / В. Г. Бутов [и др.] // Известия вузов. Физика. – 2010. – Т. 53, № 12 (2). – С. 49–54.
4. Моделирование спектроэнергетических характеристик космических объектов в оптическом диапазоне / А. И. Богоявленский [и др.] // Радиопромышленность. – 2014. – № 1. – С. 147–154.
5. Каменев А. А., Солуянов А. А. Методика моделирования индикатрис силы излучения космических объектов в оптическом диапазоне // Вопросы радиоэлектроники. Сер.: Техника телевидения. – 2018. – Вып. 4. – С. 17–24.
6. Каменев А. А., Солуянов А. А. Моделирование индикатрис силы излучения и тепловых яркостных изображений космических аппаратов для выявления признаков их технического состояния // Вопросы радиоэлектроники. Сер.: Техника телевидения. – 2019. – Вып. 3. – С. 53–60.
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. 3–10.
8. Cook R. L., Torrance K. E. A Reflectance Model for Computer Graphics // ACM Transactions on Graphics. – 1982. – Vol. 1, № 1. – P. 7–24.
9. Geuzaine 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.
10. Богоявленский А. И. Структура и алгоритм считывания файла формата ANSYS Fluent msh, содержащего сеточное разбиение геометрической модели // Сборник алгоритмов и программ. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2014. – С. 44–50.
11. Walton G. N. NISTIR 6925. Calculation of Obstructed View Factors by Adaptive Integration. – URL: <http://fire.nist.gov/bfrlpubs/build02/PDF/b02182.pdf> (дата обращения: 15.02.2024).
12. Залетаев В. М., Капинос Ю. В., Сургучёв О. В. Расчет теплообмена космического аппарата. – М. : Машиностроение, 1979. – 208 с.
13. Измерения спектроэнергетических характеристик излучения системы «Земля – атмосфера» в диапазоне 6–22 мкм / Д. П. Веселов [и др.] // Оптический журнал. – 1997. – Т. 64, № 10. – С. 55–59.
14. Kiehl J. T., Trenberth K. E. Earth's Annual Global Mean Energy Budget // Bulletin of the American Meteorological Society. – 1997. – Vol. 78, № 2. – P. 197–208.
15. Солуянов А. А. Расчет внешних тепловых потоков на космический аппарат методом z-буфера // Вестник МГТУ имени Н. Э. Баумана. Сер.: Машиностроение. – 2017. – № 2. – С. 15–27.
16. Бахвалов Н. С., Жидков Н. П., Кобельков Г. М. Численные методы. – 5-е изд. – М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2007. – 636 с.

В. В. Козлов,  
*доктор технических наук, профессор;*  
А. В. Лагун,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
В. А. Харченко;  
Д. Р. Смичук

## **МЕТОДИКА СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА**

Рассмотрена методика синтеза состава технологического оборудования (ТО) космического ракетного комплекса (КРК) на примере структурного построения ТО стартового комплекса (СК). В методике использованы положения графоаналитического синтеза на основе введения терминальных вершин при матричном представлении структур технологических агрегатов КРК.

Ключевые слова: оценивание, граф, синтез, терминальная вершина в матрице графа, структура, функция.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Задача нахождения минимально необходимой структуры ТО КРК в формализованной постановке может быть решена с помощью преобразования функциональных требований к системе. Это преобразование отображается в виде терминального графа, выполненного для описания графа структуры, при условии удовлетворения определенным заданным требованиям, а также условиям и ограничениям.

Анализ структурно-функционального построения существующих отечественных КРК показывает, что существуют две основные проблемы. Во-первых, просматривается существенная избыточность структурных элементов комплекса. Во-вторых, функциональные связи между элементами структур имеют значительные дублирующие связи. Поэтому при синтезе новых комплексов желательно найти способы устранения этих недостатков. Основное направление такого поиска целесообразно искать в минимизации структурных элементов комплекса и функций, связывающих эти структуры.

В статье структура оборудования КРК рассмотрена применительно к ТО СК ракет космического назначения (РКН).

### **МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОЛОЖЕНИЯ К ФОРМИРОВАНИЮ СОСТАВА И СТРУКТУРЫ ТО КРК**

В статье принимается, что целевой подход при синтезе ТО КРК на этапе внешнего проектирования, т. е. при обосновании облика комплекса, имеет следующие особенности. Синтез выполняется только для тех элементов комплекса, которые непосредственно обеспечивают достижение глобальной цели КРК [1]. В соответствии с этим должна быть поставлена и решена задача выявления «базовых» технологий и реализующих эти технологии агрегатов.

В соответствии с системотехникой и теорией эффективности [2] нам представляется, что общее «направление» поиска и принятия решений противоположно традиционному. В качестве координирующей основы формирования и исследования иерархии комплекса может быть использована концепция управляющей системы, сформулированная в работе [3]. В статье управляющая система представлена в виде объекта, который связан со вторым объектом целенаправленным воздействием. За счет такого вида воздействия второй объект является управляемым в случае необходимости перевода его в состояние с требуемыми параметрами.

## СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ ТО КРК НА ОСНОВЕ ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКОГО МЕТОДА

В данной статье синтез структуры ТО КРК рассматривается на основе оптимизации состава технологического оборудования стартового комплекса КРК.

Разноплановые объекты технологического оборудования (ТО) СК могут быть рассмотрены в структурно-функциональном плане с единых позиций, поскольку на структурное описание не влияет физическая природа объекта, а с функциональной точки зрения можно найти достаточно содержательные аналогии.

Первостепенной задачей синтеза новой системы является определение требований, которым она отвечает в процессе функционирования. При этом структура данной системы это не только элементы, но и функциональные связи между ними. В связи с чем на исходном этапе синтеза возникает необходимость сформулировать состав функций, обеспечивающих достижение цели функционирования системы, которые являются первостепенными требованиями при создании ее структуры.

Таким образом, в состав исходных данных должны входить сведения о состоянии рассматриваемых технологических операций, для которых характерно наличие обмена между элементами комплекса. Кроме того, для описания этих потоков следует указывать системные координаты их начального и конечного расположения, а также системные параметры таких потоков. С этой целью целесообразно ввести вектор

$$\mathbf{Z} = (\mathbf{U}, \mathbf{\Omega}),$$

описывающий состояние потоков. Здесь  $\mathbf{U}$  – вектор системных координат начала и конца движения потока,  $\mathbf{U} = (\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \dots, \mathbf{u}_n)$ , а  $\mathbf{\Omega}$  – вектор системных параметров потоков,  $\mathbf{\Omega} = (\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_m)$ .

На этой основе могут быть определены множество  $\Omega\{\omega\}$  различных состояний и соответствующее ему множество  $R\{\omega\}$  кодов состояний элементов структуры комплекса, а также множество  $Q\{\omega\}$  кодов функциональных преобразований потоков между ними.

Коды состояний определяются по соотношению Геделя  $r(\omega) = 2^{\omega_1} 3^{\omega_2} 5^{\omega_3}$ , а коды преобразований определяются по формуле

$$q(\omega) = \left[ \frac{r(\omega_{\text{конец}})}{r(\omega_{\text{начало}})} \right],$$

где  $\omega_{\text{начало}}$ ,

$\omega_{\text{конец}}$  – значения кодов до и после преобразования (на входе и выходе элемента);

]\*[ – знак простой дроби.

Исследование процедур синтеза структуры ТО КРК возможно выполнять на графовых моделях, как в виде дуг и вершин, так и в виде матриц. С учетом перечисленных состояний потоков множество кодов преобразований может быть перечислено в матрице кодов преобразований, диагональные ячейки которой  $q_{ii}(\omega)$  содержат коды состояний, а остальные  $q_{ij}(\omega)$  – коды преобразований из  $i$ -го в  $j$ -е состояние.

Перечисленные коды исчерпывают множество преобразований между структурными элементами комплекса. Среди этих кодов есть и преобразования, которые выполняются функциональными элементами ТО СК. Эти данные могут быть преобразованы в функциональную модель технологической операций  $q_{ij}(\omega)$ , а совокупность операций представляется в виде графа или матрицы, называемой терминальной. Вершины такого графа, а также строки и столбцы матрицы соответствуют терминальным вершинам, а дуги графа и ячейки матрицы – операциям. Веса дуг и значения ячеек матрицы соответствуют кодам преобразований, которые происходят при выполнении соответствующей операции.

Задача синтеза структуры ТО СК в такой постановке состоит в переходе от терминальной матрицы к модели, которая отражает структуру комплекса, т. е. отвечает условиям реализуемости.

Математическая модель в виде терминального графа является исходной для перехода к модели структуры, описывающей совокупность элементов и их непосредственных связей, т. е. к матрице графа структуры.

Физические условия реализуемости сводятся к следующему:

- 1) коды преобразования элементов размещаются в соответствующих ячейках;
- 2) символы преобразователей, дающие при конце преобразований различные значения параметров потоков и имеющие общий результат преобразований, во избежание смещения и искажения параметров должны быть разделены по результату преобразований, коды которых помещаются в разные столбцы.

Кроме этих общих условий для различных классов систем существуют специфические условия физической реализуемости, вытекающие из объективных закономерностей, нормативных требований, из опыта предыдущего проектирования и эксплуатации.

Следует отметить, что чем больше конструктивных (формализованных) условий будет сформулировано, тем меньший перебор вариантов предстоит провести для получения приемлемой структуры. Квалифицированный проектировщик должен быть способен сформулировать и формализовать условия физической реализуемости. В связи с многообразием способов соединения элементов, удовлетворяющих одним и тем же требованиям, возникает задача перебора возможных вариантов структуры, удовлетворяющих заданным требованиям и ограничениям.

Для рассматриваемого примера модель структурно-функционального преобразования ТО СК это терминальный граф. Представление графа может быть графическим или матричным (рис. 1). Матричное представление предпочтительнее для математической обработки.

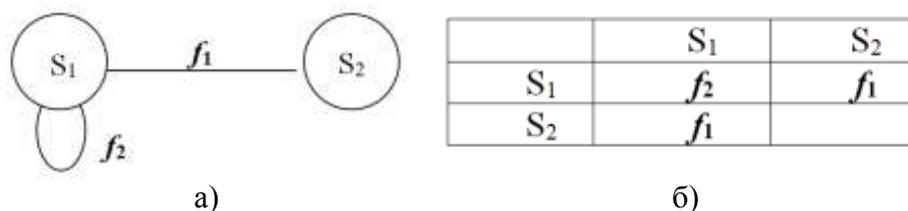


Рис. 1. Виды представления графа:  
а – графический; б – матричный

В случае проведения математической обработки графа используют его матричное представление. В структуру такого графа входят следующие элементы:

- 1) вершины, закодированные с использованием символов, обозначающих элементы ТО СК;
- 2) ребра графа, символизирующие операции технологического процесса подготовки РКН на СК, которые закодированы простыми числами (кодами Геделя). Причем коды Геделя обозначают такие операции технологического процесса, которые при математическом описании не могут быть объединены единой функцией.

Таким образом, данное преобразование кодов выражает совокупность проводимых операций.

Функции отражают операции и процессы, входящие в состав технологического процесса подготовки и пуска РКН. Агрегирование таких функций возможно в случае присвоения им определенного кода [7, 8]. Данный технологический процесс представляет собой последовательность выполняемых операций на различных этапах подготовки РКН. В случае выполнения задачи, связанной с описанием такого технологического процесса, можно использовать коды, которые будут отображать как данные операции, так и процессы. К используемым кодам можно отнести следующие:

- код 2 для описания передачи весовых нагрузок;
- код 3 для описания движения вперед или назад элемента ТО;
- код 5 для описания вращения элемента ТО;
- в случае изменения структуры ТО, вызванного стыковкой его элементов, код 7.

Сам процесс подготовки к пуску и производства пуска неотрывно связан с обменом материальными потоками между РКН и ТО СК. В качестве материальных потоков, например, рассматриваются процессы передачи необходимых объемов газов на борт РКН. Причем в этом случае используются потоки газов с различными физическими свойствами.

Для описания этого процесса можно использовать следующие коды:

- код 11 для описания потоков, созданных инертными газами;
- код 13 для описания потоков, созданных воздухом.

Также к материальным потокам на СК можно отнести потоки жидкостей, обмен которыми можно описать с помощью таких кодов:

- код 17 для описания потоков, созданных жидкими хладагентами систем термостатирования КА и РН;
- код 19 для описания потоков, созданных одним из компонентов ракетных топлив в виде горючего;
- код 23 для описания потоков, созданных одним из компонентов ракетных топлив в виде окислителя.

Для описания операций, связанных с проверками на герметичность элементов РКН, и проведения вакуумных испытаний используют код 29, отражающий операции, связанные с проведением проверок в барокамерах.

Процесс подготовки РКН на СК неразрывно связан с обменом различными видами потоков между ТО СК и РКН. К ним можно отнести электрические, материальные и информационные виды потоков. В то же время в этом случае разновидностью электрических потоков также еще являются электротехнические потоки и электромагнитные потоки. В случае описания этих видов потоков используют отдельные коды:

- код 31 для описания постоянных токов;
- код 37 для описания переменных токов;
- код 41 для описания электромагнитных излучений;
- код 43 для описания информационных потоков, обеспечивающих управление операциями.

В качестве исходных данных рассматривается условие для исходного состояния РКН, которое сформулировано следующим образом: «РКН находится в состоянии готовности к пуску». Для этого состояния первоначально строят исходный граф [6].

Ступени РКН имеют разнообразное как конструктивное, так и схемное решение, а также различные параметры и характеристики, которые можно продемонстрировать на следующем примере.

Как известно, в состав РКН традиционно входят ракета-носитель и космическая головная часть. Причем ракета-носитель (РН) структурно состоит из первой ступени и второй ступени. Роль второй ступени выполняет разгонный блок (РБ). В космическую головную часть в данном случае входит головной обтекатель (ГО) и космический аппарат (КА). На рис. 2 изображен граф, отражающий данную структуру РКН.

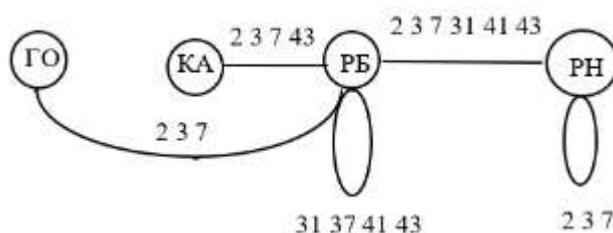


Рис. 2. Исходный граф

Для описания структуры элементов РКН используются как дуги графа (2·3·7), так и петли графа (2·3·7·43) внутренних функций элементов РКН (2·3·7·31·41·43).

В процессе полета РКН выполняет необратимые операции и полностью расходует ресурсы, поэтому проведение операций 3·5·7·11·13·17·31·37·41·43 должно сопровождаться успешным функционированием ТО СК.

Исходя из этого, РКН на СК имеет структуру, которую можно отобразить графом, изображенным на рис. 3.

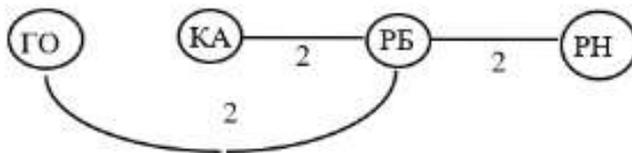


Рис. 3. Граф отображения РКН, находящейся на стартовом комплексе

Такой вид графа возможен в случае, когда РКН собирается в единый агрегат на техническом комплексе (ТК). Затем она доставляется на СК в собранном виде (операция с кодом 7 выполняется на ТК). Это решение обусловлено как особенностями конструкции РКН, так и особенностями процесса подготовки РКН к пуску.

Следовательно, функционально технологическое оборудование стартового комплекса обеспечивает РКН операциями, обозначенными символами 3·5·7·11·13·29·31·37·41. В процессе выполнения этих операций безусловно необходимо обеспечить передачу веса РКН на ТО СК (код операции обозначен символом 2).

Согласно порядку выполнения операций технологического процесса подготовки к пуску РКН она доставляется с ТК на СК, поэтому процесс  $\Pi_2 = 2 \cdot 3 \cdot 7 \cdot 11 \cdot 13 \cdot 29 \cdot 31 \cdot 37 \cdot 41 \cdot 43$  предшествует процессу  $\Pi_1 = 2 \cdot 3 \cdot 5$ . Объединение этих двух процессов отображает граф, изображенный на рис. 4.

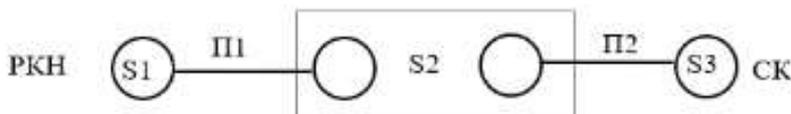


Рис. 4. Граф объединенного процесса

Для отображения графа применены следующие обозначения:  $S_i$  – индексы его вершин, позволяющие решить задачу определения их местоположения при оптимальном агрегировании процессов. Данные процессы описывают операции с обеспечением связи (7), восприятием нагрузок от РКН (2), перемещением РКН и элементов ТО СК (3), переводом в вертикальное положение РКН (5).

Учитывая условие физической реализуемости объединенного процесса, представленного графом на рис. 4, его терминальные вершины в исходном состоянии разобщены, что показывает на разнородность исследуемой структуры [7]. Данный граф представлен в виде исходной матрицы, изображенной на рис. 5.

В состав исходной матрицы входит подматрица «А». При описании состояния элементов структур ТО СК ( $S$ ) происходит сообщение с экстремальными узлами ( $S_1, S_2, S_3$ ) через новые, дополнительные элементы  $S_i, S_j$ . Причем  $i, j > 4$  гарантирует изменение ансамбля структуры операций по приему средств (код 7). Это условие обязывает использовать коды функции дополнительных элементов ТО в подматрице «В». Поэтому коды функций, которые принимают участие в изменениях графа, размещены в подматрице «С».

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	...	$S_i$	...
$S_1$								
$S_2$		<b>A</b>					<b>B</b>	
$S_3$								
$S_4$								
$S_5$								
...		<b>B</b>					<b>C</b>	
$S_7$								
...								

Рис. 5. Исходная матрица

В методе используется следующий общий алгоритм:

1. «Освободить» подматрицу «A» путем переноса кодов в подматрицу «B» и ввести операции стыковки (код 7).

2. «Освободить» подматрицы «B» от кодов операций, оставив в них коды стыковок (код 7). При этом при отображении графа не могут быть размещены в одной строке (в одном столбце) коды, описывающие несовместимые операции для ТО СК с РКН, или коды, которые не выполняются параллельно.

3. При трансформации матрицы нужно учитывать, что при выполнении технологического процесса подготовки РКН его операции выполняются последовательно и непрерывно. Поэтому побочные диагонали матрицы заполняют кодами операций, при этом главную диагональ матрицы заполнять запрещено.

4. Последующие изменения матрицы производят с учетом правила введения или сокращения дополнительной вершины:

$$f_{ij} = f_{ik} \cdot f_{kj},$$

где  $f_{ij}$  – значение кода в  $i$ -й строке для  $j$ -го столбца.

5. Если в кодах операций встречаются парные произведения, которые имеют вид

$$f_{ij} \cdot f_{ij} \text{ или } f_{kj} \cdot f_{kj},$$

тогда используется правило типов с учетом необходимости минимизации количества ТО на СК:

$$f_{1,2} \cdot f_{2,2} \cdot f_{3,2} \cdot f_{3,2} \cdot f_{5,2} = f_{1,2} \cdot f_{2,2} \cdot f_{3,2} \cdot f_{5,2}.$$

Указанное соотношение обусловлено обратимостью операций, имеющих механическую природу. Тогда начальную матрицу, изображенную на рис. 6, можно трансформировать, преобразовывая код, описывающий изменение структуры (код стыковки 7).

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	...	$S_i$	...
$S_1$		<b>П<sub>1</sub></b>					<b>B</b>	
$S_2$	<b>A</b>		<b>П<sub>2</sub></b>					
$S_3$								
$S_4$		<b>П<sub>1</sub></b>						
$S_5$								
...	<b>B</b>						<b>C</b>	
$S_7$								
...								

Рис. 6. Результат 1-го преобразования графа

Далее, в соответствии с 1-м и 2-м шагами алгоритма по освобождению частей матриц А и В, получим матрицу, изображенную на рис. 7. Продолжая аналогичные преобразования, получим матрицу, изображенную на рис. 8.

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	...	$S_l$	...
$S_1$				7				
$S_2$			$\Pi_2$					
$S_3$								
$S_4$								
$S_5$								
...								
$S_7$								
...								

Рис. 7. Результат 2-го преобразования графа

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	$S_6$	$S_7$	...
$S_1$				7				
$S_2$						7		
$S_3$								
$S_4$					$\Pi_1$			
$S_5$		7						
$S_6$							$\Pi_2$	
$S_7$			7					
...								

Рис. 8. Результат 3-го преобразования графа

При выполнении операций дальнейшего развертывания кодов в область матрицы С (см. рис. 6) необходимо провести их преобразования. При этом коды транспортировки и установки РКН в вертикальное положение объединяются с кодом технологических операций на СК. Такое объединение возможно ввиду того, что код транспортировки и установки РКН в вертикальное положение ( $\Pi_1 = 2 \cdot 3 \cdot 5$ ) и код технологических операций проводимых на СК ( $\Pi_2 = 2 \cdot 3 \cdot 7 \cdot 11 \cdot 13 \cdot 29 \cdot 31 \cdot 37 \cdot 41 \cdot 43$ ) имеют общий сомножитель.

Учитывая важность операции транспортировки, эта операция и не может не иметь кода, тогда код (2·3) передается ей и это делается с использованием следующих правил:

$$f_{67} = f_{65} \cdot f_{57} \text{ или } \Pi_2 = \Pi_1 \cdot \Pi_2^*,$$

где  $\Pi_2^* = 11 \cdot 13 \cdot 29 \cdot 31 \cdot 37 \cdot 41 \cdot 43$ .

Аналогично, используя следующие правила:

$$f_{57} = f_{56} \cdot f_{67} \text{ или } \Pi_2 = 7 \cdot \Pi_2^*$$

продолжим процесс объединения кодов. Тогда получим

$$f_{65} = f_{64} \cdot f_{45}$$

или

$$\Pi_1 = 7 \cdot \Pi_1 \text{ и далее } f_{26} \cdot f_{64} = f_{24} \text{ или } (7 \cdot 7 = 7),$$

а также

$$f_{52} \cdot f_{24} = f_{54} \text{ или } (7 \cdot 7 = 7).$$

Далее учитывая, что  $\Pi_2 = \Pi_1 \cdot \Pi_2^*$ , преобразования матрицы приводят к результату, изображенному на рис. 9.

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	$S_6$	$S_7$	...
$S_1$				7				
$S_2$						7		
$S_3$								
$S_4$					$\Pi_1$			
$S_5$		7					$\Pi_2^*$	
$S_6$					$\Pi_1$			
$S_7$			7					
...								

Рис. 9. Результат проведенных преобразований графа

Далее, с учетом запрета на заполнение главной диагонали, следует разложение кода  $\Pi_1$  на код  $7 \cdot \Pi_1$  и объединение кодов  $\Pi_1$ , после чего выполняется агрегирование кодов 7 (рис. 10). Окончательная матрица для структуры ТО СК имеет вид, изображенный на рис. 11.

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	$S_6$	$S_7$	...
$S_1$				7				
$S_2$				7				
$S_3$								
$S_4$					$\Pi_1$			
$S_5$		7				7		
$S_6$							$\Pi_2^*$	
$S_7$			7					
...								

Рис. 10. Результат преобразования графа с агрегированием кодов

	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	$S_6$	$S_7$	...
$S_1$				7				
$S_2$								
$S_3$								
$S_4$					$\Pi_1$			
$S_5$				7		7		
$S_6$							$\Pi_2^*$	
$S_7$			7					
...								

Рис. 11. Результирующая матрица

Отбрасывая концевые состояния, имеющие координаты в пустой подматрице «В», окончательный вариант графа ТО СК приобретает вид, показанный на рис. 12.

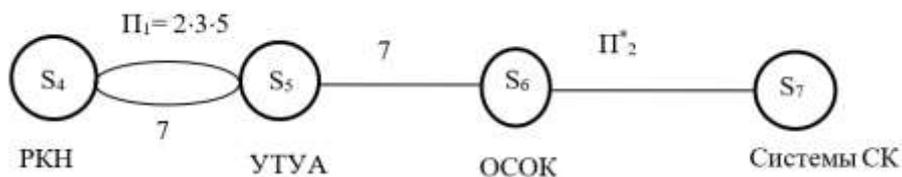


Рис. 12. Граф ТО СК, обеспечивающего минимальную реализацию пространств состояний технологических процессов

Таким образом, в топологическом смысле наличие графов с изменяемой структурой приводит к появлению дополнительных операций, требующих соответствующих элементов для их реализации.

Для данного примера полученный граф указывает на необходимость включения в состав ТО СК универсального транспортно-установочного агрегата (УТУА), на который возлагаются следующие функции:

- 1) транспортировка РКН к месту старта;
- 2) перевод РКН в вертикальное положение;
- 3) пуск РКН.

Также в структуре ТО СК необходимо определить устройство связи типа «земля–земля» – оборудование стыковки и отстыковки коммуникаций (ОСОК), обеспечивающих процесс стыковки коммуникаций РКН с УТУА после установки агрегата на СК. При этом коммуникации от стационарных систем СК должны стыковаться не с РКН, а с УТУА, т. е. по такому агрегату должны быть проложены вспомогательные коммуникации к борту РКН. Кроме этого, из графа видно, что полученное решение на структурно-логическом уровне приводит к целесообразности обеспечения всех потребных движений и восприятия нагрузок от РКН одним УТУА.

По аналогии с полученным результатом может быть решена задача структурного синтеза и ТО технического комплекса (ТК). Для рассматриваемого примера полученный в результате синтеза ТО СК граф есть модель конечного состояния РКН, а для ТО ТК этот граф есть начальное состояние процессов подготовки на техническом комплексе.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье представлена методика синтеза структурного облика ТО КРК на примере ТО СК, включающая в себя основные положения теории графов. Методику отличает наличие формализованных процедур для построения структуры с минимально необходимым количеством элементов при условии возможности кодирования основных процессов, планируемых к реализации системой.

Получена структура ТО СК, обеспечивающая минимальную реализацию пространств состояния технологического процесса подготовки к пуску и пуска РКН, которая состоит из следующих элементов:

- 1) универсального транспортно-установочного агрегата;
- 2) оборудования стыковки отстыковки коммуникаций;
- 3) систем и агрегатов стартового комплекса.

### Список используемых источников

1. Синтез систем распределения и преобразования потоков с заданным уровнем надежности / В. В. Козлов [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2016. – Вып. 650. – С. 186–191.
2. Петухов Г. Б., Якунин В. И. Методологические основы внешнего проектирования целенаправленных процессов и целеустремленных систем. – М. : АСТ, 2006. – 504 с.
3. Оценивание эффективности процесса функционирования КРК методом иерархической декомпозиции / А. В. Лагун [и др.] // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 689. – С. 142–152.
4. Оре О. Теория графов. – 2-е изд. – М. : Наука, Глав. ред. физ.-мат. лит., 1980. – 336 с.
5. Биркгоф Г. Теория структур. – М. : Изд-во ин. лит., 1952. – 238 с.
6. Козлов В. В., Лагун А. В., Харченко В. А. Интегральное качество как принцип оценивания облика космического ракетного комплекса // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2023. – Вып. 687. – С. 205–215.
7. Применение иерархической системы оценивания целенаправленных процессов для синтеза сложных технических систем / В. В. Козлов [и др.] // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – Вып. 8. – С. 364–374.
8. Цвиркун А. Д. Структура сложных систем. – М. : Радио, 1975. – 326 с.

С. В. Кузнецов<sup>1</sup>;  
А. В. Владимиров<sup>2</sup>,  
*доктор технических наук, профессор*;  
А. А. Белкин<sup>3</sup>,  
*кандидат технических наук*;  
Ю. И. Завора<sup>4</sup>

<sup>1-4</sup> АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева», г. Москва.

## НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА

Рассмотрены эксплуатируемые и вновь создаваемые средства выведения производства АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева», направления их развития и применения для развертывания многоспутниковых группировок на базе малых космических аппаратов. Обозначены существующие научно-технические проблемы создания средств выведения сверхлегкого класса. Представлены результаты оценивания эффективности применения средств выведения сверхлегкого класса и требования к ним. Определен проектный облик универсальной мобильной ракеты-носителя сверхлегкого класса и обоснованы основные проектные решения. Проведена оценка массово-энергетических и эксплуатационных характеристик разрабатываемой ракеты-носителя сверхлегкого класса. Сделаны обоснованные выводы о целесообразности создания ракеты-носителя сверхлегкого класса для выведения номенклатуры малых космических аппаратов, запланированной в рамках реализации федеральной целевой программы «Сфера».

Ключевые слова: малый космический аппарат, многоспутниковая группировка космических аппаратов, пропускная способность космодрома, универсальная мобильная ракета-носитель сверхлегкого класса, транспортная эффективность.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» эксплуатирует и создает новые средства выведения (СВ), обеспечивающие запуск полезных нагрузок:

- легкого класса: РКН «Рокот», РН «Ангара-1.2»;
- тяжелого класса: РН «Протон-М», РН «Ангара-А5», РН «Ангара-А5М».

Статус, характеристики и расположение космодромов для запуска этих средств выведения приведены на рис. 1 [1]. Заказчиками работ по созданию средств выведения и запускам космических аппаратов являются Госкорпорация «Роскосмос» и другие госзаказчики.

### АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА

В настоящее время актуальными являются вопросы создания ракет сверхлегкого класса (СЛК). Их энергетические характеристики соответствуют выполнению задач по выведению малых космических аппаратов (МКА), на базе которых создается новое поколение многоспутниковых группировок КА [2]. Госкорпорация «Роскосмос» разрабатывает новое поколение космических систем (КС), включающих многоспутниковые группировки на базе МКА (рис. 2).

Анализ показал необходимость обеспечения пропускной способности космодромов (в части ТК и СК), позволяющей реализовать заданный темп пусков МКА с учетом перспектив создания орбитальных группировок в количестве более 1000 МКА, принимая во внимание ограниченное время активного существования МКА (3–5 лет).

Для решения вышеобозначенных проблем предлагается расширение номенклатуры средств выведения в части создания ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса (РН СЛК) с массой полезной нагрузки (ПН) менее 1000 кг на рабочей орбите, используемых для запусков единичных МКА с целью восполнения КС МКА на этапе штатной эксплуатации [4].



Рис. 1. Средства выведения



Рис. 2. Структура ОГ МКА ФЦП «Сфера» (по состоянию на апрель 2023 года)

## НАПРАВЛЕНИЯ СОЗДАНИЯ ЭФФЕКТИВНЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ ДЛЯ ЗАПУСКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассмотрим подробнее вопросы создания эффективных СВ для запуска одиночных МКА. Особенностью МКА является ограниченный срок существования: не более 3–5 лет, вследствие чего для поддержания орбитальной структуры только одной из девяти КС МКА на этапе штатной эксплуатации потребуется проведение не менее 10–12 запусков в год одиночных МКА в заданные орбитальные плоскости взамен отказавших [3]. Как видно из рис. 3 избыточная грузоподъемность и высокая стоимость отечественных РН легкого класса делают экономически неэффективным их применение для запуска одиночных МКА при проведении ЛКИ МКА и при восполнении орбитальной группировки на этапе штатной эксплуатации КС ФЦП «Сфера», что требует создания РН СЛК грузоподъемностью менее 1000 кг.

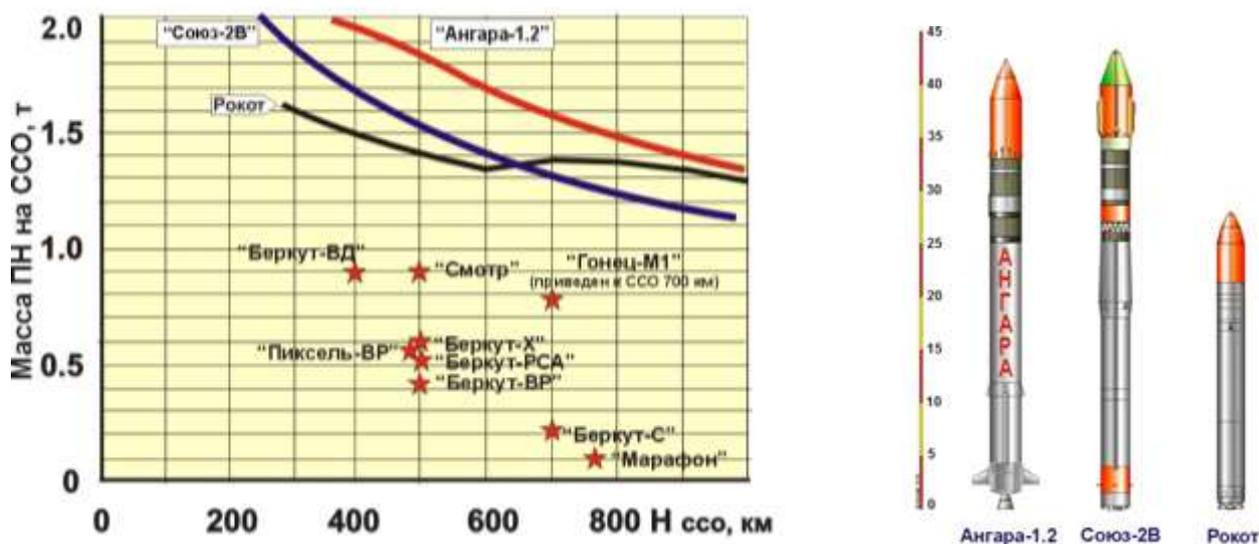


Рис. 3. Требования к энергетике РН для запуска МКА и отечественные РН легкого класса

Эффективная эксплуатация РН, определяемая удельной стоимостью выведения ПН, может быть обеспечена только при рациональной (на уровне не менее 70–90%) загрузке их энергетических возможностей, характеризующихся массой ПН, выводимой РН на рабочую орбиту КА. Для РН СЛК их энергетика должна быть согласована с параметрами КС, создаваемых в рамках ФЦП «Сфера». Требования к характеристикам эффективной РН СЛК должны включать:

- согласованность энергетических возможностей РН СЛК с массами и параметрами орбит МКА ФЦП «Сфера»;
- низкую стоимость проектирования, производства и эксплуатации;
- оперативность, мобильность и универсальность применения.

Для реализации указанных положений был сформирован проектный облик универсальной мобильной РН СЛК-6, показанный на рис. 4.

Эффективность РН СЛК-6 обеспечивается реализацией следующих технических решений:

- применением энергетически-оптимальной схемы полета РН, реализуемой за счет использования малоразмерного агрегатного модуля (АМ) с ДУ многократного включения на высококипящих компонентах, применяемого для отработки апогейного импульса, точного позиционирования МКА на орбите с последующим уводом АМ с рабочей орбиты для предотвращения загрязнения космического пространства (требование ГОСТ Р52925-2008);
- уменьшением сроков, стоимости ОКР и серийного производства РН СЛК за счет применения освоенных компонентов топлива (кислород/керосин) и конструкционных материалов

(АМГ-6, В95, КМУ), разработки маршевой ДУ на базе ЖРД оптимальной размерности, выполненного по открытой схеме с умеренным давлением в камере сгорания и использованием задела по ЖРД РД-119, а также применением в составе ДУ АМ двигателей малой тяги и элементов ПГС от РБ «Бриз-М»;



*Рис. 4. Проектный облик универсальной мобильной РН СЛК: базовый вариант СЛК-6 и вариант с укороченными топливными баками и спасаемой первой ступенью СЛК-4М*

– повышением транспортной эффективности за счет возможности создания РН СЛК в двух вариантах исполнения, различающихся в  $\approx 2,5$  раза по массе ПН, выводимой на рабочую орбиту МКА, унифицированных по конструкции, составу бортового и наземного оборудования. Вариант с укороченными топливными баками (СЛК-4М), использующий четыре двигателя на первой ступени, обеспечивает выведение МКА «среднего класса», а штатный вариант РН СЛК (СЛК-6) с шестью двигателями – выведение МКА «тяжелого класса»;

– снижением массы и энергопотребления бортового оборудования путем использования перспективных вариантов бесплатформенной БАСУ разработки АО «НПО автоматики»;

– высокой мобильностью и готовностью КРК РН СЛК к запуску за счет возможности перевозки ступеней РН и пускового оборудования авиационным и автомобильным транспортом и применением стартового комплекса упрощенной конструкции с заправкой РН топливом «с колес»;

– снижением удельной стоимости выведения ПН за счет повторного использования первой ступени, оснащенной ракетодинамической системой спасения.

Схема выведения ПН на стандартную ССО показана на рис. 5.

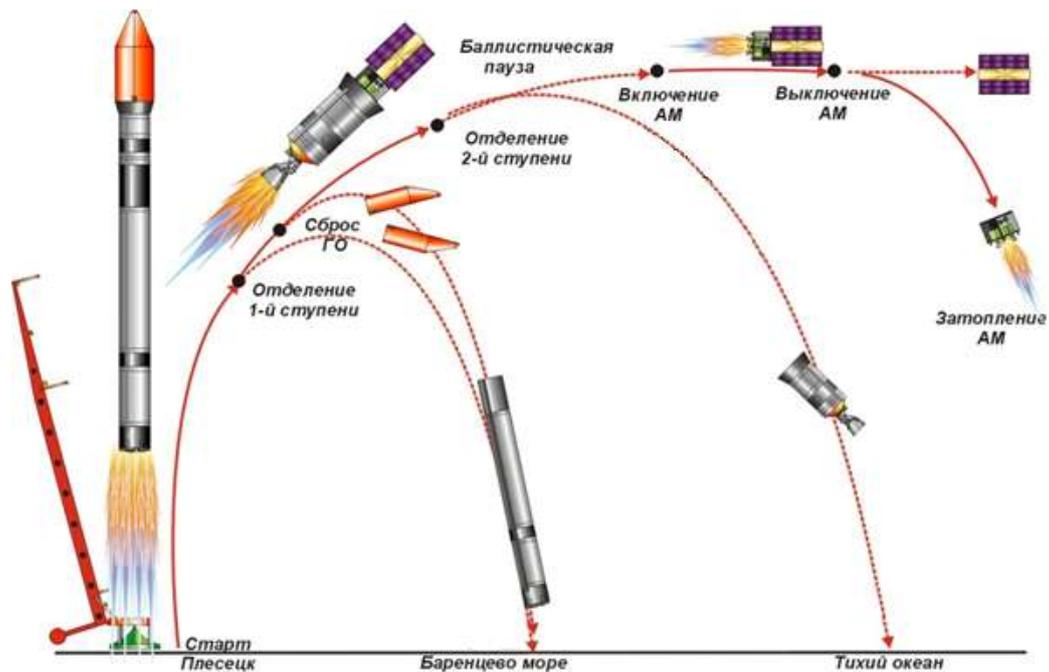


Рис. 5. Схема выведения РН СЛК-6 на стандартную ССО высотой 700 км

Для уменьшения сроков, стоимости ОКР и серийного производства РН СЛК-6 в ее конструкции предполагается максимальное использование существующих технологий, материалов и готовых изделий. При создании РН СЛК-6 используется ряд ключевых технологий.

1. Универсальный ЖРД разработки АО «НПО Энергомаш» (рис. 6). Для сокращения сроков и стоимости в конструкцию двигателя закладываются следующие технические решения:

- ЖРД имеет оптимальную для РН СЛК тягу (12 т на старте), обеспечивающую возможность создания РН СЛК с энергомассовыми характеристиками, востребованными МКА ФЦП «Сфера»;
- применяются освоенные в эксплуатации компоненты топлива: керосин/жидкий кислород;
- для снижения массы и упрощения ПГС двигатель разрабатывается по «открытой» схеме с умеренным давлением в камере сгорания;
- двигатель проектируется с использованием технического задела по ЖРД РД-119, созданного в 60-х гг. прошлого века для второй ступени РН СЛК «Космос».

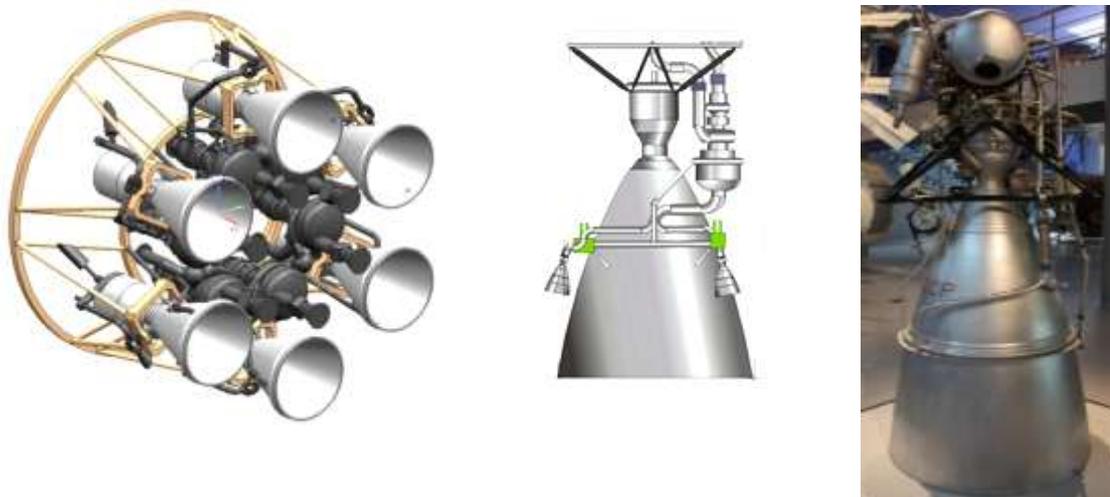


Рис. 6. Компоновка ДУ первой и второй ступеней РН СЛК-6 и двигатель-прототип РД-119

По предварительным оценкам продолжительность ОКР по созданию универсального ЖРД для ДУ 1-й и 2-й ступеней РН СЛК-6 составляет 3 года.

2. Малогабаритный агрегатный модуль, используемый для отработки апогейного импульса, точного позиционирования МКА на орбите с последующим уводом АМ с рабочей орбиты для предотвращения загрязнения космического пространства (рис. 7). АМ komponуется на базе микродвигателей 11Д458М и 11Д58, а также агрегатов ПГС, используемых в составе серийно выпускаемого РБ «Бриз-М».

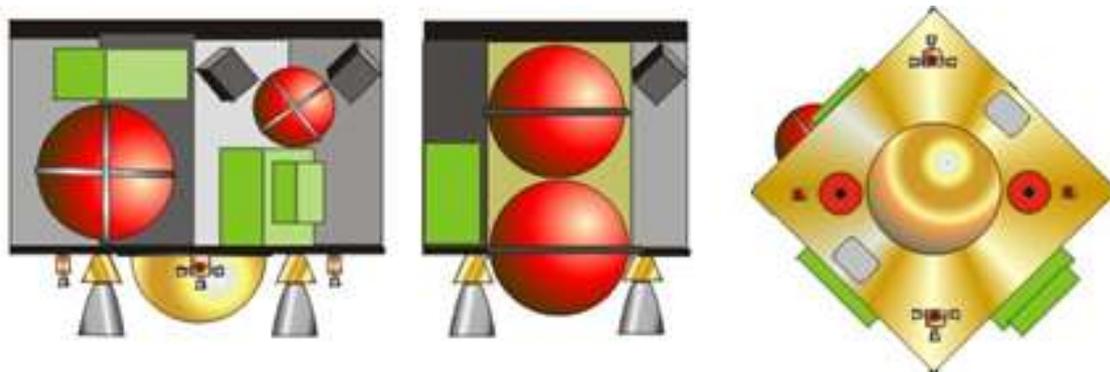
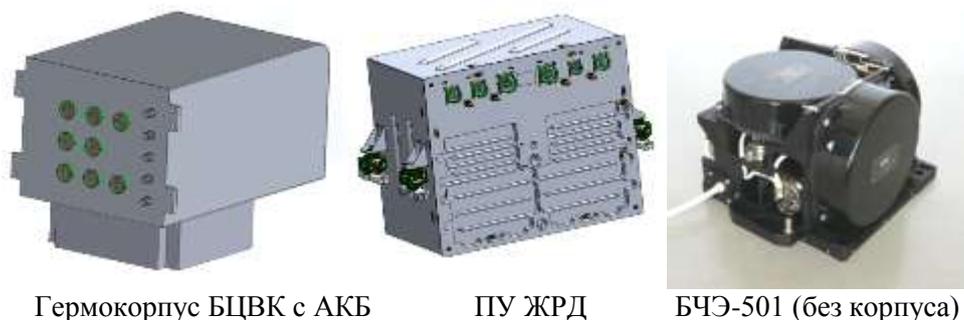


Рис. 7. Компоновка АМ

3. Бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО). Для минимизации массы БРЭО РН СЛК-6 при компоновке АМ предлагается использовать наработки АО «НПО автоматики», применяемые в БАСУ с пониженным уровнем энергопотребления для перспективных изделий РКТ (рис. 8).



Гермокорпус БЦВК с АКБ

ПУ ЖРД

БЧЭ-501 (без корпуса)

Рис. 8. Агрегаты перспективной БАСУ РН СЛК

4. Быстровозводимый стартовый комплекс (СК) упрощенной конструкции для запуска РН СЛК-6 предлагается развернуть на космодроме Плесецк на месте выведенных из эксплуатации стартовых комплексов РН «Космос-3М» или РН «Циклон» (рис. 9). Малая величина заправляемых запасов топлива (14,8 т керосина и 37,1 т жидкого кислорода) обеспечивают возможность заправки РН СЛК-6 «с колес» с помощью серийно выпускаемых автоцистерн, используемых для перевозки жидкого кислорода и керосина. Для повышения оперативности запусков МКА на рабочую орбиту вторая очередь стартового комплекса РН СЛК-6 может быть развернута на космодроме Восточный.

Для повышения транспортной эффективности РН СЛК-6 при запуске МКА массой до 250–300 кг на ее базе предполагается разработка варианта с укороченными баками и сокращенным количеством ЖРД на первой ступени, оснащенной ракетодинамической системой спасения (вар. СЛК-4М) (см. рис. 4). Схема выведения РН СЛК-4М с промежуточной посадкой первой ступени на побережье Белого моря приведена на рис. 10.



Рис. 9. Общий вид заправочных агрегатов и схема расположения стартового комплекса РН СЛК-6 на космодроме Плесецк

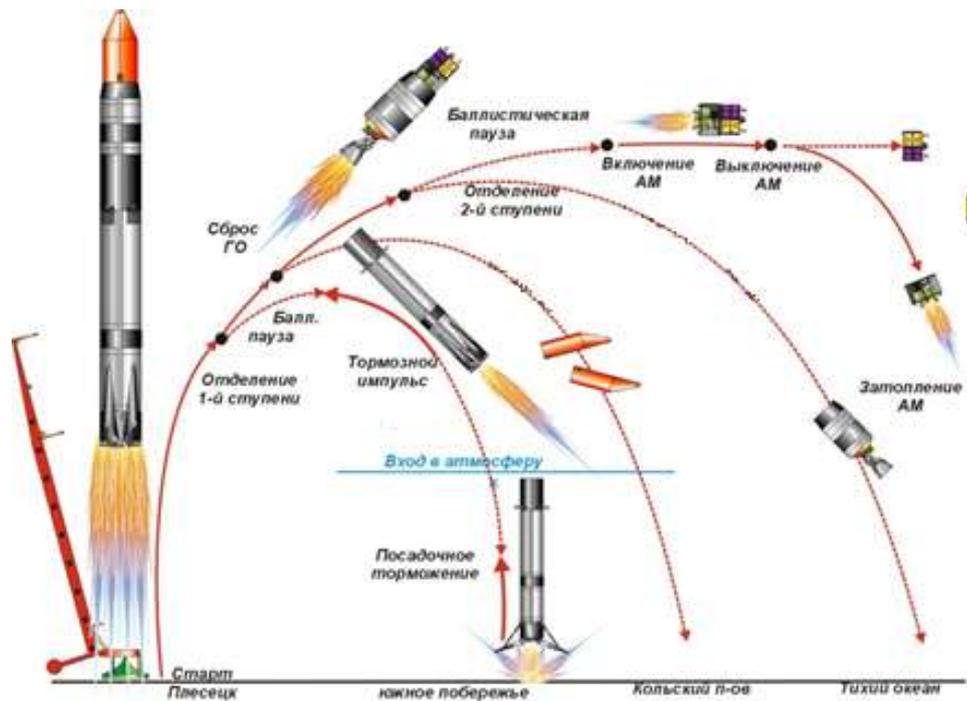


Рис. 10. Схема выведения РН СЛК-4М со спасаемой первой ступенью

Оценка соответствия массово-энергетических и эксплуатационных характеристик РН СЛК-6 показывает, что они соответствуют требованиям, предъявляемым к эффективной РН СЛК. Как видно из рис. 11, энергетические возможности РН СЛК-6 адаптированы к энергомассовым характеристикам МКА ФЦП «Сфера» и обеспечивают выведение практически всей номенклатуры МКА, за исключением МКА тяжелого класса «Смотр». Его выведение может быть также обеспечено за счет модернизации РН СЛК-6 путем изготовления блока баков второй ступени с совмещенными днищами.

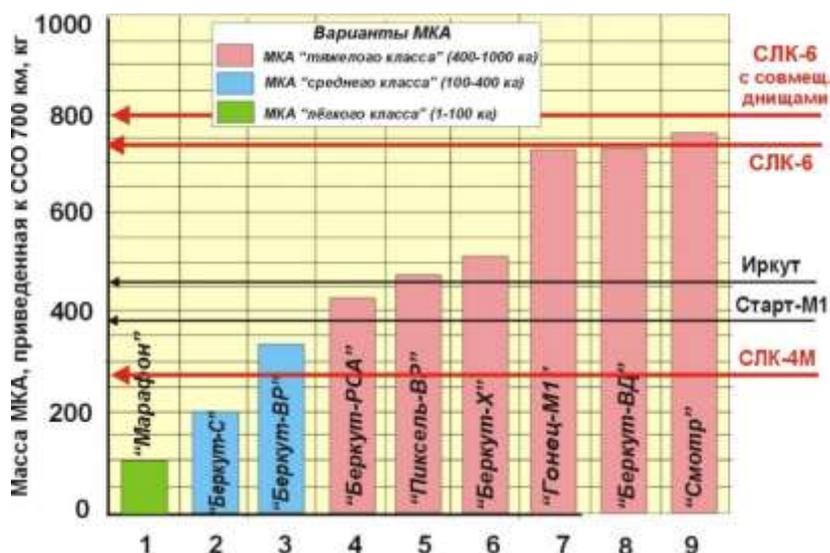


Рис. 11. Согласованность энергетических возможностей РН СЛК-6 с требованиями ФЦП «Сфера»

Использование модификации РН в варианте СЛК-4М со спасаемой первой ступенью обеспечивает повышение транспортной эффективности РН при запуске МКА типа «Марфон» и «Беркут-С», относящихся к МКА легкого и среднего классов.

Проектные параметры РН СЛК-6 обеспечивают возможность создания мобильного КРК с перевозкой в позиционный район его составных частей с помощью серийно выпускаемого авиа- и автотранспорта.

В части универсальности применения РН СЛК-6 имеется возможность ее использования для выведения ПН массой 50–80 кг на высокоэнергетические орбиты, например, ГПО или орбиту навигационных КА, с использованием АМ в качестве платформы для размещения целевого оборудования (рис. 12).

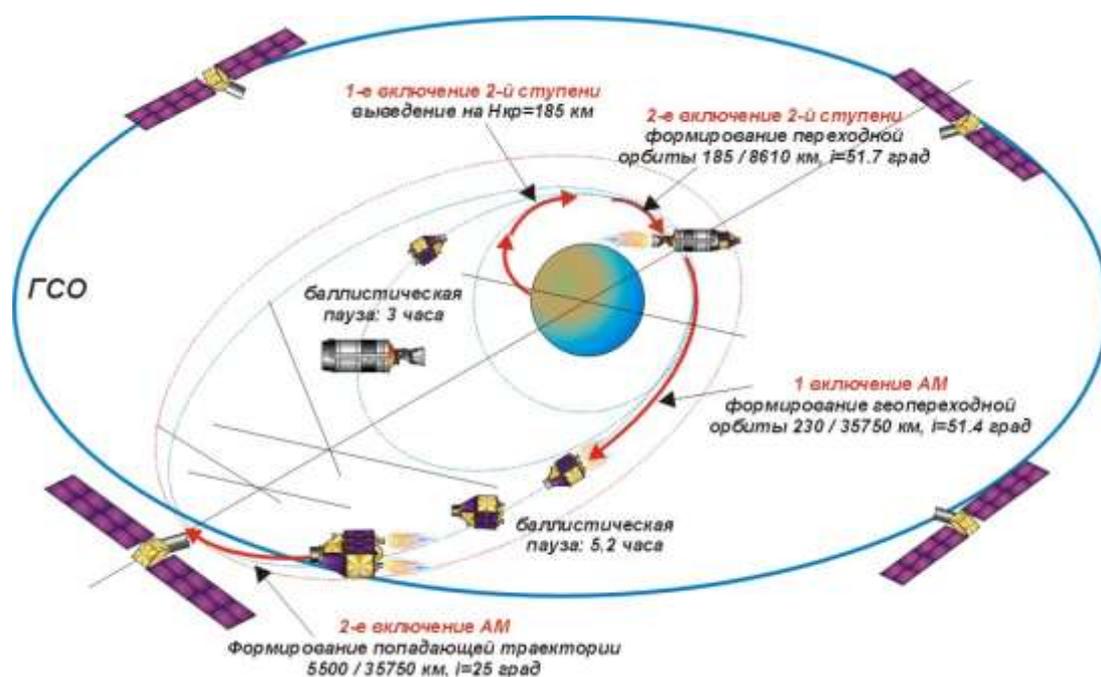


Рис. 12. Схема запуска РН СЛК-6 на геопереходную орбиту

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создание РН сверхлегкого класса целесообразно для выведения на рабочие орбиты практически всей номенклатуры МКА, запланированной в рамках ФЦП «Сфера».

Данное предложение позволяет на базе однотипных конструктивных решений в части двигательных установок минимизировать изготовление большого количества ракет СЛК за счет повторного использования ускорителей в варианте с возвращаемой первой ступенью.

Применение мобильных пусковых установок и создание легковозводимых стартовых сооружений позволяет существенно снизить нагрузку на стартовые комплексы существующих космодромов Российской Федерации.

Начало работ в 2024 году по созданию РН сверхлегкого класса продиктовано планами развертывания российских многоспутниковых орбитальных группировок на базе МКА, обеспечивающих решение народно-хозяйственных задач.

### Список используемых источников

1. Сергей Кузнецов об этапах создания космического комплекса «Амур» на космодроме Восточный. – URL: <https://news.myseldon.com/ru/news/index/268251227> (дата обращения: 15.02.2024).
2. Спутниковую группировку «Марафон» пообещали развернуть за три года // Информационное агентство ТАСС : [сайт]. – URL: <http://tass.ru/kosmos/9894343> (дата обращения: 22.02.2024).
3. *Стельмах С. Ф., Ляшевский А. В., Слатов В. Л.* Оценка научно-технического задела по созданию средств выведения сверхлегкого класса // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2022. – Вып. 5. – С. 265–275.
4. ЦНИИмаш разрабатывает новую многоразовую ракету сверхлегкого класса // Информационное агентство ТАСС : [сайт]. – URL: <http://tass.ru/kosmos/20022811> (дата обращения: 19.02.2024).

М. М. Полуян,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
А. В. Белянкин,  
*кандидат технических наук;*  
К. О. Тихомиров

## **МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРЫ ВНЕШНИХ СЛОЕВ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ С УЧЕТОМ ТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ЗЕМЛИ**

В статье представлена методика расчета температур верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), учитывающей одновременное воздействие тепловых потоков со стороны Солнца и Земли, а также прозрачность облицовочного слоя и различие значений оптических характеристик на его внешней и внутренней поверхностях. Материалы верхних слоев ЭВТИ, характеризующиеся конструктивными особенностями и оптическими характеристиками, оказывают существенное влияние на температуру облицовочного и первого слоев.

Научная новизна разработанной методики определяется учетом тепловых инфракрасных потоков от Земли, а также учетом различия значений оптических характеристик на внешней и внутренней поверхностях облицовочного слоя ЭВТИ.

Ключевые слова: космический аппарат, экранно-вакуумная теплоизоляция, тепловой поток, солнечный отражатель, истинный поглотитель, полиимидные пленки.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Экранно-вакуумная теплоизоляция является наиболее распространенным средством пассивного терморегулирования в системе теплового режима КА. Однако защищая внешние бортовые системы от тепловых потоков, она сама подвергается воздействию внешних тепловых потоков, как со стороны Солнца, так и со стороны Земли. Сочетание значений оптических коэффициентов в используемых пленочных конструкциях определяет как ширину диапазона их температур при термоциклировании, характерном для условий орбитальной эксплуатации ЭВТИ в составе КА, так и максимальное значение температуры, которое в зависимости от типа материала не должно превышать значений 150–300°C. Кроме того, наличие прозрачности облицовочного слоя приводит к возникновению «парникового эффекта», в результате которого температура первого слоя значительно повышается, приводя к ее разрушению до окончания гарантийного срока эксплуатации. При этом актуальной остается задача снижения уровня блеска КА, эксплуатируемых в составе многоспутниковых орбитальных группировок [1], решение которой требует использования облицовочного слоя ЭВТИ с коэффициентом поглощения солнечного излучения близким к единице.

Целью данной работы является разработка методики расчета температур верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), учитывающей одновременное воздействие тепловых потоков со стороны Солнца и Земли, а также прозрачность облицовочного слоя и различие значений оптических характеристик на его внешней и внутренней поверхностях. Методика необходима для обоснования требований к температуре эксплуатации перспективных пленочных материалов класса «истинный поглотитель», применяемых в составе ЭВТИ космических аппаратов (КА).

Предметом исследования выступает экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата с конструктивными особенностями и оптическими характеристиками материалов, оказывающими влияние на температуру облицовочного и первого слоев и, как следствие, блеск КА в оптическом диапазоне. Объект исследований – тепловой режим пленочных материалов в составе ЭВТИ.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

В нынешней обстановке в составе верхних слоев ЭВТИ КА зачастую используют материалы класса «солнечный отражатель». В целях снижения блеска КА (рис. 1), находящихся в составе эксплуатируемых и перспективных многоспутниковых орбитальных группировок, необходимо использование облицовочного слоя ЭВТИ с коэффициентом поглощения солнечного излучения близким к единице. Это приводит к значительному росту температуры верхних слоев ЭВТИ, что требует выбора новых материалов покрытий, удовлетворяющих более жестким условиям эксплуатации. При этом используемая для обоснования требований к материалам ЭВТИ модель должна позволять учитывать все воздействующие на нее тепловые потоки.



Рис. 1. Цепочка КА Starlink [1], наблюдаемых на этапе выведения наземными оптическими астрономическими средствами

В целом исходная модель внутреннего теплообмена между слоями рассматриваемой ЭВТИ принимается соответствующей схеме, представленной в [2]. Оптические характеристики внутренних слоев многослойной ЭВТИ рассматриваются одинаковыми. Влияние на теплообменные процессы сепараторов не учитывается. При этом облицовочный слой принимается частично прозрачным, а значения оптических характеристик на его внешней и внутренней поверхностях считаются различными. Схема многослойной ЭВТИ с указанием соответствия принятых обозначений приведена на рис. 2.

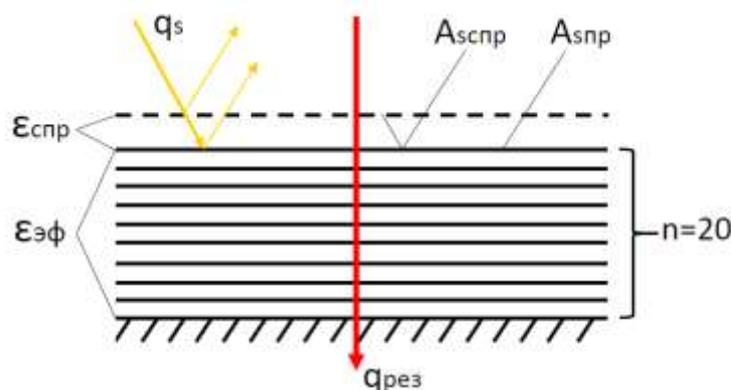


Рис. 2. Схема ЭВТИ:

$q_s$  – солнечный тепловой поток;  $n$  – количество внутренних слоев;  $A_{сспр}$  – приведенный коэффициент поглощения солнечного теплового потока между облицовочным и первым слоями;  $A_{спр}$  – приведенный коэффициент поглощения солнечного теплового потока между первым и внутренними слоями;  $\epsilon_{спр}$  – приведенная степень черноты пары экранов (облицовочный и первый);  $\epsilon_{эф}$  – приведенная степень черноты  $n$  внутренних экранов

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУР ВЕРХНИХ СЛОЕВ ЭВТИ С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ПРЯМОГО СОЛНЕЧНОГО И ЗЕМНОГО ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ

Космический аппарат во время орбитального функционирования подвергается ряду тепловых воздействий, где наиболее значительным является солнечное [5]. Но при нахождении КА вблизи планет стоит учитывать и их тепловое излучение. Для этого далее будет разработана методика расчета температур верхних слоев ЭВТИ с учетом тепловых потоков Земли и Солнца. Методика расчета температур верхних слоев ЭВТИ при влиянии солнечного и земного тепловых потоков основывается на результатах, представленных в [5]. Расчетные значения температур облицовочного и первого слоев для заданных материалов обшивки ЭВТИ КА указаны в табл. 1 [5].

Таблица 1

**Значения температур облицовочного и первого слоев для заданных материалов обшивки ЭВТИ КА**

Материал обшивки	Температура обшивки, °С	Температура первого слоя ЭВТИ, °С	Проникающий тепловой поток (20 экранов), $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$
Внешнее комбинированное покрытие	64,8	64,9	0,5
Аримидная ткань арт. 56420 обр. 5388-84	87	105	1,2
ТСОН-СОТМ «бц» ТУ-156-66	35	86	0,85

Преимущество данной методики, в отличие от представленной в [5], заключается не только в том, что учитывается еще и тепловой поток Земли, но и в том, что учитывается случай, когда внешняя сторона облицовочного слоя экранно-вакуумной теплоизоляции имеет отличные оптические коэффициенты от коэффициентов тыльной стороны. Это позволит провести более точные расчеты и сделать выводы, на основе которых будут подбираться материалы матов ЭВТИ.

Для описания данной методики расчета температур необходимо ввести обозначения для оптических коэффициентов, температур и падающих тепловых потоков соответственно:

- для внешней стороны облицовочного слоя:  $A_{sc1}, R_{sc1}, D_{sc1}, \epsilon_{c1}, T_c$ ;
- для внутренней стороны облицовочного слоя:  $A_{sc2}, R_{sc2}, D_{sc2}, \epsilon_{c2}, T_c$ ;
- для первого слоя (после облицовочного):  $A_s, R_s, D_s, \epsilon, T$ ;
- для падающего теплового потока от Солнца:  $q_s$ .

Обозначения для оптических коэффициентов при падающем тепловом потоке от Земли:

- для внешней стороны облицовочного слоя:  $A_{ec1}, R_{ec1}, D_{ec1}, \epsilon_{e1}, T_c$ ;
- для внутренней стороны облицовочного слоя:  $A_{ec2}, R_{ec2}, D_{ec2}, \epsilon_{e2}, T_c$ ;
- для первого слоя (после облицовочного):  $A_e, R_e, D_e, \epsilon, T$ ;
- для падающего теплового потока от Солнца:  $q_e$ .

На начальном этапе разработки методики необходимо определить значения падающего теплового потока в различных точках (рис. 3).

**Точка 1.** Часть падающего солнечного теплового потока  $q_s$  поглощается облицовочным слоем  $A_{sc1} \cdot q_s$ , часть отражается обратно в космическое пространство  $q_s \cdot R_{sc1}$ , часть пропускается  $q_s \cdot D_{sc1}$ .

**Точка 2.** Часть пропущенного теплового потока облицовочным слоем  $q_s \cdot D_{sc1}$  поглощается первым слоем  $A_s \cdot D_{sc1} \cdot q_s$ , другая часть им отражается  $R_{sc1} \cdot D_{sc1} \cdot q_s$ .

**Точка 3.** Часть отраженного первым слоем теплового потока  $R_{sc1} \cdot D_{sc1} \cdot q_s$  поглощается облицовочным слоем  $A_{sc2} \cdot R_{sc1} \cdot D_{sc1} \cdot q_s$ , другая часть отражается его внутренней стороной  $R_{sc2} \cdot R_{sc1} \cdot D_{sc1} \cdot q_s$ .

Аналогичным образом тепловой поток определяется в точках 4, 5, 6, 7 и т. д.

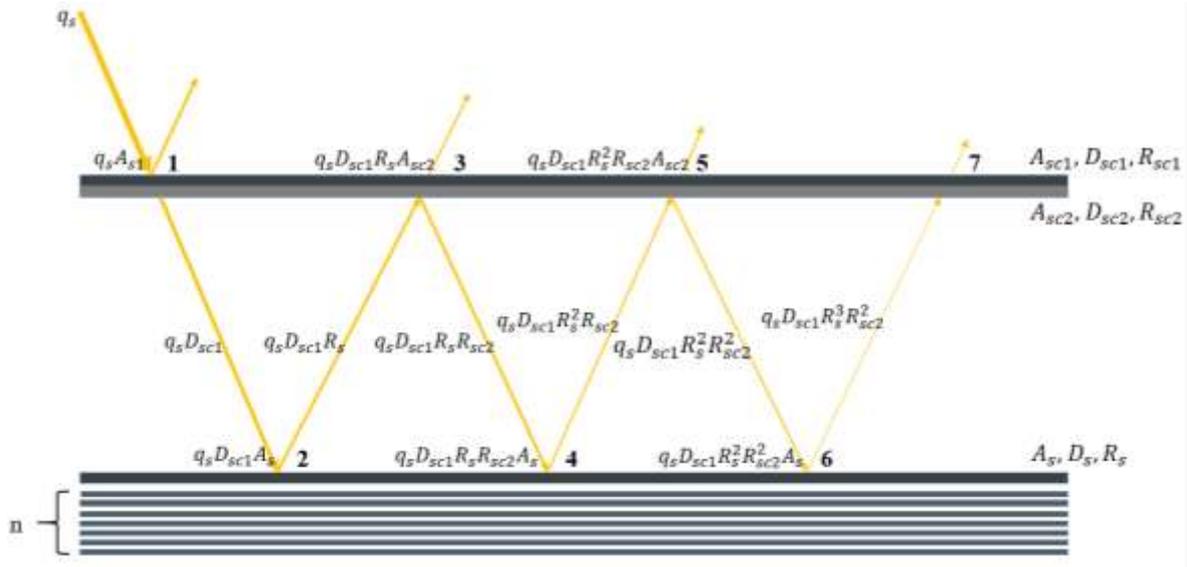


Рис. 3. Схема прохождения солнечного теплового потока через облицовочный слой ЭВТИ

Определим приведенный коэффициент поглощения солнечного потока облицовочного слоя как долю падающего солнечного потока, поглощенного суммарно и внешней и внутренней его поверхностями, в том числе с учетом многократного переотражения между облицовочным и первым слоями ЭВТИ:

$$A_{sc \text{ пр}} \cdot q_s = A_{sc1} \cdot q_s + D_{sc1} \cdot R_s \cdot A_{sc2} \cdot q_s + D_{sc1} \cdot R_s \cdot (R_{sc2} \cdot R_s) \cdot A_{sc2} \cdot q_s + \dots + D_{sc1} \cdot R_s \cdot A_{sc2} \cdot (R_{sc2} \cdot R_s)^n \cdot q_s. \quad (1)$$

Выражение (1) представляет собой сумму ряда бесконечно убывающих составляющих:

$$A_{sc \text{ пр}} = A_{sc1} + D_{sc1} \cdot R_s \cdot A_{sc2} \cdot \sum_{n=0}^{\infty} (1 + (R_{sc2} \cdot R_s)^n). \quad (2)$$

Сумма членов геометрической прогрессии  $(R_{sc2} \cdot R_s)^n$  в пределе при  $n \rightarrow \infty$  стремится к выражению

$$\lim_{n \rightarrow \infty} (1 + (R_{sc2} \cdot R_s)^n) = \frac{1}{1 - R_s \cdot R_{sc2}}.$$

Таким образом, приведенный коэффициент поглощения для облицовочного слоя определяется как

$$A_{sc \text{ пр}} = A_{sc1} + \frac{D_{sc1} \cdot R_s \cdot A_{sc2}}{1 - R_s \cdot R_{sc2}}. \quad (3)$$

Аналогичным образом получаем приведенный коэффициент поглощения для первого слоя:

$$A_s \text{ пр} = \frac{A_s \cdot D_{sc1}}{1 - R_s \cdot R_{sc2}}. \quad (4)$$

Рассмотрим схему прохождения теплового потока Земли (дальнего инфракрасного диапазона) через облицовочный слой ЭВТИ, представленную на рис. 4.

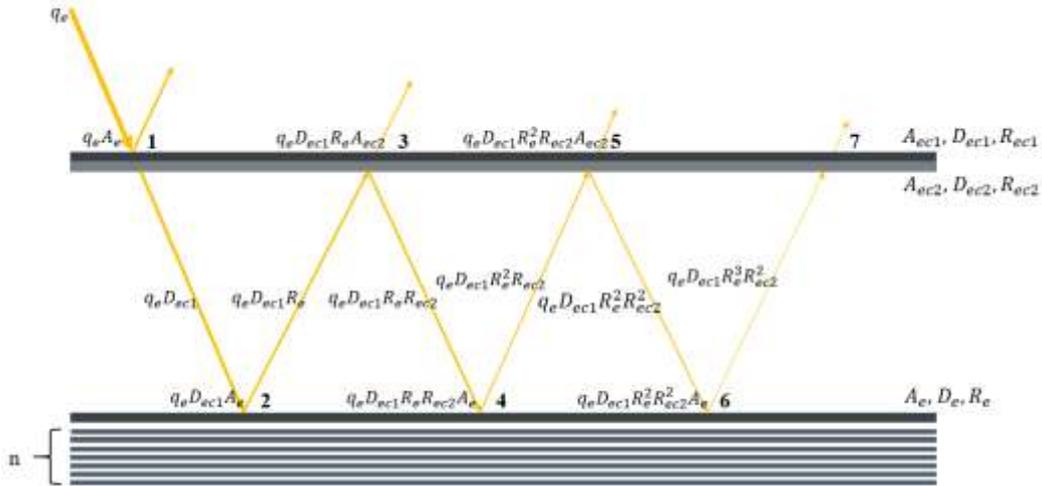


Рис. 4. Схема прохождения теплового потока Земли через облицовочный слой ЭВТИ

Методика нахождения падающего теплового потока Земли осуществляется так же, как и при солнечном. Исходя из этого, можно найти приведенные коэффициенты  $A_{ec\text{ пр}}$  и  $A_{e\text{ пр}}$ .

Получаем приведенный коэффициент поглощения для облицовочного слоя:

$$A_{ec\text{ пр}} = A_{ec1} + \frac{A_{ec2} \cdot D_{ec1} \cdot R_e}{1 - R_e \cdot R_{ec2}} \quad (5)$$

Аналогичным образом получаем приведенный коэффициент поглощения для первого слоя:

$$A_{e\text{ пр}} = \frac{A_e \cdot D_{ec1}}{1 - R_e \cdot R_{ec2}} \quad (6)$$

Составим уравнение стационарного теплового баланса для облицовочного и первого слоев ЭВТИ, а также первого и внутреннего слоев:

$$\begin{cases} A_{sc\text{ пр}} \cdot q_s + A_{ec\text{ пр}} \cdot q_e = \varepsilon_c \cdot \sigma \cdot T_c^4 + \varepsilon_{c\text{ пр}} \cdot \sigma \cdot (T_c^4 - T^4) \\ A_{s\text{ пр}} \cdot q_s + A_{e\text{ пр}} \cdot q_e = \varepsilon_{c\text{ пр}} \cdot \sigma \cdot (T^4 - T_c^4) + \varepsilon_{\text{эф}} \cdot \sigma \cdot (T^4 - T_n^4) \end{cases} \quad (7)$$

где  $\varepsilon_{c\text{ пр}}$ ,  $\varepsilon_{\text{эф}}$  – приведенные значения степени черноты для экранов ЭВТИ. Приведенная степень черноты пары экранов (облицовочный и первый слой) определится как [1]

$$\varepsilon_{c\text{ пр}} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_c} + \frac{1}{\varepsilon_{c2}} - 1} \quad (8)$$

а для остальных  $n$  внутренних слоев ЭВТИ, изготовленных из одного материала и имеющих одинаковую излучательную способность, имеем

$$\varepsilon_{\text{эф}} = \frac{\varepsilon_{\text{мет}}}{n \cdot (2 - \varepsilon_{\text{мет}})} \quad (9)$$

где  $\varepsilon_{\text{мет}}$  – степень черноты металлизированных поверхностей экранов.

Решая систему уравнений (7), получим формулы для температур первого и облицовочного слоя соответственно:

$$T_c = \sqrt[4]{\frac{Q_c \cdot \varepsilon_{\text{эф}} + \varepsilon_{c\text{ пр}} \cdot (Q_c + Q + \varepsilon_{\text{эф}} \cdot \sigma \cdot T_n^4)}{\varepsilon_{\text{эф}} \cdot \sigma \cdot \left( \varepsilon_c + \varepsilon_{c\text{ пр}} + \frac{\varepsilon_{c\text{ пр}} \cdot \varepsilon_c}{\varepsilon_{\text{эф}}} \right)}} \quad (10)$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{Q_c + Q - \varepsilon_c \cdot \sigma \cdot T_c^4 + \varepsilon_{\text{эф}} \cdot \sigma \cdot T_n^4}{\varepsilon_{\text{эф}} \cdot \sigma}} \quad (11)$$

Разница расчетных значений температур, полученных с использованием данной методики и методики, представленной в [5], представлена в табл. 2. Величина плотности прямого солнечного потока принималась равной  $1400 \text{ Вт/м}^2$ , величина плотности собственного теплового потока Земли –  $200 \text{ Вт/м}^2$ , значения оптических коэффициентов материалов обшивки ЭВТИ КА – в табл. 3. Данные, представленные в табл. 2, демонстрируют отличие от результатов в [5] примерно на  $20^\circ\text{C}$ .

Таблица 2

**Значения температур облицовочного и первого слоев для заданных материалов обшивки ЭВТИ КА**

Материал обшивки	Температура обшивки, $^\circ\text{C}$	Температура первого слоя ЭВТИ, $^\circ\text{C}$	Проникающий тепловой поток (20 экранов), $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2}$
Внешнее комбинированное покрытие	85,7	85,6	0,8
Аримидная ткань арт. 56420 обр. 5388-84	108,5	125	1,5
ТСОН-СОТМ «бц» ТУ-156-66	66,8	105,5	1,2

Таблица 3

**Значения оптических коэффициентов материалов обшивки ЭВТИ КА**

Материал обшивки ЭВТИ	Значения коэффициентов			
	$R_{sc}$	$D_{sc}$	$A_{sc}$	$\epsilon_c$
Внешнее комбинированное покрытие	0,63	0	0,37	0,70
Аримидная ткань арт. 56420 обр. 5388-84	0,34	0,24	0,42	0,85
ТСОН-СОТМ «бц» ТУ-156-66	0,48	0,40	0,12	0,90

Таким образом, удалось уточнить расчет температур, указанный в [5], и разработать методику расчета температур облицовочного и первого слоев ЭВТИ с учетом влияния тепловых потоков Земли и Солнца. С помощью нее можно проследить, как выбор материала влияет на значение температуры.

**РАСЧЕТ ТЕМПЕРАТУР ВЕРХНИХ СЛОЕВ ЭКРАННО-ВАКУУМНОЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ВО ВРЕМЯ ОРБИТАЛЬНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ**

В качестве модели был выбран следующий сценарий: космический аппарат имеет кубическую форму с размером грани  $S_{\text{бок}} = 1 \text{ м}^2$  и совершает движение по солнечно-синхронной орбите с наклоном  $i = 90^\circ$  на высоте  $H = 500 \text{ км}$ .

Во время орбитального движения КА на него оказывают влияние следующие тепловые потоки (рис. 5):

- солнечный тепловой поток ( $q_s$ );
- тепловой поток Земли ( $q_e$ );
- солнечный тепловой поток, отраженный от Земли ( $q_{\text{отр}}$ ).

Данное исследование было проведено с использованием программного обеспечения femRAD [6], которое позволяет выполнять численный расчет с учетом следующих факторов:

- метода конечных элементов;
- переменных во времени температур внешних элементов КА;

- взаимного облучения и отражения падающих тепловых потоков фрагментами КА сложной формы, покрытых материалами с заданными оптическими коэффициентами;
- затенения одних фрагментов КА другими;
- мощности внутренних источников тепловыделения КА.

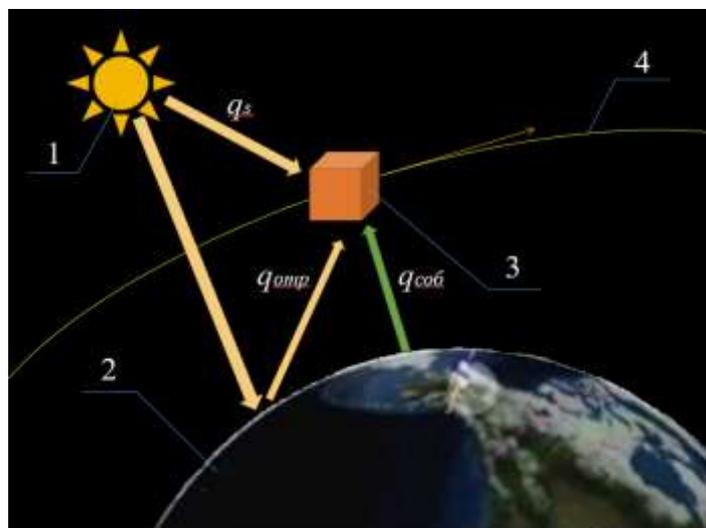


Рис. 5. Внешние тепловые потоки, действующие на КА:  
1 – Солнце; 2 – планета; 3 – космический аппарат; 4 – орбита КА

В рамках данных исследований с применением ПО femRAD для заданных условий орбитального полета низкоорбитального КА были получены зависимости внешних тепловых потоков, падающих на поверхности КА.

При орбитальном движении КА принято, что оси его связанной системы координат полностью совпадают с соответствующими осями орбитальной системы координат (ОСК). Тип ориентации КА – на Землю. Расчеты выполнялись для граней КА, ориентированных нормальными вдоль осей  $-X_{орб}$  и  $+Y_{орб}$  орбитальной СК (рис. 6).

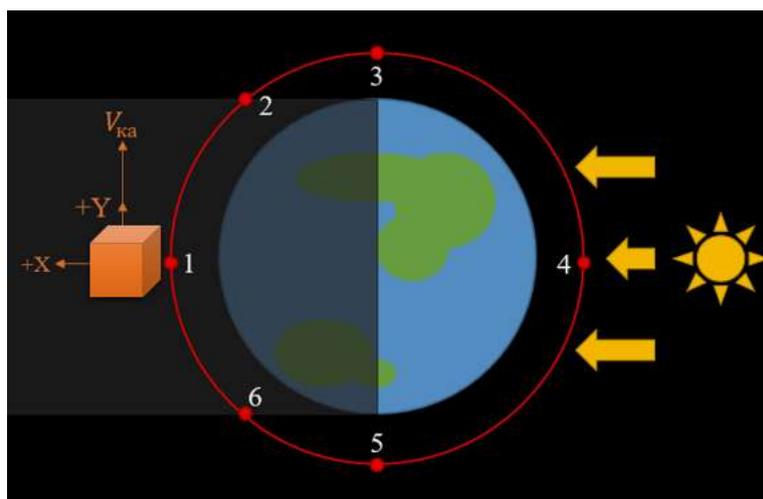


Рис. 6. Ключевые точки функционирования КА на орбите

Для определенности была задана точка начала отсчета времени движения, а также обозначены другие характерные точки орбиты, в которых происходит изменение значений внешних тепловых потоков. На рис. 6 выделены:

- точки 1 и 4, которые лежат в плоскости экватора Земли и образуют прямую, параллельную вектору солнечного потока. Точка 1 рассматривается в качестве начальной;
- точки 2 и 6 – точки выхода и входа на теневой участок орбиты Земли;
- точки 3 и 5, которые располагаются над северным и южным полюсами Земли. Радиусы-векторы к ним образуют прямую, перпендикулярную вектору солнечного потока.

Значения тепловых потоков, полученных в результате исследования, были экспортированы в табличный процессор MS Excel с целью дальнейшего экспортирования в программную среду MathCad.

Расчеты проводились для точки 2 (рис. 6), где в момент времени 1090 с КА во время орбитального движения выходит из тени. В табл. 4 представлены значения тепловых потоков, поглощаемых экранно-вакуумной теплоизоляцией космического аппарата для заданной точки.

Таблица 4

**Значения тепловых потоков, поглощаемых экранно-вакуумной теплоизоляцией космического аппарата**

Тепловой поток	Для поверхности, ориентированной нормалью $+Y$ , $\frac{Вт}{м^2}$	Для поверхности, ориентированной нормалью $-X$ , $\frac{Вт}{м^2}$
$q_s$	1265	490
$q_e$	87	358

Поверхности, ориентируемые нормалью  $+Y$  и  $-X$  (рис. 6), и точка момента орбитального функционирования КА выбирались из условия того, чтобы на них оказывали влияния все обозначенные тепловые потоки (рис. 7, 8).

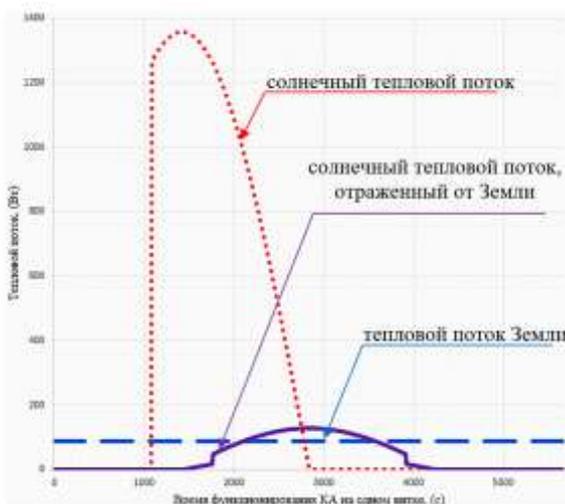


Рис. 7. График изменения тепловых потоков (Земли, прямого и отраженного солнечного), поступающих в течение одного витка на поверхность КА с нормалью  $+Y_{орб}$

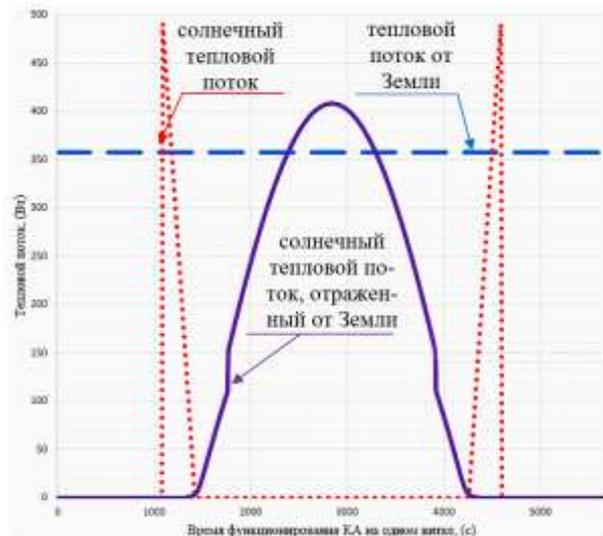


Рис. 8. График изменения тепловых потоков (Земли, прямого и отраженного солнечного), поступающих в течение одного витка на поверхность КА с нормалью  $-X_{орб}$

В расчетных сценариях задавались предельные значения оптических коэффициентов материалов верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции космического аппарата. Это допущение позволяет проследить максимальное их влияние на температуры облицовочного и первого слоев. Расчеты проводились для всех соотношений оптических коэффициентов

внешней и тыльной сторон облицовочного, а также первого слоев  $\frac{A}{\varepsilon} \rightarrow 0, 1, 9$ . На основе результатов, полученных в ходе исследования, можно сделать следующие выводы.

1. В большей степени влияние на температуру верхних слоев ЭВТИ оказывают оптические характеристики внешней поверхности облицовочного слоя (рис. 9, 10).

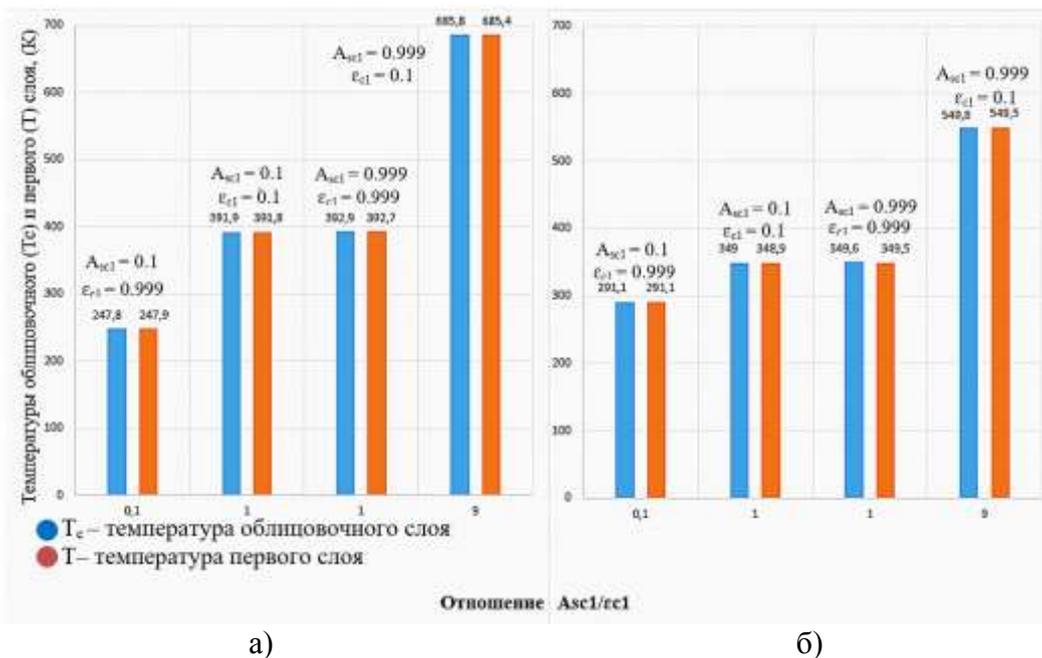


Рис. 9. Зависимость температур облицовочного ( $T_c$ ) и первого ( $T$ ) слоев от оптических характеристик внешней стороны облицовочного слоя КА при  $D_{sc} = 0\%$  для поверхностей, ориентированных нормальми  $+Y_{orb}$  (а) и  $-X_{orb}$  (б)

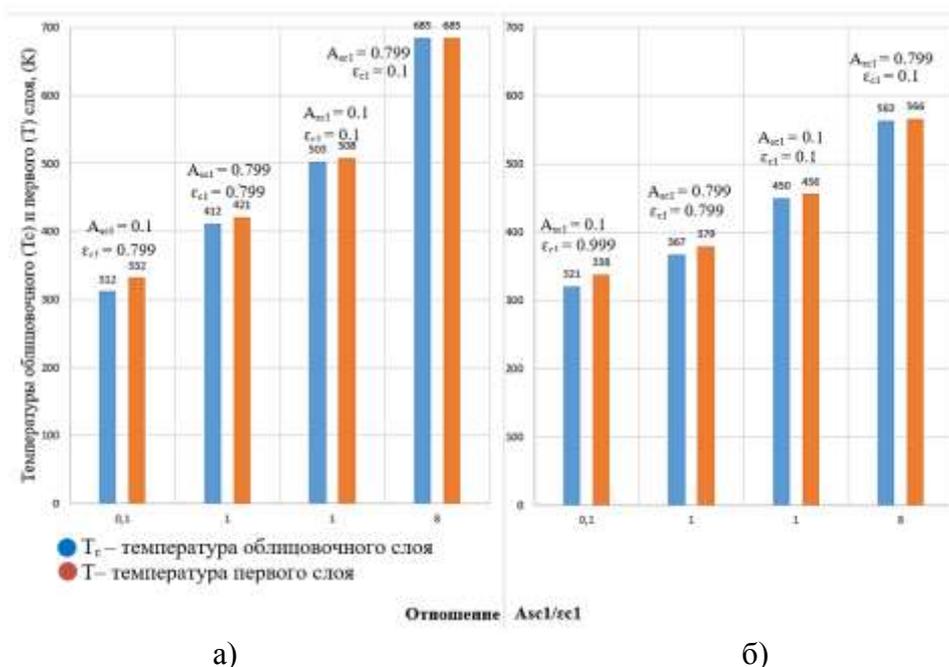


Рис. 10. Зависимость температур облицовочного ( $T_c$ ) и первого ( $T$ ) слоев от оптических характеристик внешней стороны облицовочного слоя КА при  $D_{sc} = 20\%$  для поверхностей, ориентированных нормальми  $+Y_{orb}$  (а) и  $-X_{orb}$  (б)

Сравнивая результаты температур верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции, полученных при комбинации оптических коэффициентов внешней стороны облицовочного слоя при  $D_{sc} = 20\%$ , с результатами, представленными на рис. 10, можно увидеть, что температуры облицовочного и первого слоев повышаются. Возникает это вследствие того, что облицовочный слой обеспечил проникновение в межэкранное пространство большего количества тепла. В результате как тыльная сторона облицовочного слоя, так и первый слой повысили свои температуры в зависимости от оптических коэффициентов используемых материалов.

Для выполнения задачи снижения блеска КА необходимо применять такие материалы внешней стороны облицовочного слоя, для которого отношение оптических характеристик составляет  $\frac{A_{sc1}^{lim}}{\epsilon_{c1}} \rightarrow 1$ , причем  $\epsilon_{c1} \rightarrow 1$ . Из графиков, представленных на рис. 9 и 10, видно, что выполнение данного условия соответствует выполнению требований к эксплуатации полиимидных пленочных покрытий (табл. 5).

Таблица 5

## Требования к температуре эксплуатации полиимидных пленок

Наименование параметра	Температура, °К
Минимальная допустимая рабочая температура	213
Максимальная допустимая рабочая температура	493
Максимальная температура, допустимая при кратковременном превышении рабочей температуры	500

2. Целесообразно использовать в составе облицовочного слоя материалы с пропускающей способностью близкой к нулю, так как при увеличении  $D_{sc}$ , значения температур поверхностей, ориентированных нормальными вдоль осей  $+Y_{орб}$  и  $-X_{орб}$ , повышаются (рис. 11).

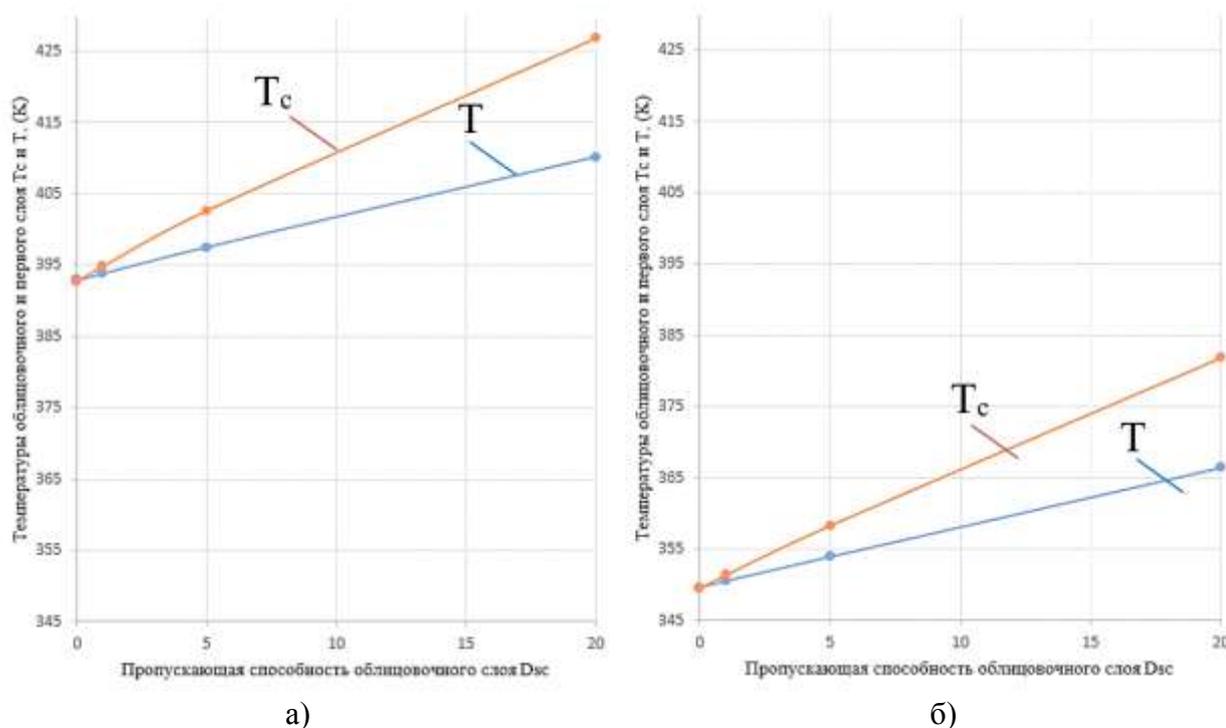


Рис. 11. Зависимость температур облицовочного ( $T_c$ ) и первого ( $T$ ) слоев от пропускающей способности облицовочного слоя КА для поверхностей, ориентированных нормальными  $+Y_{орб}$  (а) и  $-X_{орб}$  (б)

3. Изменение оптических коэффициентов тыльной стороны облицовочного слоя значительно влияет на температуру первого слоя экранно-вакуумной теплоизоляции.

Оптические коэффициенты материалов, применяемых в составе тыльной стороны облицовочного слоя, при  $D_{sc} = 0\%$  не оказывают влияния на температуры верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции. Возникает это в следствие того, что внешняя сторона облицовочного слоя ограничивает дальнейшее проникновение теплового потока.

В результате температуры остаются равновесными. Но с увеличением пропускающей способности облицовочного слоя  $D_{sc}$  (рис. 12) оптические коэффициенты тыльной стороны облицовочного слоя влияют на температурный режим верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции.

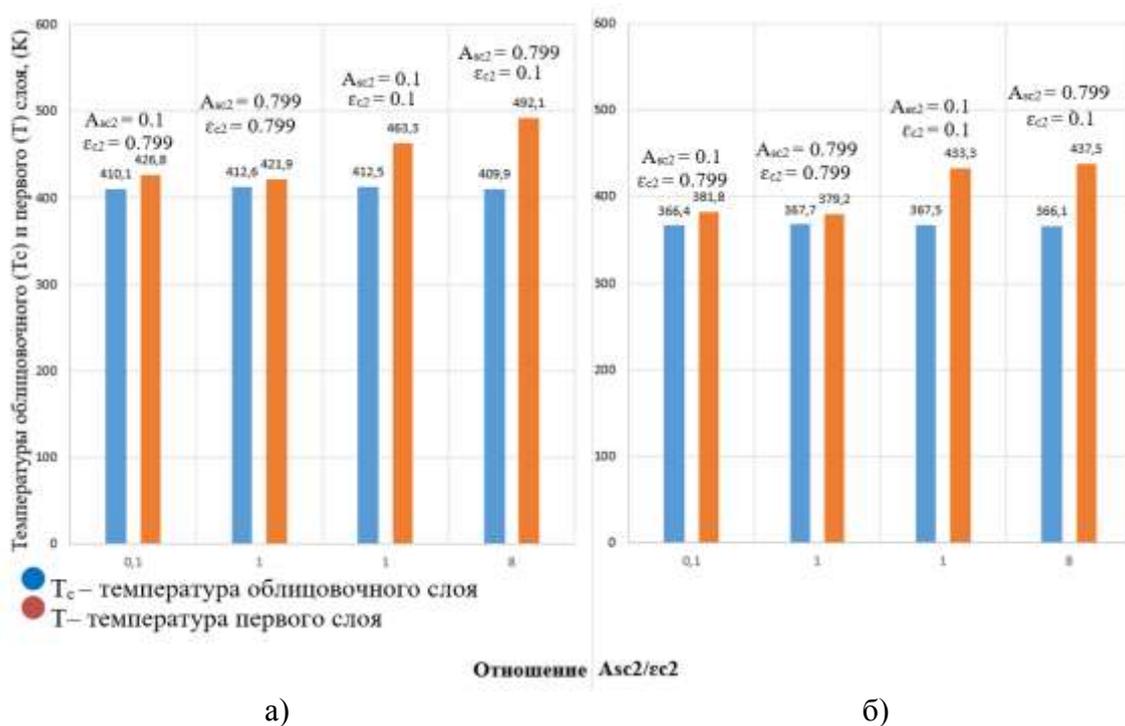


Рис. 12. Зависимость температур облицовочного ( $T_c$ ) и первого ( $T$ ) слоев от оптических характеристик тыльной стороны облицовочного слоя КА при  $D_{sc} = 20\%$  для поверхностей, ориентированных нормальюми  $+Y_{orb}$  (а) и  $-X_{orb}$  (б)

На основе данных, полученных в результате исследования, можно сделать вывод, что целесообразно использовать материал тыльной стороны облицовочного слоя, отношение оптических характеристик которого составляет

$$\frac{A_{sc2}}{\epsilon_{c2}} \lim_{\epsilon_{c2}} \rightarrow 0.$$

4. Изменение оптических коэффициентов первого слоя оказывает значительное влияние на его температуру при использовании прозрачного облицовочного слоя (рис. 13).

5. В ходе проведения вычислительных экспериментов наблюдается возникновение «парникового эффекта» между облицовочным и первым слоями. Возникновение «парникового эффекта» пагубно влияет на эксплуатационные свойства материалов верхних слоев экранно-вакуумной теплоизоляции. Его образование напрямую связано с выбором оптических коэффициентов материалов как облицовочного, так и первого слоя.

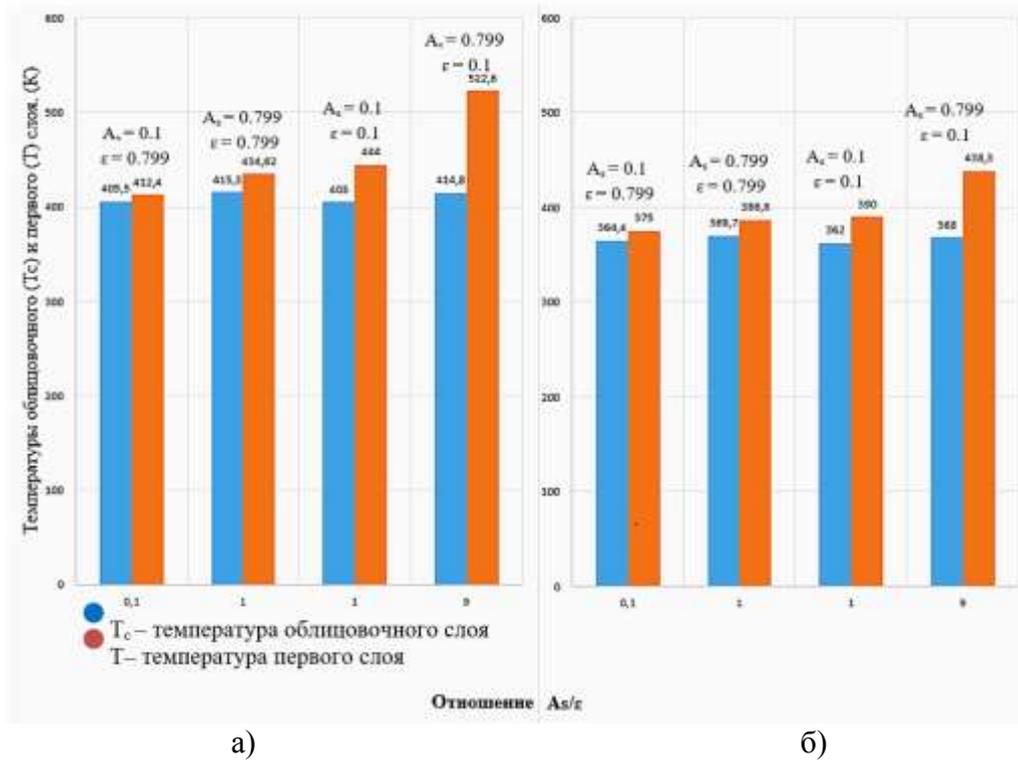


Рис. 13. Зависимость температур облицовочного ( $T_c$ ) и первого ( $T$ ) слоев от оптических характеристик первого слоя КА при  $D_{sc} = 20\%$  для поверхностей, ориентированных нормалью  $+Y_{orb}$  (а) и  $-X_{orb}$  (б)

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполненных исследований разработана методика расчета температур верхних слоев ЭВТИ, учитывающая одновременное воздействие тепловых потоков со стороны и Солнца и Земли, а также прозрачность облицовочного слоя и различие значений оптических характеристик на его внешней и внутренней поверхности. Исследования с использованием методики показали, что увеличение пропускающей способности облицовочного слоя КА приводит к возрастанию температуры верхних слоев ЭВТИ, а также более интенсивному проявлению «парникового эффекта».

Для снижения температур верхних слоев ЭВТИ в случае частично прозрачного облицовочного слоя следует применять на внутренних сторонах облицовочного и первого слоев покрытия, для которых отношение оптических характеристик  $\frac{A_s}{\varepsilon} \rightarrow 0$ .

Применение облицовочного слоя ЭВТИ с коэффициентом поглощения солнечного излучения, близким к единице, приводит к существенному снижению отражаемого солнечного потока, однако значительно возрастают полученные значения температур верхних слоев. Новым температурным требованиям удовлетворяют полиимидные пленочные покрытия.

## Список используемых источников

1. Mallama A. 2020a. Starlink satellite brightness before VisorSat. – URL: <https://arxiv.org/abs/2006.08422> (дата обращения: 08.02.2024).

2. *Фаворский О. Н., Каданер Я. С.* Вопросы теплообмена в космосе. – М. : Высш. шк., 1967. – 248 с.
3. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Л. В. Козлов [и др.]; под ред. акад. Г. И. Петрова. – М. : Машиностроение, 1971. – 382 с.
4. Система обеспечения теплового режима : учеб. пособие / В. И. Ермолаев [и др.]. – МО РФ, 1990. – 82 с.
5. Пат. RU 2397926 С2 Рос. Фед. Экранно-вакуумная теплоизоляция космического аппарата с внешним комбинированным покрытием / патентообладатель: ООО «Научно-исследовательский институт космических и авиационных материалов». – № 2008125256/11; заявл. 27.12.2009; опубл. 27.08.2010, Бюл. № 24.
6. Свид. о гос. регистрации программы для ЭВМ № 2014662815. Программный комплекс расчета с применением метода конечных элементов спектроэнергетических характеристик излучения космических объектов в оптическом диапазоне / А. А. Каменев, М. М. Полуян, А. А. Солуянов, А. И. Богоявленский ; заявитель и правообладатель: ВКА имени А. Ф. Можайского. – № 2014660270; заявл. 13.10.2014; зарегистр. в Реестре программ для ЭВМ 09.12.2014.
7. 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.

И. А. Соболев,  
кандидат технических наук  
МГТУ имени Н. Э. Баумана, г. Москва.

## СВЕРХНИЗКООРБИТАЛЬНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Представлен проектно-конструкторский облик сверхнизкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли, предназначенного для получения изображений высокого разрешения (0,25–0,3 м) с орбит в диапазоне высот 250–280 км. Сформулированы основные проектные подходы к созданию аппаратов такого класса, показан вариант компоновочной схемы.

Ключевые слова: сверхнизкая орбита, дистанционное зондирование Земли, верхняя атмосфера, низкоорбитальный космический аппарат, электроракетный двигатель.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время актуальным вопросом дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) является повышение разрешающей способности орбитальных средств наблюдения [1, 2]. Для этого существуют три основных пути. Первый путь предполагает создание крупногабаритных оптико-механических блоков и неизбежно ведет к росту массы, габаритов, трудоемкости и стоимости создания КА. Второй путь заключается в снижении размеров единичного чувствительного элемента ПЗС-матриц, однако при неизменной высоте орбиты возможности повышения разрешающей способности остаются ограниченными дифракционным пределом.

Третий путь – это снижение высоты рабочей орбиты космического аппарата. При этом достигается как существенное снижение габаритов, массы и стоимости целевой оптической аппаратуры, так и смещение границы, обусловленной дифракционным пределом.

Однако эксплуатация КА на сверхнизкой орбите сопряжена с повышением влияния на КА внешних факторов, основным из которых будет являться сопротивление атмосферы. Практика создания КА, которые ранее эксплуатировались на таких высотах (ДС-МО, GOCE, КН-7, Tsubame), показала, что уже на этапе проектных проработок необходимо принимать ряд проектных решений, нестандартных для космических аппаратов и во многом перекликающихся с практикой создания авиационной техники.

### ТРЕБОВАНИЯ К КОМПОНОВКЕ СВЕРХНИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Анализ конструкций ранее разработанных космических аппаратов [3, 4] и рассмотрение влияния внешних факторов космического пространства в области рассматриваемых высот позволяют сделать вывод о том, что к конструкции сверхнизкоорбитального КА будут предъявляться требования, схожие с предъявляемыми к конструкции авиационной техники. А именно, аппарат должен иметь вытянутую форму, переднюю центровку, минимальную площадь миделева сечения, максимально возможную осевую симметрию. Вопрос о необходимости придания носовой части обтекаемой формы пока остается открытым и требует теоретической и экспериментальной проработки. Опыт эксплуатации ранее разработанных КА показывает, что на высотах 250–300 км это требование не является принципиальным, но при дальнейшем понижении высоты орбиты (которое может оказаться актуальным, например при внедрении электрических прямоточных двигателей) его актуальность может возрасти.

Для обеспечения длительного функционирования КА на сверхнизкой орбите целесообразно применять следующие подходы:

– парировать торможение КА в верхних слоях атмосферы за счет импульса, сообщаемого двигательной установкой (ДУ). Компенсирующий импульс может выдаваться либо на каждом витке при пролете околополярных участков орбиты (где КА с наибольшей долей вероятности выполнять целевую задачу по съемке поверхности Земли не будет), либо по прошествии определенного числа витков. Последний подход целесообразен в случае, если число включений ДУ на каждом витке за весь срок миссии превышает ресурс двигателей по числу включений;

– обеспечивать минимальную площадь миделева сечения за счет рациональных компоновочных решений, применения «горизонтальной» компоновочной схемы;

– стремиться к минимизации количества «открытых» элементов конструкции, не прикрытых корпусом КА, для снижения воздействия на них частиц верхней атмосферы;

При создании сверхнизкоорбитального КА актуальны следующие проектно-компоновочные решения:

– корпус КА выполняется в виде удлиненной конструкции с множеством отсеков с бортовым оборудованием, которое размещается в один ряд;

– панели фотоэлектронных преобразователей (ФЭП) размещаются на вытянутом корпусе вдоль его продольной оси с ориентацией «в зенит». Такая компоновка обеспечивает минимальное влияние площади ФЭП на миделево сечение. Кроме того, на орбитах, актуальных для работы КА ДЗЗ (с диапазоном местного времени прохождения восходящего узла от 10 до 14 ч), такая компоновка обеспечивает величину средневитковой вырабатываемой мощности, близкую к максимально возможной;

– следует предусмотреть при сохранении базовой конструкции КА возможность изменения компоновки ФЭП. Такое решение требуется для обеспечения оптимизации условий освещенности панелей каждого из КА, входящего в группировку, при размещении КА на орбитах с разным значением местного времени прохождения восходящего узла (т. е. и разным значением угла освещения плоскости орбиты). Помимо этого, следует предусмотреть (также при сохранении базовой конструкции КА) возможность отказа от панелей ФЭП на гранях корпуса, оказавшихся для конкретного входящего в группировку КА в неблагоприятных условиях освещения;

– двигатели компенсирующей двигательной установки следует размещать на кормовой торцевой поверхности корпуса КА. При этом вектор тяги должен проходить через центр масс КА и быть направленным по вектору скорости. Тем самым обеспечивается выдача компенсирующих импульсов при сохранении рабочей ориентации КА, т. е. при минимальном поперечном сечении.

## ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КА

Сверхнизкоорбитальный космический аппарат «Стрелка» предназначен для оперативного наблюдения поверхности Земли в видимом диапазоне, получения и передачи на Землю информации в интересах решения следующих задач:

- картографирования;
- экологического мониторинга;
- мониторинга чрезвычайных ситуаций;
- информационного обеспечения народно-хозяйственной деятельности;
- обеспечения решения специальных задач.

Основные технические характеристики КА «Стрелка» приведены в табл. 1.

На рис. 1 показан вариант КА, оснащенного только основным оптическим инструментом – телескопом высокого разрешения, который обладает наибольшими габаритами (длина 2,5 м при диаметре главного зеркала 0,5 м) и потому является элементом, определяющим компоновку КА. При необходимости возможна установка на КА также дополнительной полезной нагрузки, в частности, гиперспектральных и ИК-камер.

Таблица 1

## Основные характеристики сверхнизкоорбитального КА «Стрелка»

Основные характеристики	Значение
Параметры рабочей орбиты: – тип орбиты – высота (базовая), км	круговая солнечно-синхронная 250–280
Время прохождения экватора в восходящем узле	10–14 часов местного солнечного времени (в зависимости от положения в группировке)
Основные ТТХ основной съемочной аппаратуры: – полоса обзора (при съемке в надир с $H = 250$ км) и угле возвышения КА над горизонтом у границы полосы обзора не менее $55^\circ$ , км – полоса захвата (при тех же условиях), км – разрешение (проекция пикселя при съемке в надир с $H = 250$ км), м: – ПХ канал – МС канал	290–310 15 0,3 1,2
Периодичность наблюдения, сут.: – одиночного КА – группировки КА	8 до 1
Срок активного существования, лет	5
Масса, кг	700–750

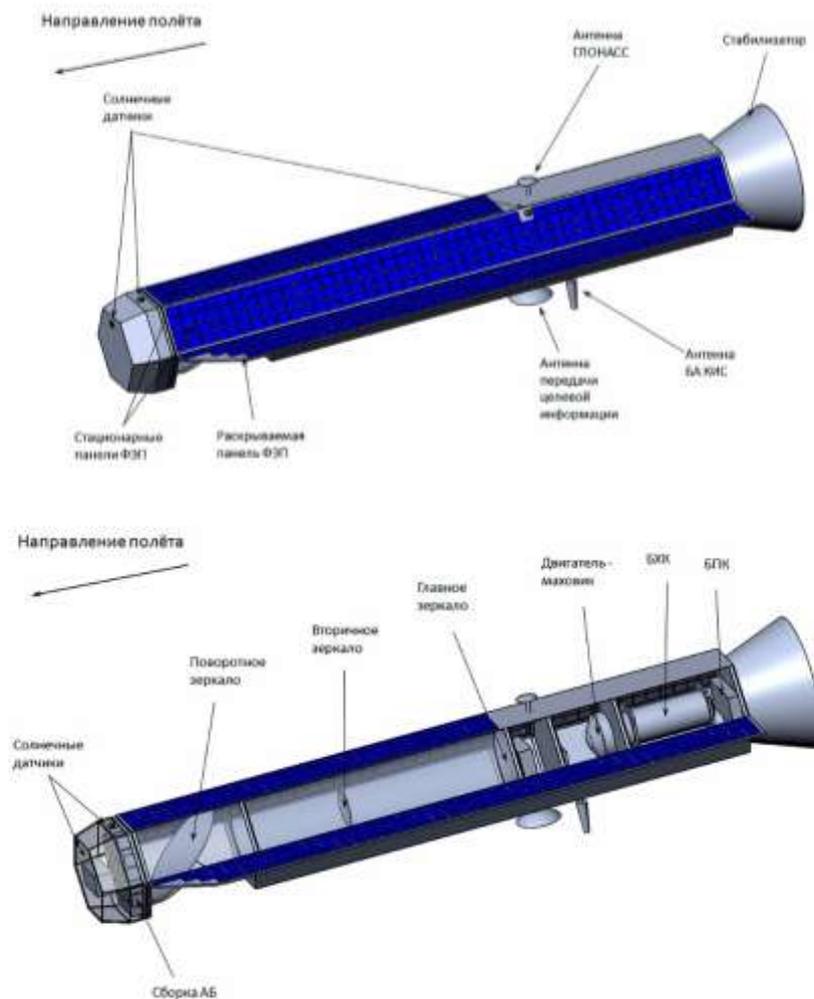


Рис. 1. Внешний вид сверхнизкоорбитального КА «Стрелка»

## БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПОСТРОЕНИЕ И БЮДЖЕТ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Рабочая орбита КА – солнечно-синхронная круговая орбита высотой 250–280 км. В зависимости от положения КА в составе группировки местное время прохождения экватора на восходящем витке может варьироваться в диапазоне от 10 до 14 ч.

Орбита КА обладает следующими характеристиками:

- 1) период орбиты – 89,4–89,9 мин.;
- 2) наклонение орбиты – 96,47–96,57°;
- 3) максимальная длительность теневого участка – 36,84–36,64 мин., при этом теневой участок на орбите присутствует на каждом витке независимо от сезона года.

Анализ показал, что с учетом вышеприведенных параметров при баллистическом коэффициенте КА, равном 0,0014 м<sup>2</sup>/кг, аэродинамическое торможение в атмосфере Земли при среднем уровне солнечной активности приводит к уменьшению большой полуоси орбиты КА на величину ~1 км в сутки. За счет изменений уровня солнечной активности эта величина может изменяться от ~0,5 до 1,8 км в сутки.

Чтобы КА существовал на такой высоте в течение срока службы (5 лет) необходимо периодически компенсировать его аэродинамическое торможение в атмосфере Земли за счет работы двигательной установки.

На КА установлена двигательная установка на основе электрореактивного двигателя СПД-100В, который обладает следующими основными характеристиками:

- 1) тяга – 83 мН;
- 2) удельный импульс – 1540 с;
- 3) ресурс по количеству включений – 8800 раз;
- 4) ресурс по времени работы – 9000 ч.

Для поддержания рабочей орбиты КА на каждом витке присутствует участок коррекции. Если коррекция орбиты осуществляется один раз за виток, то продолжительность каждого участка коррекции орбиты при среднем уровне солнечной активности составляет ~250 с. За счет изменений уровня солнечной активности эта величина может изменяться от ~108 до 440 с.

При выбранной программе поддержания рабочей орбиты КА в течение срока эксплуатации 5 лет требуемый ресурс ДУ по времени работы при среднем уровне солнечной активности составит не менее 2050 ч. В зависимости от уровня солнечной активности величина может изменяться от 890 до 3580 ч, что ниже величины ресурса, заявленного производителем. В то же время при включении ДУ на каждом витке ресурс по числу включений составит 29430 раз, что уже более чем в три раза превышает заявленный.

Выходом из ситуации может являться снижение частоты коррекции до одного раза на каждые четыре витка. В этом случае требуемый ресурс по числу включений составляет 7360 раз, что не превышает заявленной производителем величины. В то же время повышаются энергозатраты на единичную коррекцию, что при условии осуществления маневра вне освещенного полувитка (на котором осуществляется функционирование целевой аппаратуры) влечет за собой повышение массы аккумуляторных батарей.

Бюджет рабочего тела ДУ (ксенона) приведен в табл. 2 и рассчитан для принятой рабочей орбиты функционирования с учетом особенностей конструктивно-компоновочной схемы КА и изменения солнечной активности в течение срока эксплуатации КА.

Предварительная массовая сводка сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ приведена в табл. 3. Данная сводка является оценочной и подлежит уточнению в процессе дальнейших проектно-конструкторских проработок.

Далее приведено краткое описание компоновки КА, основных элементов его конструкции и состава бортовых систем.

Таблица 2

**Бюджет рабочего тела КА «Стрелка»**

Составляющие бюджета рабочего тела ДУ	Затраты ксенона, кг
Исправление погрешностей выведения	2
Поддержания параметров орбиты в течение срока службы (5 лет)	71
Потери за счет негерметичности, невырабатываемого остатка и погрешности заправки	5
Всего	78

Таблица 3

**Предварительная массовая сводка КА «Стрелка»**

Составные части КА	Масса, кг
Полезная нагрузка (оптический телескоп)	208
Система управления	50
Система энергоснабжения	105
Бортовая информационная система	70
СОТР	20
Двигательная установка: – двигатели, система подачи, питания и управления	41
– запас рабочего тела	78
Корпус и силовой набор	80
Резерв	70
ИТОГО	722

**Корпус КА**

Корпус КА имеет шестигранную форму. Поперечное сечение задается корпусными шпангоутами, на которых закреплены переборки и внешние панели. На переборках и внешних панелях осуществляется размещение бортовой аппаратуры.

Корпусные шпангоуты изготавливаются из алюминиевого сплава, переборки и продольные панели представляют собой трехслойные пластины. Таким образом достигается максимальная жесткость конструкции при минимизации ее массы.

Расположение корпусных шпангоутов и переборок определяет членение корпуса на функциональные отсеки, в число которых входят: носовой отсек, центральный отсек, приборный отсек, двигательный отсек, аэродинамический стабилизатор.

**Носовой отсек**

Носовой отсек КА находится на переднем торце корпуса и предназначен для восприятия аэродинамической нагрузки, а также размещения аппаратуры системы энергоснабжения (СЭС). В носовом отсеке располагаются:

- сборка аккумуляторных батарей;
- зарядно-разрядное устройство СЭС;
- блоки коммутации питания;
- система управления СЭС;

На передней и верхних гранях носового отсека размещаются солнечные датчики системы ориентации и стабилизации.

В связи с тем, что торцевая грань носового отсека испытывает наибольшее эрозионное воздействие со стороны частиц остаточной атмосферы, представляется важным проведение исследований с целью уточнения количественных характеристик этого воздействия и решения вопроса о необходимости применения защитного покрытия и выборе конкретных конструкционных материалов.

### Центральный отсек

Центральный отсек предназначен для размещения главного инструмента полезной нагрузки – оптического телескопа, состоящего из следующих основных элементов:

- оптико-механического блока (ОМБ);
- блока формирования изображения;
- системы приема, переработки и передачи целевой информации;
- системы управления телескопом.

*Оптико-механический блок* является наиболее крупным элементом, определяющим размеры КА. Блок выполнен по схеме Ричи – Кретьена, что позволяет снизить его продольный размер по отношению к фокусному расстоянию примерно в три раза. В состав ОМБ входят:

- корпус ОМБ;
- главное зеркало;
- вторичное зеркало;
- поворотное зеркало;
- привод-подвес поворотного зеркала.

Оптическая ось оптико-механического блока для обеспечения минимальной площади мишенев сечения КА совпадает с продольной осью КА. В связи с этим возникает необходимость ввода в состав ОМБ поворотного зеркала, преломляющего оптическую ось по направлению к поверхности Земли.

Применяемая на КА активно-пассивная система ориентации и стабилизации не обеспечивает нужную для аппаратуры ДЗЗ точность ориентации. Решением этой проблемы является применение активной стабилизации поворотного зеркала телескопа в процессе работы оптико-электронной аппаратуры. Это обеспечивается размещением поворотного зеркала в приводе-подвесе, аналогом которого можно считать подвесы-стабилизаторы фотоаппаратуры, широко применяемые на беспилотных летательных аппаратах.

Привод-подвес предназначен:

- для размещения поворотного зеркала оптико-механического блока;
- для наведения оптической оси на объект съемки по углам рыскания и тангажа;
- для удержания оптической оси на объекте съемки;
- для парирования неточностей аэродинамической системы ориентации и динамических колебаний КА в процессе съемки.

*Блок формирования изображения* предназначен для преобразования оптического сигнала в цифровое изображение и его первичной обработки.

*Система приема, переработки и передачи целевой информации* предназначена:

- для приема видеоинформации от блока формирования изображения;
- для формирования потоков данных с целью передачи с помощью бортового радиокomплекса на наземные пункты приема информации;
- для записи информации в запоминающее устройство;
- для хранения информации в запоминающем устройстве на протяжении периода времени, не менее заданного.

*Система управления телескопом* предназначена для обеспечения наведения поворотного зеркала на выбранный объект съемки и удержания его на объекте в процессе съемки, обеспечения стабильной работы аппаратуры телескопа в разных режимах, включая аварийные, а также для согласования функционирования телескопа с функционированием бортовых систем КА.

## Приборный отсек

Приборный отсек предназначен для размещения основных элементов следующих бортовых систем КА:

- бортового вычислительного комплекса;
- системы ориентации и стабилизации (аппаратура активной составляющей СОиС);
- системы телеметрических измерений;
- системы навигации;
- бортового радиокomплекса.

*Бортовой вычислительный комплекс* обеспечивает:

- получение информации от датчиков и бортовых систем;
- обработку информации;
- выдачу управляющих воздействий на исполнительные органы и бортовые системы.

*Система телеметрических измерений* предназначена:

- для сбора измерительной информации с датчиков и бортовых систем КА;
- для записи собранной информации в энергонезависимое бортовое запоминающее устройство;

– для передачи измеренной ТМ-информации с помощью бортового радиокomплекса на наземные приемные пункты.

*Система навигации* обеспечивает точное определение положения КА на орбите и параметров его орбитального движения с использованием навигационных приемников системы ГЛОНАСС.

*Бортовой радиокomплекс* предназначен для приема и передачи данных телеметрии и управляющих команд в X-диапазоне и целевой информации в Ka-диапазоне.

## Система ориентации и стабилизации (СОиС)

Система ориентации и стабилизации построена по активно-пассивной схеме. Основу СОиС составляет аэродинамическая система стабилизации [5], обеспечивающая грубую ориентацию КА по каналам тангажа и рысканью, поскольку использование других принципов построения приведет к высоким энергозатратам на противодействие аэродинамическим силам.

Быстрая переориентация КА на другой объект по крену обеспечивается двигателем-маховиком, расположенным вдоль продольной оси. Также он решает задачу парирования внешних возмущений по оси крена и стабилизации по этой оси в процессе работы оптико-электронной аппаратуры. В связи с необходимостью разгрузки двигателя-маховика по достижении им насыщения в состав СОиС входят магнитные исполнительные органы, которые также могут выполнять роль активных вспомогательных средств обеспечения ориентации.

Демпфирование колебательного процесса стабилизации КА по осям тангажа и рысканья осуществляется гиродемпферами.

Для определения текущей ориентации КА используются солнечные датчики, магнитометр, результаты измерения угловых ускорений, а также датчики системы ГЛОНАСС.

## Система обеспечения теплового режима (СОТР)

Практика эксплуатации аппарата GOCE показала, что для обеспечения температурного режима КА на таких высотах достаточно пассивной СОТР. При необходимости могут использоваться нагреватели. Панели солнечных батарей нагреваются до высокой температуры, в связи с чем внутреннее оборудование спутника следует защищать многослойным покрытием ЭВТИ, размещенной между панелями СБ и корпусом спутника. При этом теневую сторону КА следует использовать в качестве радиатора.

### **Двигательный отсек и двигательная установка**

Двигательный отсек предназначен для размещения элементов двигательной установки, которая включает в свой состав следующие основные элементы:

- блок хранения ксенона;
- блок подачи ксенона;
- систему управления;
- электроракетный двигатель СПД-100В (СПД-100Д).

Двигательная установка предназначена для поддержания высоты рабочей орбиты КА на протяжении его срока активного существования [6]. Выбор типа двигателя (СПД-100В(Д)) обусловлен тем обстоятельством, что двигатель СПД-70 обладает существенно недостаточным ресурсом как по времени работы, так и по числу включений, а двигатель СПД-140, напротив, избыточен по тяге.

В связи с тем, что ксенон отличается высокой ценой, целесообразно рассмотреть возможность применения в составе космического аппарата ЭРДУ на базе ионного двигателя на рабочих телах криптон и аргон.

### **Аэродинамический стабилизатор**

Расположен на кормовом корпусном шпангоуте и предназначен для обеспечения аэродинамической стабилизации КА в процессе полета.

Результаты исследований, проведенных в Советском Союзе в рамках работ над проектом «Космическая стрела», показали, что оптимальной формой аэродинамического стабилизатора является усеченный конус [7]. Данная форма применена и в рассматриваемой концепции сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ. Геометрические характеристики стабилизатора подлежат уточнению в процессе детальных исследований с учетом динамики стабилизации КА, деформируемости спутника и уточненных аэродинамических характеристик КА в условиях полета в верхних слоях атмосферы.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В ходе проведенных исследований был определен проектный облик сверхнизкоорбитального космического аппарата, предназначенного для решения задач ДЗЗ на орбитах высотой 200–300 км. Сформулированы основные проектные и конструктивные решения, предлагаемые к использованию при проектировании аппаратов такого класса, показана возможность их реализации как широко применяющихся в авиационной технике. Предложен вариант компоновочной схемы и общего конструктивного облика сверхнизкоорбитального КА, а также состава его систем. Описаны особенности оптико-механического комплекса. Показана принципиальная реализуемость сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ.

### **Список используемых источников**

1. Космические снимки сверхвысокого разрешения. – URL: <https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya> (дата обращения: 23.11.2023).
2. *Гарбук С. В., Гершензон В. Е.* Космические системы дистанционного зондирования Земли. – М.: Издательский проект «А и Б», 1997. – 296 с.
3. *Drinkwater, M.R., R. Floberghagen, R. Haagmans, D. Muzi, and A. Popescu,* GOCE:ESA's first Earth Explorer Core mission // In the Space Sciences Series of ISSI. – 2003. – Vol. 18. –

P. 419-432. – URL: [https://www.researchgate.net/publication/226284997\\_GOCE\\_ESA's\\_first\\_earth\\_explorer\\_core\\_mission](https://www.researchgate.net/publication/226284997_GOCE_ESA's_first_earth_explorer_core_mission) (дата обращения: 11.03.2024).

4. Космическая стрела: оптические исследования атмосферы : сб. статей / отв. ред. и авт. предисл. акад. А. М. Обухов и чл.-кор. АН УССР В. М. Ковтуненко ; АН СССР. Ин-т физики атмосферы. – М. : Наука, 1974. – 326 с.

5. Гироаэродинамическая система ориентации спутника / В. С. Гладилин [и др.] // Космическая стрела. – М. : Наука, 1974. – С. 25–29.

6. *Волоцув В. В.* Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров // Наука и инновации. – 2021. – Вып. 12. – URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135> (дата обращения: 23.11.2023).

7. *Яскевич Э. П.* Выбор формы аэродинамического стабилизатора // Космическая стрела. – М. : Наука, 1974. – С. 29–34.

А. Ю. Хасанов,  
кандидат технических наук;  
С. Г. Кочиев

## ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ВЕЛИЧИНЕ ТЯГИ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА СВЕРХНИЗКОЙ ОРБИТЕ

Отмечена необходимость функционирования космических аппаратов на сверхнизких орбитах. Представлен подход к расчету величины силы тяги, создаваемой двигательной установкой космического аппарата на сверхнизкой орбите, необходимой для парирования аэродинамической силы. Проведено моделирование движения космического аппарата на высотах от 150 до 300 км и рассчитана величина аэродинамической силы, действующей на космический аппарат. Обосновано требование к необходимой величине силы тяги двигательной установки космического аппарата на сверхнизкой орбите.

Ключевые слова: сверхнизкая орбита, атмосфера, космический аппарат, двигательная установка малой тяги.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время значительно возрос интерес к освоению сверхнизких орбит (СНО) и развертыванию в этой части околоземного пространства орбитальных группировок космических аппаратов (КА). Под сверхнизкими орбитами понимаются такие орбиты, которые имеют высоту от 150 до 300 км. Однако применение космических аппаратов на СНО осложняется существенным влиянием атмосферы на их движение. Величина плотности атмосферы на высотах СНО в 10–100 раз больше, чем на орбитах высотой 400 км. Под постоянным воздействием аэродинамической силы на КА высота его орбиты будет постоянно уменьшаться, пока, в конечном счете, КА не войдет в плотные слои атмосферы и не разрушится. Тем не менее, применение КА на СНО имеет ряд преимуществ перед КА на низких орбитах:

- 1) возможность уменьшения апертуры оптико-электронной аппаратуры КА дистанционного зондирования Земли, что при заданных параметрах съемки позволяет уменьшить размеры КА;
- 2) исключение рисков столкновения с космическим мусором;
- 3) уменьшение времени на передачу информации;
- 4) возможность использования менее мощных устройств для передачи информации [1].

Для поддержания параметров рабочей орбиты в диапазоне СНО необходимо регулярно проводить коррекцию орбиты КА. В практике известно применение КА на СНО, к которым можно отнести КА GOCE (Европейское космическое агентство) и КА SLATS (Японское агентство аэрокосмических исследований). Поддержание высоты орбиты указанных КА обеспечивалось с помощью тяги, создаваемой электрической ракетной двигательной установкой (ЭРДУ), в которой рабочим телом являлся ксенон. По окончании запасов рабочего тела на борту эксплуатация КА завершалась.

На сегодняшний день ведутся исследования по созданию принципиально нового типа ЭРДУ, использующей в качестве рабочего тела заборный газ [2], который позволит обеспечить поддержание КА на СНО на протяжении интервала времени, ограниченного только работоспособностью самого ЭРДУ. При этом создаваемая тяга должна быть непрерывной, а ее величина должна регулироваться в соответствии с изменением величины аэродинамической силы, действующей на КА. В связи с этим обоснование требований к величине тяги управляющей двигательной установки КА на СНО для парирования возникающей аэродинамической силы является актуальным.

## АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТИ ПАРАМЕТРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ АТМОСФЕРЫ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩЕЙ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ В ДИАПАЗОНЕ ВЫСОТ СВЕРХНИЗКИХ ОРБИТ

При движении объекта в газовой среде на него действует аэродинамическая сила, что оказывает влияние на характер движения в этой среде из-за возникающего сопротивления. Это утверждение также относится и к движению КА на высотах, соответствующих СНО, где плотность атмосферы составляет от  $1 \cdot 10^{-8}$  до  $1,5 \cdot 10^{-6}$  г/м<sup>3</sup>. В этом случае для поддержания круговой орбиты КА на заданной высоте необходимо постоянно противодействовать возникающей аэродинамической силе, что, в свою очередь, предъявляет ряд требований к ЭРДУ, связанных с обеспечением непрерывности работы, возможностью изменения направления и величины силы тяги, а также наличием рабочего тела.

Поскольку аэродинамическая сила постоянно действует на КА, продолжительность функционирования КА на СНО будет равна времени работы ЭРДУ. При этом вектор силы тяги ДУ направлен вдоль продольной оси КА в направлении, противоположном действию аэродинамической силы.

Для обоснования требований к величине тяги управляющей ЭРДУ КА, движущегося на СНО, необходимо определить величину аэродинамической силы, которой необходимо противодействовать. Аэродинамическая сила, действующая на КА, определяется по формуле

$$Q = \frac{c_x S_m \rho(h) V^2}{2m}, \quad (1)$$

где  $c_x$  – безразмерный коэффициент силы лобового сопротивления;  
 $m$  – масса КА;  
 $S_m$  – площадь миделева сечения КА;  
 $\rho(h)$  – плотность атмосферы на высоте  $h$ ;  
 $V$  – скорость набегающего потока.

Параметры  $c_x$ ,  $S_m$ ,  $m$  задаются характеристиками КА и не изменяются в процессе эксплуатации КА.

В большей степени плотность атмосферы зависит от высоты над уровнем Земли и имеет зависимость от высоты в диапазоне СНО, представленную на рис. 1.

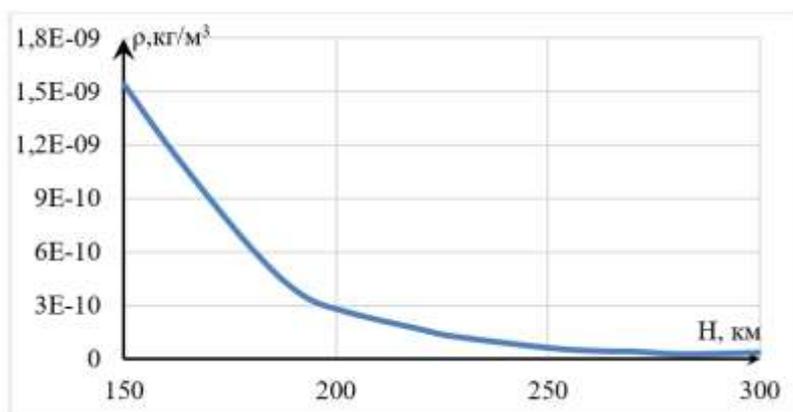


Рис. 1. Зависимость плотности атмосферы Земли от высоты в диапазоне СНО

Аэродинамическая сила в зависимости от массогабаритных характеристик на разных высотах СНО представлена на рис. 2 и 3.

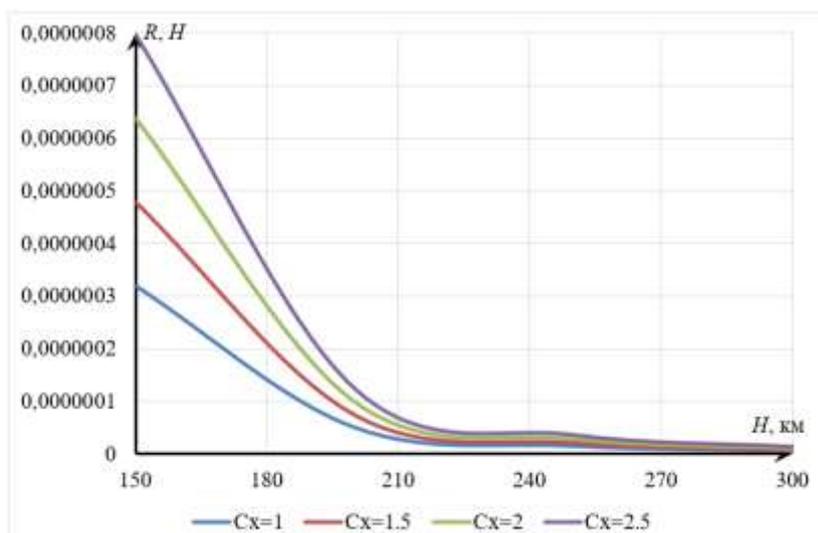


Рис. 2. Зависимость величины аэродинамической силы, действующей на КА, от  $C_x$  для высот 150, 200, 250 и 300 км

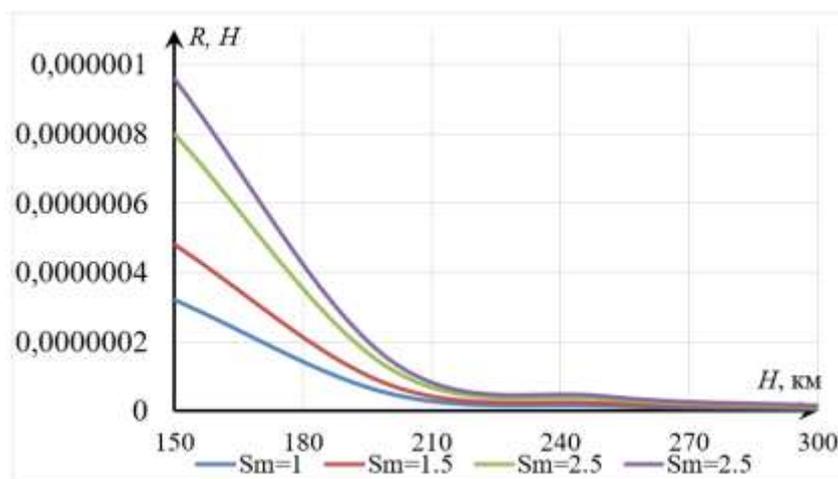


Рис. 3. Зависимость величины аэродинамической силы, действующей на КА, от  $S_m$  для высот 150, 200, 250 и 300 км

Данные зависимости характерны для модели атмосферы, рассчитаны в соответствии с ГОСТ 4401-81 и являются приближительными, поскольку характеристики атмосферы в произвольной точке с течением времени меняются. В общем случае плотность атмосферы Земли зависит от солнечной активности, положения Солнца относительно Земли, времени года и суток. Для расчета плотности атмосферы с учетом указанных параметров используется модель атмосферы в соответствии с [3], которую в дальнейшем будем называть динамической моделью атмосферы:

$$\rho = \rho_n K_0 (1 + K_1 + K_2 + K_3 + K_4), \quad (2)$$

где  $\rho_n$  – плотность ночной атмосферы;

$K_0$  – коэффициент, учитывающий изменение плотности атмосферы, связанное с отклонением индекса солнечной активности от средневзвешенного индекса солнечной активности;

$K_1$  – коэффициент, учитывающий суточный эффект в распределении плотности;

- $K_2$  – коэффициент, учитывающий полугодовой эффект;  
 $K_3$  – коэффициент, учитывающий отклонение среднесуточного индекса солнечной активности от средневзвешенного индекса солнечной активности;  
 $K_4$  – коэффициент, учитывающий зависимость плотности атмосферы от геомагнитной возмущенности.

В большей степени из представленных коэффициентов на плотность атмосферы влияет величина солнечной активности. Процентное соотношение влияния представленных коэффициентов на плотность атмосферы составляет примерно:  $K_0 = 50\%$ ,  $K_1 = 35\%$ ,  $K_2 = 5\%$ ,  $K_3 = 5\%$ ,  $K_4 = 5\%$  [3].

Представленная формула (1) с учетом формулы (2) позволяет оценить значение аэродинамической силы в любой точке пространства в диапазоне орбит СНО с течением времени. Для расчета аэродинамической силы, действующей на КА в процессе его движения на СНО, включим силу лобового сопротивления в систему дифференциальных уравнений, описывающую движение КА в центральном гравитационном поле Земли с учетом ее вращения:

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_x &= \left(\omega_3^2 - \frac{\mu}{r^3}\right)x - \frac{c S m^{\rho(h)} V V_x}{2m} + 2\omega_3 V_y; \\
 \dot{V}_y &= \left(\omega_3^2 - \frac{\mu}{r^3}\right)y - \frac{c S m^{\rho(h)} V V_y}{2m} - 2\omega_3 V_x; \\
 \dot{V}_z &= \left(-\frac{\mu}{r^3}\right)z - \frac{c S m^{\rho(h)} V V_z}{2m};
 \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= V_x; \\
 \dot{y} &= V_y; \\
 \dot{z} &= V_z,
 \end{aligned}$$

где  $\omega_3$  – угловая скорость вращения Земли;

$\mu$  – гравитационная постоянная;

Определение величины аэродинамической силы при движении КА на СНО выполнено для следующих исходных данных:

а) характеристики КА:

– коэффициент лобового сопротивления  $C_x = 2,5$ ;

– площадь миделевого сечения  $S_m = 1,5 \text{ м}^2$ ;

– масса космического аппарата  $m = 100 \text{ кг}$ ;

б) характеристика среды: уровень солнечной активности находится в диапазоне от  $10 \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$  до  $250 \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$ ;

в) характеристики орбиты:

– высота орбиты КА  $H = 150 \div 300 \text{ км}$ ;

– орбита круговая,  $e = 0$ ;

– наклонение орбиты  $i = 98^\circ$ .

В результате моделирования движения КА получены зависимости, представленные на рис. 4 и 5. На рис. 5 представлены графики изменения плотности атмосферы для модели атмосферы в соответствии с ГОСТ 4401-81 и динамической модели на интервале пяти витков. Из графиков видно, что для обоснования требований к величине тяги управляющей ДУ КА на СНО учет параметров динамической атмосферы необходим, поскольку уход параметров движения КА может составлять до 500 м за один виток.

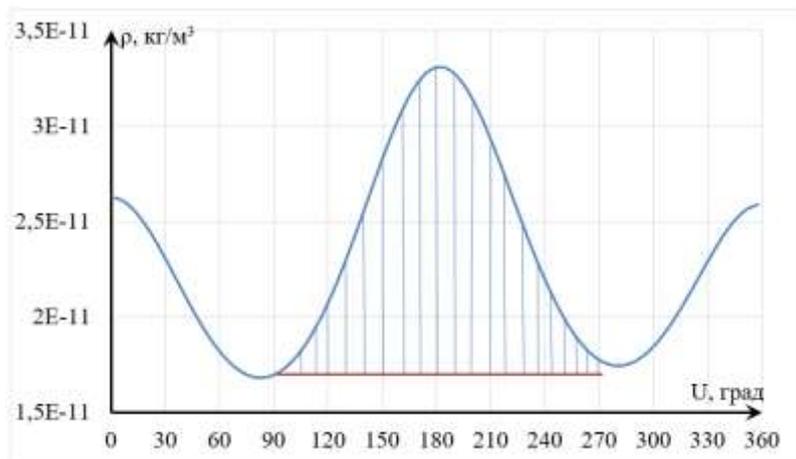


Рис. 4. Изменение плотности атмосферы по траектории полета КА на СНО (штрихами обозначен район, где КА находится в тени)

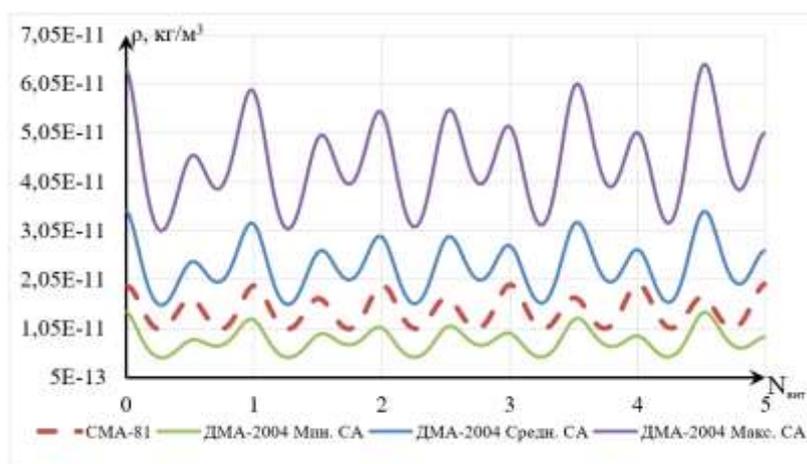


Рис. 5. Изменения плотности для статической модели атмосферы и динамической модели атмосферы

На рис. 6 видно, что диапазон значений силы аэродинамического сопротивления уменьшается с увеличением высоты орбиты КА, а также сужается диапазон значений.

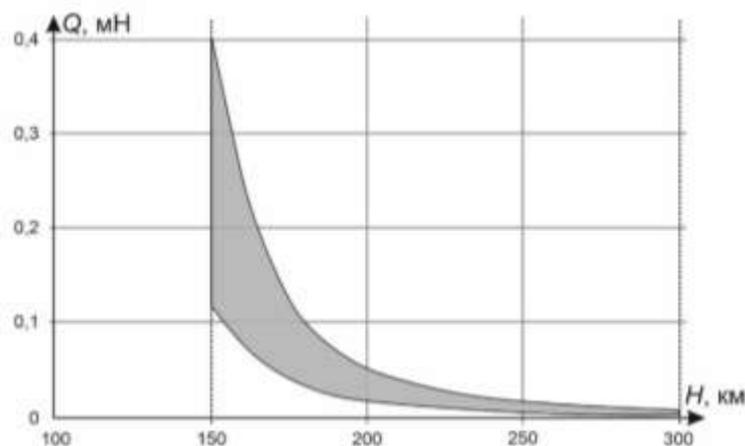


Рис. 6. Зависимость величины аэродинамической силы, действующей на КА, от высоты орбиты

Расчеты показали, что диапазон значений величины аэродинамической силы, действующей на КА на СНО, для заданных исходных данных лежит в пределах от 0,01 мН до 0,4 мН.

Важным ограничением в возможности функционирования КА на СНО является максимальная мощность ЭРДУ, которая, в свою очередь, ограничена площадью солнечных батарей. Для расчета потребной мощности ЭРДУ используем методику, представленную в работе [4]:

$$\begin{aligned} N &= \frac{\dot{m}w^2}{2\eta}; \\ \dot{m} &= \rho S_v V; \\ w &= \frac{Q}{\dot{m}}, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $N$  – потребная мощность ЭРДУ;  
 $\dot{m}$  – секундно-массовый расход рабочего тела;  
 $w^2$  – эффективная скорость истечения газов;  
 $S_v$  – площадь воздухозаборника;  
 $\eta$  – коэффициент полезного действия ЭРДУ.

На рис. 7 представлен график зависимости потребной мощности ЭРДУ от высоты полета для разных уровней солнечной активности (СА) с принятым допущением максимальной мощности ЭРДУ 1000 Вт, обоснованным в работе [4].

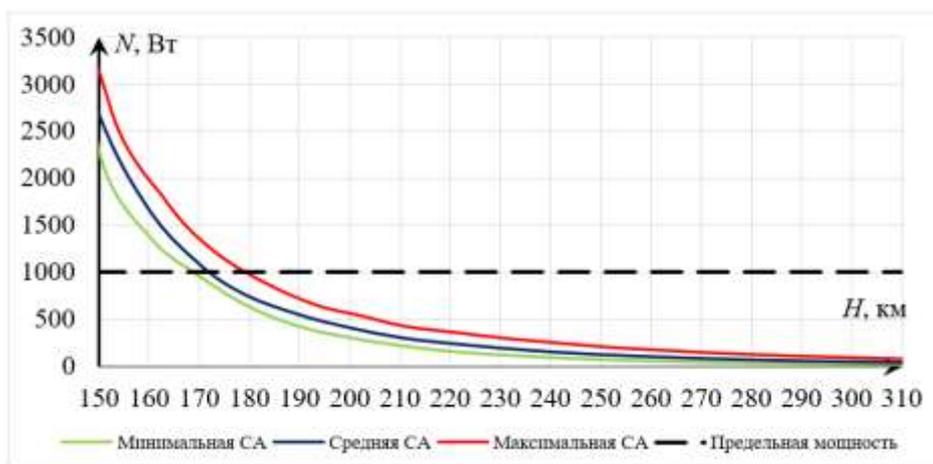


Рис. 7. График зависимости потребной мощности ЭРДУ от высоты полета при различных уровнях СА

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- при движении по круговой орбите плотность атмосферы не является постоянной, а изменяется с течением времени в зависимости освещенности;
- с увеличением высоты орбиты КА аэродинамическая сила уменьшается;
- при увеличении  $C_x$  и  $S_m$  величина аэродинамической силы возрастает;
- высота, на которой КА может функционировать, снизу ограничена мощностью ЭРДУ. Нижняя граница высоты орбиты находится в диапазоне от 170 до 180 км. Верхняя граница согласно исследованиям [5] равна 250 км. Для высот от 250 до 300 км потребуется использование запасенного газа вместе с газами заборной атмосферы.

Полученные результаты позволяют обосновать тягу КА с ЭРДУ, исходя из высоты СНО, параметров орбиты и массогабаритных характеристик КА.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для удержания орбиты на заданной высоте в пределах СНО необходимо иметь на борту ЭРДУ, величина силы тяги которой должна находиться в диапазоне величин значений силы аэродинамического сопротивления, действующей на КА.

Для функционирования КА на СНО необходимо постоянное парирование сопротивления, оказанного атмосферой. Это возможно, если двигательная установка способна непрерывно создавать тягу, которая равна возникающей аэродинамической силе, действующей на КА. К такого рода двигательным установкам предъявляется ряд требований, одним из которых является величина силы тяги, необходимой для удержания КА на заданной высоте орбиты.

Сила лобового сопротивления, действующего на КА, рассчитана с помощью моделирования движения КА с учетом динамической модели атмосферы. При моделировании движения КА на СНО для заданных исходных данных получен диапазон значений силы лобового сопротивления от 1 мН до 0,4 Н. Следовательно, для удержания орбиты КА в заданном диапазоне высот, соответствующих сверхнизким орбитам, необходимо иметь на борту ЭРДУ, величина силы тяги которой должна быть в диапазоне от 0,01 мН до 0,4 Н.

Наименьшая высота функционирования КА с ЭРДУ на забортном газе изменяется в зависимости от уровня солнечной активности и находится в диапазоне от 170 до 180 км. Наибольшая высота равна 250 км, так как на более высоких орбитах концентрация газов мала для использования в качестве рабочего тела.

Исходя из высоты СНО, параметров орбиты и массогабаритных характеристик КА, можно получить диапазон значений силы аэродинамической тяги ДУ, необходимый для удержания КА при движении на СНО.

## Список используемых источников

1. Волоцув В. В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах, высотой ниже четырехсот километров // Наука и инновации. – 2021. – № 12. – С. 1–17.
2. Геча В. Я., Каверин В. В., Пугач И. Ю. Возможность создания низкоорбитального космического аппарата с электроракетной двигательной установкой на атмосферных газах в качестве рабочего тела // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2022. – Вып. 683. – С. 167–173.
3. ГОСТ Р 25645.166 – 2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. – М. : Изд-во стандартов, 2004. – 24 с.
4. Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / С. В. Канев [и др.] // Известия вузов. Авиационная техника. – 2015. – № 3. – С. 35–40.
5. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов / А. И. Ерофеев [и др.] // Вестник НПО имени С. А. Лавочкина. – 2022. – № 3. – С. 107–114.
6. Власов С. А., Кульвиц А. В., Скрипников А. Н. Теория полета космических аппаратов : учебник. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2018. – 412 с.
7. Теория полета ракет-носителей : учебник / Г. И. Кудин [и др.]. – СПб. : МО РФ, 1994. – 448 с.

И. Ф. Хисматов<sup>1</sup>,

*доктор технических наук;*

В. А. Бухалёв<sup>2</sup>,

*доктор технических наук, профессор;*

В. А. Болдинов<sup>3</sup>,

*кандидат технических наук;*

А. А. Скрынников<sup>4</sup>,

*кандидат технических наук, старший научный сотрудник*

<sup>1, 2</sup> ЗАО «МНИТИ», г. Москва.

<sup>3, 4</sup> МАИ (национальный исследовательский университет), г. Москва.

<sup>4</sup> ФАУ «ГосНИИАС», Москва.

## **АЛГОРИТМ РАСПОЗНАВАНИЯ И ФИЛЬТРАЦИИ В СИСТЕМЕ С АДДИТИВНО-МУЛЬТИПЛИКАТИВНЫМИ ПОМЕХАМИ И СЛУЧАЙНЫМИ ВЕРОЯТНОСТЯМИ ПЕРЕХОДОВ МАРКОВСКИХ ПЕРЕРЫВОВ ИНФОРМАЦИИ, ОСНОВАННЫЙ НА АППРОКСИМАЦИИ БЕТА-РАСПРЕДЕЛЕНИЕМ**

Рассматривается задача распознавания и фильтрации марковского процесса в условиях случайных аддитивных и мультипликативных помех, искажающих информацию и вызывающих перерывы в ее поступлении на вход системы. Получен рекуррентный байесовский алгоритм оценивания полезного сигнала, основанный на теории систем со случайной скачкообразной структурой и аппроксимации неизвестных плотностей вероятностей бета-распределениями. Приведен пример, иллюстрирующий работу алгоритма.

Ключевые слова: случайная скачкообразная структура, аддитивно-мультипликативные помехи, перерывы информации, байесовская фильтрация, двухмоментная параметрическая аппроксимация, бета-распределение.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Одним из основных способов информационного противодействия системам управления летательных аппаратов является постановка маскирующих помех. При высокой мощности эти помехи существенно искажают полезную информацию о координатах и характеристиках наблюдаемых объектов [1, 2, 49]. В случае, когда отношение «сигнал – шум» снижается до уровня, меньше порогового, возникает перерыв информации. В результате контрмер, предпринимаемых системой управления, происходит частичная отстройка от помех и восстановление информационного контакта с объектом.

Кроме технологических мер на входе приемных устройств и предварительной обработки информации в высокочастотном спектре на заключительном этапе осуществляется алгоритмическая помехозащита. Она состоит из алгоритмов распознавания помеховых ситуаций, оценивания необходимых характеристик объектов и управления соответствующими параметрами, реализуемых в цифровых вычислительных устройствах в составе систем управления [2]. Синтез алгоритмов основан, главным образом, на теории марковских процессов в сочетании с байесовской обработкой информации [2–14, 16, 17, 19, 22, 28, 30, 33, 35].

Важнейшим свойством марковских процессов является, как известно, так называемое «отсутствие последствия», благодаря которому полученные алгоритмы описываются рекуррентными уравнениями, не требующими запоминания зафиксированной информации на всем отрезке времени от начала до текущего момента, кроме информации на одном предыдущем шаге дискретного счета. Известная формула Байеса легла в основу теории оптимальной обработки информации. Байесовские алгоритмы оценивания позволяют найти оптимальное сочетание априорной и апостериорной информации в условиях неполных и неточных данных о состоянии системы.

Кроме создателя теории марковских процессов А. А. Маркова, крупный вклад в ее развитие внесли А. Н. Колмогоров [15] и Р. Л. Стратонович, который объединил теорию марковских процессов с байесовской обработкой информации, заложив тем самым основу марковской теории оценивания случайных процессов [11]. По существу, все основные известные методы оптимальной обработки информации и управления базируются на марковских математических моделях. Это линейные фильтры с белыми шумами помех [3–10, 13, 14], с окрашенными шумами [4–10, 13, 14], нелинейные байесовские фильтры [5–10, 12–14], линейные и нелинейные алгоритмы сглаживания [5–10, 13, 16, 17], адаптивные и приближенно-оптимальные алгоритмы оценивания [2, 5, 8, 10, 12–14, 16].

Большинство приближенно-оптимальных нелинейных марковских фильтров основано на гауссовской [8, 10, 13, 14, 18] или полигауссовской [19] аппроксимации вероятностных распределений. Основной недостаток этого метода – сложность формул для коэффициентов фильтра, зависящих от табулированных специальных функций [20]. Более эффективным является метод *двухмоментной параметрической аппроксимации* (ДПА) [2, 14, 16, 18, 21, 22]. Он состоит в замене неизвестных распределений известными законами, зависящими от двух параметров, которые связаны с математическим ожиданием и дисперсией простыми алгебраическими формулами. Для прикладных задач наиболее подходящими являются распределения Пирсона I и III типов, в том числе и бета-распределения, и гамма-распределения [20, 23–25].

Новое направление в теории марковских процессов – теория систем со *случайной скачкообразной структурой* (ССС) – сформировалось в 70–80 годах XX века [22, 28, 30–36]. Под структурой системы понимается состав ее элементов и связи между ними. Состояние системы СССР характеризуется вектором  $(x_k, s_k)$ , где  $k$  – дискретный момент времени,  $x_k$  – непрерывнозначный вектор фазовых координат,  $s_k$  – вектор структуры с конечным множеством состояний. Вектор  $(x_k, s_k)$  – это диффузионно-разрывный марковский процесс, оба компонента которого – взаимосвязанные условно-марковские процессы. В наиболее общей математической постановке для систем СССР решены задачи оптимального и приближенно-оптимального распознавания структуры и оценивания фазовых координат в [14, 16, 22, 41–43].

*Оптимальный* алгоритм состоит из рекуррентных уравнений для апостериорных распределений вероятностей вектора состояний  $(x_k, s_k)$ , основанных на непрерывнозначных векторных измерениях  $z_{0,l}$  фазовых координат и векторных показаниях индикаторов структуры  $r_{0,l}$ , имеющих конечное множество состояний на отрезке времени  $[0, l]$ ,  $l \leq k$ . Объединенный вектор  $(x_k, s_k, z_k, r_k)$  представляет собой марковский процесс, все компоненты которого являются взаимосвязанными условно-марковскими процессами.

*Приближенно-оптимальный алгоритм*, полученный из оптимального алгоритма с помощью метода ДПА, состоит из замкнутой системы взаимосвязанных рекуррентных уравнений для апостериорных оценок – вероятностей структуры и условных математических ожиданий и ковариаций при фиксированной структуре.

В настоящей статье решается задача построения приближенно-оптимального алгоритма, основанного на теории систем СССР и методе ДПА.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Дано: система, изображенная на рис. 1, которая описывается следующими уравнениями.

1. *Оцениваемый сигнал*  $x_k$ :

$$x_{k+1} = a_k \varphi(x_k) + (1 - a_k) \xi_k, \quad (1)$$

где  $k$  – дискретный момент времени,  $k = 0, 1, 2, \dots$ ;

- $\xi_k$  – возмущение – последовательность независимых случайных величин,  $\xi_k \in [0, 1]$ ;  
 $a_k$  – коэффициент усиления,  $a_k \in [0, 1]$ ;  
 $\varphi_k$  – функция вида:

$$\varphi(x_k) = cx_k^n(1-x_k)^m, \quad c = \frac{(n+m)^{n+m}}{n^n m^m}, \quad x_k \in [0, 1]; \quad (2)$$

где  $n, m$  – целые числа,  $n > 0, m > 0$ .

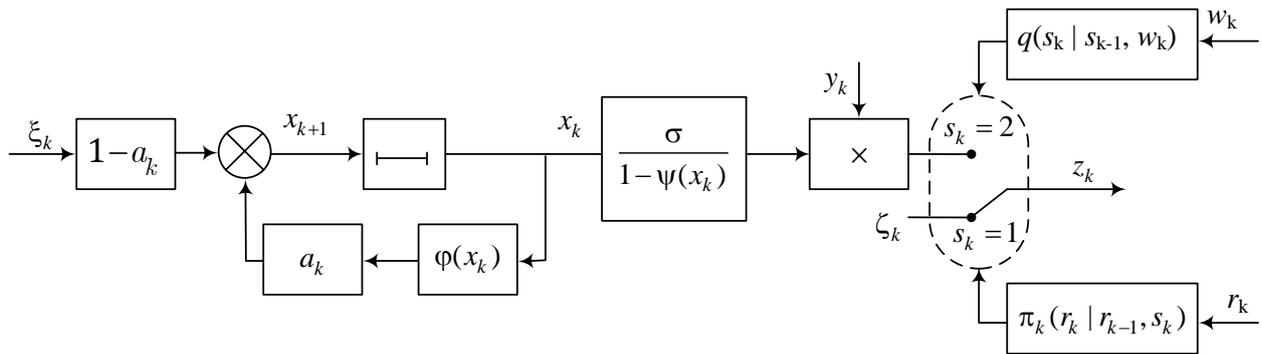


Рис. 1. Система с аддитивно-мультипликативными помехами и случайными вероятностями переходов марковских перерывов информации

Известны следующие вероятностные характеристики сигнала  $x_k$ :  $M[x_0] = \bar{x}_0$ ;  $M[x_0^2] = \Theta_0$ ;  $M[\xi_k] = \bar{\xi}_k$ ;  $M[(\xi_k - \bar{\xi}_k)^2] = G_k$ , где  $M[\cdot]$  – символ математического ожидания.

## 2. Измерение $z_k$ :

$$z_k = \begin{cases} \zeta_k & \text{при } s_k = 1; \\ \frac{\sigma y_k}{1 - \psi(x_k)} & \text{при } s_k = 2; \end{cases} \quad (3)$$

где  $y_k$  – мультипликативная помеха – последовательность независимых случайных величин с плотностью вероятности бета-распределения:

$$f_y(y_k) = by_k(1-y_k), \quad y_k \in [0, 1]; \quad (4)$$

- $\zeta_k$  – аддитивная помеха – последовательность независимых случайных величин с известной плотностью вероятности  $f_\zeta(\zeta_k)$ ,  $\zeta_k \in [0, 1]$ ;  
 $\psi_k$  – функция вида:

$$\psi(x_k) = bx_k^l(1-x_k)^\varepsilon, \quad b = \lambda \frac{(l+\varepsilon)^{l+\varepsilon}}{l^l \varepsilon^\varepsilon}, \quad x_k \in [0, 1], \quad (5)$$

где  $l, \varepsilon$  – целые числа;  $l > 0, \varepsilon > 0; 0 < \lambda < 1, 0 < \sigma < 1$ .

3. Перерывы информации:  $s_k$  – индекс структуры,  $s_k = 1$  – «информации нет»,  $s_k = 2$  – «информация есть»;  $s_k$  – условно-марковская цепь с вероятностями переходов  $q_{k+1}(s_{k+1} | s_k, w_{k+1})$  из  $s_k$  в  $s_{k+1}$  при фиксированном  $w_k$ :

$$\begin{aligned} q_k(2 | 1, w_k) &= h\rho w_k(1-w_k)^\mu, \\ q_k(1 | 2, w_k) &= g\rho w_k^\mu(1-w_k), \end{aligned} \quad (6)$$

$$\rho = \frac{(\mu + 1)^{\mu+1}}{\mu^\mu}, \quad 0 < h < 0.5, \quad 0 < g < 0.5.$$

Здесь  $w_k$  – помеха – последовательность независимых случайных величин с плотностью вероятности бета-распределения:

$$f_w(w_k) = \frac{w_k^{\vartheta-1}(1-w_k)^{\eta-1}}{B(\vartheta, \eta)}, \quad w_k \in [0, 1], \quad (7)$$

где  $\vartheta, \eta$  – целые числа,  $\vartheta > 0, \eta > 0$ ;

$B(\vartheta, \eta)$  – специальная бета-функция [20].

4. *Индикатор структуры*  $r_k$  – условно-марковская цепь ( $r_k = 1, 2$ ) с вероятностями переходов  $\pi_{k+1}(r_{k+1} | r_k, s_{k+1})$  из  $r_k$  в  $r_{k+1}$  при фиксированном  $s_{k+1}$ :

$$\pi_{k+1}(r_{k+1} | r_k, s_{k+1}) = \begin{cases} 1 - \pi_{k+1}^* & \text{при } r_{k+1} \neq r_k; \\ \pi_{k+1}^* & \text{при } r_{k+1} = r_k, \end{cases} \quad (8)$$

$$\pi_{k+1}^* = \pi_k^* e^{-\Delta t/T} + (1 - e^{-\Delta t/T}) \bar{\pi}_{k+1}(r_{k+1} | s_{k+1}),$$

где  $T$  – коэффициент инерционности индикатора, характеризующий время принятия решения;

$\bar{\pi}_{k+1}(r_{k+1} | s_{k+1})$  – условная вероятность правильных (при  $r_{k+1} = s_{k+1}$ ) и ошибочных (при  $r_{k+1} \neq s_{k+1}$ ) решений индикатора в установившемся режиме (при  $(\Delta t / T) \rightarrow \infty$ ).

Требуется найти: апостериорные оценки структуры  $s_k$ , математического ожидания и дисперсии сигнала  $x_k$ , основанные на наблюдениях  $z_{\overline{0,k}}, r_{\overline{0,k}}$  на отрезке  $[0, k]$ .

## АЛГОРИТМ ФИЛЬТРАЦИИ

Рекуррентный байесовский алгоритм распознавания и фильтрации, основанный на методах теории систем ССС [14, 16, 41–43], состоит из четырех взаимосвязанных блоков: «классификатор», «идентификатор», «дисперсиометр» и «фильтр», работающих по двухэтапной схеме «прогноз – коррекция».

**Этап прогноза.**

*Классификатор:*

$$\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1}) = \sum_{s_k=1}^2 \bar{q}(s_{k+1} | s_k) \hat{p}(s_k), \quad \hat{p}_0(s_0) = p_0(s_0), \quad (9)$$

где

$$\bar{q}(s_{k+1} | s_k) \triangleq \int_0^1 q_{k+1}(s_{k+1} | s_k, w_{k+1}) f_w(w_{k+1}) dw_{k+1}. \quad (10)$$

Подставив (6) и (7), получаем:

$$\bar{q}_k(2|1) = h\rho \int_0^1 \frac{w_k^{\vartheta} (1-w-k)^{\eta+\mu-1}}{B(\vartheta, \eta)} dw_k = h\rho \left[ \frac{\vartheta\eta(\eta+1)\cdots(\eta+\mu-1)}{v(v+1)\cdots(v+\mu)} \right], \quad (11)$$

$$\bar{q}_k(1|2) = g\rho \int_0^1 \frac{w_k^{\vartheta+\mu-1} (1-w-k)^{\eta}}{B(\vartheta, \eta)} dw_k = g\rho \left[ \frac{\vartheta\eta(\vartheta+1)\cdots(\vartheta+\mu-1)}{v(v+1)\cdots(v+\mu)} \right], \quad (12)$$

$$v = \vartheta + \eta.$$

Фильтр:

$$\tilde{x}_{k+1}(s_{k+1}) = [\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1})]^{-1} \sum_{s_k=1}^2 \bar{q}(s_{k+1}|s_k) \hat{p}(s_k) a_k \hat{\phi}_k(s_k) + (1-a_k) \bar{\xi}_k, \quad \tilde{x}_0(s_0) = \bar{x}_0, \quad (13)$$

$$\hat{\phi}_k(s_k) \triangleq \int_0^1 \varphi(x_k) \hat{f}_k(x_k | s_k) dx_k. \quad (14)$$

Аппроксимируя  $\hat{f}_k(x_k | s_k)$  бета-распределением

$$\hat{f}_k(x_k | s_k) = \left[ B^{-1}(\hat{\alpha}, \hat{\beta}) x^{\hat{\alpha}-1} (1-x)^{\hat{\beta}-1} \right]_k^{(s_k)} \quad (15)$$

и подставив (2), (15) в (14), получаем

$$\hat{\phi}_k(s_k) = c \left[ \frac{\hat{\alpha}\hat{\beta}(\hat{\alpha}+1)(\hat{\beta}+1)\cdots(\hat{\alpha}+n-1)(\hat{\beta}+m-1)}{\hat{\gamma}(\hat{\gamma}+1)\cdots(\hat{\gamma}+n+m-1)} \right]_k^{(s_k)}. \quad (16)$$

Дисперсиометр:

$$\begin{aligned} \tilde{\Theta}_{k+1}(s_{k+1}) &= [\tilde{p}_{k+1}(s_{k+1})]^{-1} \times \\ &\times \sum_{s_k=1}^2 \bar{q}(s_{k+1}|s_k) \hat{p}(s_k) \left[ a_k^2 \hat{\Phi}_k(s_k) + 2a_k(1-a_k) \hat{\phi}_k(s_k) \bar{\xi}_k \right] + (1-a_k)^2 (G_k + \bar{\xi}_k^2), \quad \tilde{\Theta}_0(s_0) = \Theta_0, \end{aligned} \quad (17)$$

$$\hat{\Phi}_k(s_k) \triangleq \int_0^1 \varphi^2(x_k) \hat{f}(x_k | s_k) dx_k = c^2 \left[ \frac{\hat{\alpha}\hat{\beta}(\hat{\alpha}+1)(\hat{\beta}+1)\cdots(\hat{\alpha}+2n-1)(\hat{\beta}+2m-1)}{\hat{\gamma}(\hat{\gamma}+1)\cdots(\hat{\gamma}+2n+2m-1)} \right]_k^{(s_k)}, \quad (18)$$

где

$$\begin{aligned} \hat{\alpha}_k(s_k) &= \hat{\gamma}_k(s_k) \hat{x}_k(s_k), & \hat{\beta}_k(s_k) &= \hat{\gamma}_k(s_k) (1 - \hat{x}_k(s_k)), \\ \hat{\gamma}_k(s_k) &= \frac{\hat{x}_k(s_k) - \hat{\Theta}_k(s_k)}{\hat{R}_k(s_k)}, & \hat{R}_k(s_k) &= \hat{\Theta}_k(s_k) - \hat{x}_k^2(s_k), \end{aligned} \quad (19)$$

символы « $\sim$ » и « $\hat{\phantom{x}}$ » означают «прогнозируемые» и «апостериорные» оценки соответствующих переменных; индексы  $(s_k)$  и  $k$  при  $[\cdot]_k^{(s_k)}$  относятся к  $\hat{\alpha}$ ,  $\hat{\beta}$ ,  $\hat{\gamma}$ .

Выражения этапа коррекции строятся на основании следующего. Как показано в [41–43], апостериорные оценки  $\hat{p}_k(s_k)$ ,  $\hat{x}_k$ ,  $\hat{R}_k$  определяются уравнениями:

$$\hat{p}_{k+1}(s_{k+1}) = \left[ \frac{\tilde{p}(s)\pi(r|r_k, s)f(z|s)}{\sum_{s=1}^2 \tilde{p}(s)\pi(r|r_k, s)f(z|s)} \right]_{k+1}, \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1}(1) &= \tilde{x}_{k+1}(1), \\ \hat{x}_{k+1}(2) &= \left[ (f(z|2))^{-1} \int_0^1 x f_y \left( \frac{z(1-\psi(x))}{\sigma} \right) \tilde{f}(x|2) dx \right]_{k+1}, \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \hat{\Theta}_{k+1}(1) &= \tilde{\Theta}_{k+1}(1), \\ \hat{\Theta}_{k+1}(2) &= \left[ (f(z|2))^{-1} \int_0^1 x^2 f_y \left( \frac{z(1-\psi(x))}{\sigma} \right) \tilde{f}(x|2) dx \right]_{k+1}, \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} f(z_{k+1}|1) &= f_\zeta(z_{k+1}), \\ f(z_{k+1}|2) &= \left[ \int_0^1 f_y \left( \frac{z(1-\psi(x))}{\sigma} \right) \tilde{f}(x|2) dx \right]_{k+1}, \end{aligned} \quad (23)$$

$$\hat{x}_{k+1} = \left[ \sum_{s=1}^2 \hat{x}(s) \hat{p}(s) \right]_{k+1}, \quad \hat{\Theta}_{k+1} = \left[ \sum_{s=1}^2 \hat{\Theta}_{k+1}^2(s) \hat{p}(s) \right]_{k+1}, \quad \hat{R}_{k+1} = \hat{\Theta}_{k+1} - \hat{x}_{k+1}^2. \quad (24)$$

Подставив (3) в (20)–(23) и аппроксимируя  $\tilde{f}_k(x_k|2)$  бета-распределением

$$\tilde{f}_k(x_k|2) = \left[ \frac{x^{\tilde{\alpha}-1} (1-x)^{\tilde{\beta}-1}}{B(\tilde{\alpha}, \tilde{\beta})} \right]_k^{(s_k=2)}, \quad (25)$$

получаем следующие уравнения этапа коррекции.

*Классификатор:*

$$\begin{aligned} \hat{p}_{k+1}(1) &= \left[ \left( 1 + \frac{\tilde{p}(2)\pi(r|r_k, 2)f(z|2)}{\tilde{p}(1)\pi(r|r_k, 1)f(z|1)} \right)^{-1} \right]_{k+1}, \quad \hat{p}_0(1) = p_0(1), \\ \hat{p}_{k+1}(2) &= 1 - \hat{p}_{k+1}(1), \end{aligned} \quad (26)$$

где условные плотности вероятностей измерений при фиксированном индексе структуры определяются по формулам:

$$f(z_{k+1} | 1) = f_{\zeta}(z_{k+1}),$$

$$f(z_{k+1} | 2) = \frac{6}{\sigma} \left[ z[1 - z + (2z - 1)F - zH] \right]_{k+1}^{(s_{k+1}=2)}. \quad (27)$$

*Фильтр:*

$$\hat{x}_{k+1}(1) = \tilde{x}_{k+1}(1),$$

$$\hat{x}_{k+1}(2) = \left[ \left( f^*(z | 2) \right)^{-1} \left( (1 - z)\tilde{x} + (2z - 1)F \frac{\tilde{\alpha} + l}{\tilde{\gamma} + l + \varepsilon} - zH \frac{\tilde{\alpha} + 2l}{\tilde{\gamma} + 2l + 2\varepsilon} \right) \right]_{k+1}^{(s_{k+1}=2)}, \quad (28)$$

где  $\left( f_{k+1}^*(z_{k+1} | 2) \right)^{-1} = \frac{6z_{k+1}}{\sigma f_{k+1}(z_{k+1} | 2)}.$

*Дисперсиометр:*

$$\hat{\Theta}_{k+1}(1) = \tilde{\Theta}_{k+1}(1),$$

$$\hat{\Theta}_{k+1}(2) = \left[ \left( f^*(z | 2) \right)^{-1} \left( (1 - z)\tilde{\Theta} + (2z - 1)F \frac{(\tilde{\alpha} + l)(\tilde{\alpha} + l + 1)}{(\tilde{\gamma} + l + \varepsilon)(\tilde{\gamma} + l + \varepsilon + 1)} - zH \frac{(\tilde{\alpha} + 2l)(\tilde{\alpha} + 2l + 1)}{(\tilde{\gamma} + 2l + 2\varepsilon)(\tilde{\gamma} + 2l + 2\varepsilon + 1)} \right) \right]_{k+1}^{(s_{k+1}=2)}, \quad (29)$$

где

$$\tilde{\alpha}_k(s_k) = \tilde{\gamma}_k(s_k)\tilde{x}_k(s_k), \quad \tilde{\beta}_k(s_k) = \tilde{\gamma}_k(s_k)(1 - \tilde{x}_k(s_k)),$$

$$\tilde{\gamma}_k(s_k) = \frac{\tilde{x}_k(s_k) - \tilde{\Theta}_k(s_k)}{\tilde{R}_k(s_k)}, \quad \tilde{R}_k(s_k) = \tilde{\Theta}_k(s_k) - \tilde{x}_k^2(s_k); \quad (30)$$

$$F_k(s_k) = \left[ \frac{\tilde{\alpha}\tilde{\beta}(\tilde{\alpha} + 1)(\tilde{\beta} + 1)(\tilde{\alpha} + l - 1)(\tilde{\beta} + \varepsilon - 1)}{\tilde{\gamma}(\tilde{\gamma} + 1)\cdots(\tilde{\gamma} + l + \varepsilon - 1)} \right]_k^{(s_k=2)},$$

$$H_k(s_k) = \left[ \frac{\tilde{\alpha}\tilde{\beta}(\tilde{\alpha} + 1)(\tilde{\beta} + 1)(\tilde{\alpha} + 2l - 1)(\tilde{\beta} + 2\varepsilon - 1)}{\tilde{\gamma}(\tilde{\gamma} + 1)\cdots(\tilde{\gamma} + 2l + 2\varepsilon - 1)} \right]_k^{(s_k=2)}. \quad (31)$$

*Идентификатор:*

$$\hat{s}_k = \begin{cases} 1 & \text{при } \hat{p}_k(1) > p_{\text{пор}}; \\ 2 & \text{при } \hat{p}_k(1) \leq p_{\text{пор}}; \end{cases} \quad (32)$$

где  $p_{\text{пор}}$  – пороговое значение вероятности.

В целом, приближенно-оптимальный алгоритм фильтрации описывается замкнутой системой рекуррентных уравнений (9), (11)–(13), (16)–(19), (24), (26)–(31).

Схема алгоритма представлена на рис. 2.

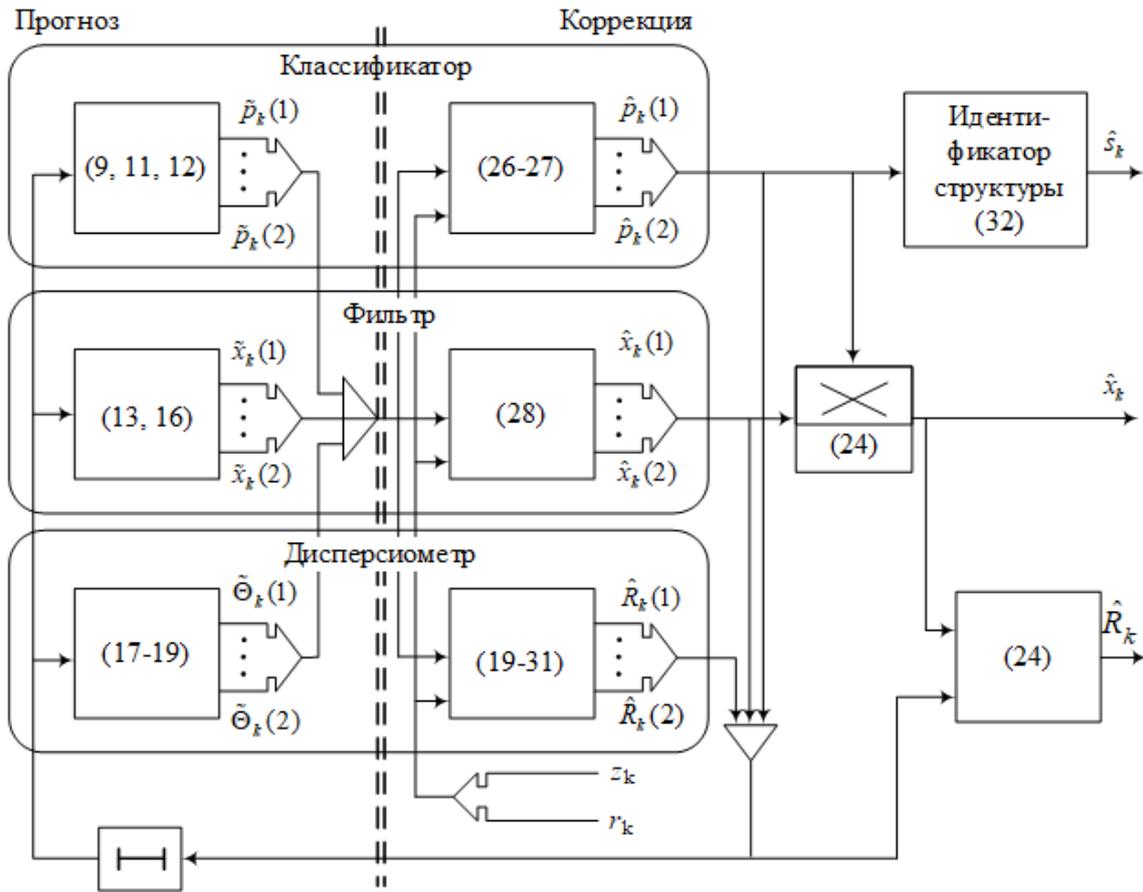


Рис. 2. Приближенно-оптимальный алгоритм фильтрации

### ПРИМЕР РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМА

В оптико-электронной системе беспилотного летательного аппарата (БПЛА), находящегося в режиме зависания над площадкой посадки, в условиях плохой видимости наблюдается репер-ориентир длиной  $l_{\max}$ . Высота БПЛА над ориентиром  $H$  – случайная величина, в виду действия на БПЛА порывов ветра. Высота изменяется в пределах  $H_k \in [H_{\max}, \sigma^{-1} \cdot H_{\max}]$ . Информационно-управляющая система БПЛА в каждый  $k$ -й момент времени формирует измерения, пропорциональные угловому размеру репера  $z_k = \chi \cdot l_k / H_k$ . Информационный контакт с репером-ориентиром прерывается в случайные моменты времени под действием помех. Пропадание и появление полезного сигнала фиксируется индикатором прерывов информации. Требуется построить алгоритм оценивания высоты  $H_k$  зависания БПЛА над площадкой.

По изображениям репера-ориентира определяется его длина, так что измеренная в каждый  $k$ -й момент времени величина  $l_k$  изменяется в пределах  $l_k \in [0, l_{\max}]$ .

Математическая модель задачи описывается уравнениями (1)–(8).

Исходные параметры и коэффициенты:

$$a = 0.5; \quad n = m = 1; \quad l = 1; \quad \varepsilon = 0; \quad \mu = 1; \quad \lambda = 0.05; \quad \sigma = 1 - \lambda = 0.95;$$

$$h = 0.25; \quad g = 0.125; \quad \vartheta = \nu = 2; \quad \pi_k(r_k | r_{k-1}, s_k) = \bar{\pi}(r_k | s_k);$$

$$\bar{\pi}(r_k | s_k) = \begin{cases} 0.8 & \text{при } r_k = s_k; \\ 0.2 & \text{при } r_k \neq s_k; \end{cases} \quad r_k = 1, 2; \quad s_k = 1, 2; \quad \bar{\xi}_k = 0.5;$$

$$p_0(1) = 0.5; \quad G_k = 0.05; \quad \hat{x}_0(1) = \hat{x}_0(2) = 0.5; \quad \hat{R}_0(1) = \hat{R}_0(2) = 0.5;$$

$$f_\xi(\xi_k) = 6\xi_k(1 - \xi_k); \quad p_{\text{пор}} = 0.5; \quad x_k = \frac{H_k}{H_{\text{max}}}; \quad y_k = \frac{l_k}{l_{\text{max}}};$$

$$f_y(y_k) = 6y_k(1 - y_k); \quad \bar{\zeta}_k = 0.5; \quad Q = 1/12, \quad \chi = H_{\text{max}}/l_{\text{max}}.$$

Алгоритм фильтрации согласно (9), (11)–(13), (16)–(19), (26)–(32) описывается следующими уравнениями.

Прогноз:

– классификатор:

$$\begin{aligned} \bar{q}(2|1) &= 0.2, \quad \bar{q}(1|2) = 0.1, \\ \tilde{p}_{k+1}(1) &= 0.8\hat{p}_k(1) + 0.1\hat{p}_k(2), \\ \tilde{p}_{k+1}(2) &= 1 - \tilde{p}_{k+1}(1); \end{aligned} \quad (33)$$

– фильтр:

$$\begin{aligned} \tilde{x}_{k+1}(1) &= 0.5[\tilde{p}_{k+1}(1)]^{-1} [0.8\hat{p}(1)\hat{\phi}(1) + 0.1\hat{p}(2)\hat{\phi}(2)]_k + 0.25, \\ \tilde{x}_{k+1}(2) &= 0.5[\tilde{p}_{k+1}(2)]^{-1} [0.2\hat{p}(1)\hat{\phi}(1) + 0.9\hat{p}(2)\hat{\phi}(2)]_k + 0.25, \\ \hat{\phi}_k(s_k) &= 4[\hat{x}_k(s_k) - \hat{\Theta}_k(s_k)], \quad s_k = 1, \quad 2; \end{aligned} \quad (34)$$

– дисперсиометр:

$$\begin{aligned} \tilde{\Theta}_{k+1}(1) &= 0.25[\tilde{p}_{k+1}(1)]^{-1} [0.8\hat{p}(1)U(1)\hat{\phi}(1) + 0.1\hat{p}(2)U(2)\hat{\phi}(2)]_k + 0.15, \\ \tilde{\Theta}_{k+1}(2) &= 0.25[\tilde{p}_{k+1}(2)]^{-1} [0.2\hat{p}(1)U(1)\hat{\phi}(1) + 0.9\hat{p}(2)U(2)\hat{\phi}(2)]_k + 0.15, \\ U_k(s_k) &= \left[ \frac{4(\hat{\alpha} + 1)(\hat{\beta} + 1)}{(\hat{\gamma} + 2)(\hat{\gamma} + 3)} + 1 \right]_{k}^{(s_k)}, \end{aligned} \quad (35)$$

где  $\hat{\alpha}$ ,  $\hat{\beta}$  и  $\hat{\gamma}$  определяются формулами (19).

Коррекция:

– классификатор:

$$\hat{p}_{k+1}(1) = \left[ \left( 1 + \frac{\tilde{p}(2)\bar{\pi}(r|2)f(z|2)}{\tilde{p}(1)\bar{\pi}(r|1)f(z|1)} \right)^{-1} \right]_{k+1}, \quad (36)$$

$$\hat{p}_{k+1}(2) = 1 - \hat{p}_{k+1}(1),$$

$$f(z_{k+1}|1) = 6z_{k+1}(1 - z_{k+1}),$$

$$f(z_{k+1}|2) = \frac{6}{\sigma} \left[ z[1 - z + (2z - 1)\tilde{x} - z\tilde{\Theta}] \right]_{k+1}^{(s_{k+1}=2)}; \quad (37)$$

– фильтр:

$$\hat{x}_{k+1}(1) = \tilde{x}_{k+1}(1),$$

$$\hat{x}_{k+1}(2) = \left[ \left( f^*(z|2) \right)^{-1} \left( (1 - z)\tilde{x} + \left( 2z - 1 - z \frac{\tilde{\alpha} + 2}{\tilde{\gamma} + 2} \right) \tilde{\Theta} \right) \right]_{k+1}^{(s_{k+1}=2)}, \quad (38)$$

$$(f_k^*(z_k | 2))^{-1} = \frac{6z_k}{\sigma f_k(z_k | 2)};$$

– дисперсиометр:

$$\hat{\Theta}_{k+1}(1) = \tilde{\Theta}_{k+1}(1),$$

$$\hat{\Theta}_{k+1}(2) = \left[ (f^*(z | 2))^{-1} \left[ 1 - z + \left( 2z - 1 - z \frac{\tilde{\alpha} + 3}{\tilde{\gamma} + 3} \right) \frac{\tilde{\alpha} + 2}{\tilde{\gamma} + 2} \right] \tilde{\Theta} \right]_{k+1}^{(s_{k+1}=2)}, \quad (39)$$

где  $\tilde{\alpha}_k(s_k), \tilde{\gamma}_k(s_k)$  определяются формулами (30);

– идентификатор:

$$\hat{s}_k = \begin{cases} 1 & \text{при } \hat{p}_k(1) > 0.5; \\ 2 & \text{при } \hat{p}_k(1) \leq 0.5, \end{cases} \quad (40)$$

$$\hat{x}_k = \sum_{s_k} \hat{x}_k(s_k) \hat{p}_k(s_k),$$

$$\hat{\Theta}_k = \sum_{s_k} \hat{\Theta}_k(s_k) \hat{p}_k(s_k), \quad (41)$$

$$\hat{R} = \hat{\Theta}_k - \hat{x}_k^2.$$

В результате фильтрации получаем оценки  $\hat{x}_k$  величины  $x_k$ , которые используются для оценки высоты БПЛА по формуле

$$H_k = (1 - \lambda \cdot x_k) \frac{H_{\max}}{\sigma}. \quad (42)$$

Для сравнения запишем формулу расчета высоты БПЛА по результатам измерений  $z_k$ :

$$H_{kz}(z_k) = \bar{y} \frac{H_{\max}}{z_k}. \quad (43)$$

Результаты счета алгоритма фильтрации показаны на рис. 3, на котором символ  $H_z$  означает величину  $H_{kz}$ , а  $H^\wedge$  — величину  $H_k$ .

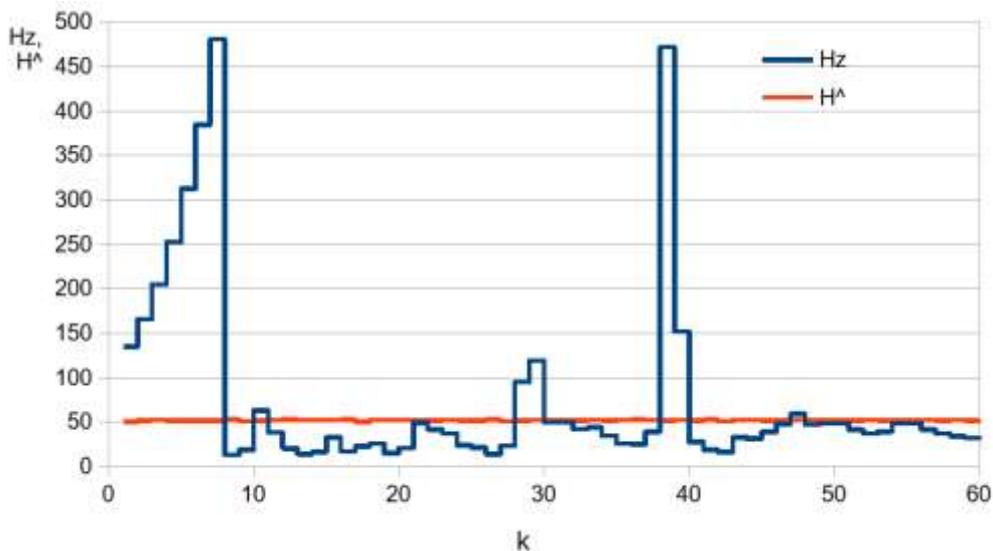


Рис. 3. Результаты счета алгоритма фильтрации

Математическое моделирование показывает, что перерывы информационного контакта с репером-ориентиром практически делают невозможным определение высоты полета по измерениям  $z_k$  его углового размера, так как значения дисперсии ошибки получаемых результатов на несколько порядков превышают значения высоты БПЛА.

Вместе с этим, применение разработанного алгоритма фильтрации позволяет решить задачу, так как получаемые оценки (42) обладают свойствами несмещенности и эффективности. Например, при изменениях значений высоты БПЛА в диапазоне от 50 до 52,6 м, длины репера 1 м получаем значения дисперсии оценки высоты 0,2 м, а математического ожидания – 51,8 м, что говорит о практической применимости алгоритма оценивания.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача построения алгоритма распознавания и фильтрации полезного сигнала – непрерывнозначного марковского процесса – измеряемого в смеси со случайными аддитивно-мультипликативными помехами, искажающими информацию и вызывающими случайные перерывы связи, фиксируемые индикаторами, описываемые условно-марковскими цепями.

В результате аппроксимации неизвестных апостериорной и прогнозируемой плотностей вероятностей полезного сигнала бета-распределениями получен приближенно-оптимальный рекуррентный байесовский алгоритм оценивания сигнала, основанный на теории систем со случайной скачкообразной структурой. В качестве примера рассмотрена задача оценивания расстояния до объекта при измерении его случайного углового размера в условиях помех и перерывов информации.

## Список используемых источников

1. Системы управления вооружением истребителей. Основы интеллекта многофункционального самолета / Л. Е. Баханов [и др.]: под ред. Е. А. Федосова. – М. : Машиностроение, 2005. – 400 с.
2. Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А. Алгоритмическая помехозащита беспилотных летательных аппаратов. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2018. – 192 с.
3. Kalman R. E., Busy R. S. New results in linear filtering and prediction theory // Trans. ASME, J. Basic Engineering. – 1961. – Vol. 83D, March. – P. 95–108.
4. Ли Р. Оптимальные оценки, определение характеристик и управление. – М. : Наука, 1966. – 176 с.
5. Аоки М. Оптимизация стохастических систем. – М. : Наука, 1971. – 424 с.
6. Брайсон А.Е., Хо Ю Ши Прикладная теория оптимального управления. – М. : Мир, 1972. – 544 с.
7. Сейдж Э. П., Мелса Дж. Л. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. – М. : Связь, 1976. – 496 с.
8. Саридис Дж. Н. Самоорганизующиеся стохастические системы управления. – М. : Наука, 1980. – 401 с.
9. Медич Дж. С. Стохастически оптимальные линейные оценки и управление. – М. : Энергия, 1973. – 440 с.
10. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах / под ред. К. Т. Леондеса. – М. : Мир, 1980. – 408 с.
11. Стратонович Р. Л. Условные марковские процессы и их применение в теории оптимального управления. – М. : МГУ, 1966. – 319 с.
12. Патрик Э. Основы распознавания образов. – М. : Сов. радио, 1980. – 408 с.

13. *Elliott R. J., Aggoun L., Moore J. B.* Hidden Markov Models: Estimation and Control. – Springer Science + Bissiness Media, 2008. – 377 p.
14. *Бухалёв В. А.* Двухмоментная параметрическая аппроксимация распределений. – М. : Физматлит, 2023. – 136 с.
15. *Колмогоров А. Н.* Теория вероятностей и математическая статистика. – М. : Наука, 1986. – 535 с.
16. *Бухалёв В. А.* Оптимальное сглаживание в системах со случайной скачкообразной структурой. – М. : Физматлит, 2013. – 188 с.
17. Оптимальное управление линейной стохастической системой с использованием сглаженной оценки фазовых координат / В. А. Бухалёв [и др.] // Автоматика и телемеханика. – 2015. – № 11. – С. 18–33.
18. *Казаков И. Е., Артемьев В. М., Бухалёв В. А.* Анализ систем случайной структуры. – М. : Наука, 1993. – 272 с.
19. *Ярлыков М. С., Миронов М. А.* Марковская теория оценивания случайных процессов. – М. : Радио и связь, 1993. – 416 с.
20. *Корн Р., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М. : Наука, 1984. – 831 с.
21. Двухмоментная параметрическая аппроксимация распределений в информационно-управляющих системах навигации и наведения / В. А. Бухалёв [и др.] // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2016. – № 8. – С. 8–15.
22. *Бухалев В. А., Скрынников А. А., Федотов А. Ю.* Анализ систем массового обслуживания методами теории систем со случайной скачкообразной структурой // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2013. – № 4. – С. 99–108.
23. *Джонсон Н. Л., Коц С., Балакришнан Н.* Одномерные непрерывные распределения : в 2 ч. – М. : Бинوم. Лаборатория знаний, 2010. – Ч. 1. – 703 с.
24. *Джонсон Н. Л., Коц С., Балакришнан Н.* Одномерные непрерывные распределения : в 2 ч. – М. : Бинوم. Лаборатория знаний, 2012. – Ч. 2. – 600 с.
25. Справочник по теории вероятностей и математической статистике / В. С. Королук [и др.]. – М. : Наука, 1985. – 640 с.
26. *Гришин Ю. П., Казаринов Ю. М.* Динамические системы, устойчивые к отказам. – М. : Радио и связь, 1985. – 175 с.
27. *Sworder D. D.* Bayes controllers with memor for a linear systems with jump parameters // IEEE Transactions on Automatic Control. – 1972. – Vol. 17, is. 1. – P. 119–121.
28. Алгоритм распознавания и фильтрации марковского процесса в условиях перерывов информации и аддитивно-мультипликативных помех, основанный на аппроксимации гамма-распределением / В. А. Бухалёв [и др.] // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2024. – Т. 21, № 3. – С. 3–9.
29. *Robinson V. G., Sworder D. D.* A computational algorithm for design of regulator for linear jump parameters systems // IEEE Trans. AC-19. – 1974. – № 1. – P. 47–49.
30. *Бухалёв В. А.* Оптимальная фильтрация в системах со случайной скачкообразной структурой // Автоматика и телемеханика. – 1976. – № 2. – С. 44–54.
31. *Willesky A. S., Jones H. L.* A generalized likelihood ratio approach to the detection and estimation of jumps in linear systems // IEEE Trans. AC-12. – 1976. – № 1. – P. 72–81.
32. *Артемьев В. М.* Теория динамических систем со случайными изменениями структуры. – Минск : Вышэйш. шк., 1979. – 160 с.
33. Оценивание вероятностей переходов марковского двоичного входного сигнала нелинейной системы / В. А. Бухалёв [и др.] // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2024. – № 2. – С. 43–52.
34. *Loparo K. A., Roth Z. T., Eckert S. J.* Nonlinear filtering for systems with random structure // IEEE Trans. AC-31. – 1986. – № 1. – P. 37–47.

35. Оптимальное управление линейной стохастической системой с использованием сглаженной оценки фазовых координат / В. А. Бухалёв [и др.] // Автоматика и телемеханика. – 2015. – № 11. – С. 18–33.
36. Немура А., Клёкис Э. Оценивание параметров и состояния систем. Системы со скачкообразно меняющимися свойствами. – Вильнюс : Мокслас, 1988. – 183 с.
37. Бухалёв В. А. Основы автоматики и теории управления. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2006. – 406 с.
38. Алгоритм помехозащиты системы наведения БПЛА от скачкообразной помехи, основанный на вероятностной аппроксимации бета-распределения / В. А. Бухалёв [и др.] // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2014. – № 11. – С. 37–38.
39. Оценка влияния перерывов связи на работу системы управления беспилотными летательными аппаратами / Н. Н. Вилкова [и др.] // Электросвязь. – 2014. – № 11. – С. 48–51.
40. Пакшин П. В. Дискретные системы со случайными параметрами и структурой. – М. : Наука, 1994. – 304 с.
41. Бухалёв В. А. Распознавание, оценивание и управление в системах со случайной скачкообразной структурой. – М. : Наука, 1996. – 287 с.
42. Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А. Игровое управление системами со случайной скачкообразной структурой. – М. : Физматлит, 2021. – 176 с.
43. Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А. Системы со случайной скачкообразной структурой. – М. : ИД Академии им. Н. Е. Жуковского, 2022. – 272 с.
44. Миллер Г. Б., Борисов А. В., Стефанович А. И. Управляемые марковские скачкообразные процессы. Ч. 1 : Оптимальная фильтрация по комплексным наблюдениям // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2018. – № 6. – С. 64–83.
45. Болдинов В. А., Бухалёв В. А., Скрынников А. А. Игровое управление случайной скачкообразной структурой объекта в чистых стратегиях // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2020. – № 4. – С. 18–27.
46. Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А. Игровое минимаксное управление полосой пропускания автоматической системы в условиях информационного противодействия // Автоматика и телемеханика. – 2022. – № 2. – С. 144–153.
47. Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А. Фильтрация сигналов при неизвестной мощности помехи и случайного скачкообразного возмущения // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2022. – № 2. – С. 3–7.
48. Бухалёв В. А., Скрынников А. А., Болдинов В. А. Адаптивное распознавание марковского двоичного сигнала линейной системы на основе распределения Пирсона I типа // Автоматика и телемеханика. – 2022. – № 8. – С. 159–168.
49. Бухалёв В. А. Обработка информации и управление ракетами в условиях противодействия. – М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2009. – 146 с.

И. С. Щербина,  
*кандидат технических наук, доцент;*  
Р. М. Вивчарь,  
*кандидат технических наук;*  
В. М. Локтионов

## **КОНЦЕПЦИЯ СИТУАЦИОННОГО РИСК-ОРИЕНТИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССАМИ ПОДГОТОВКИ И ПУСКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

В статье проведен обзор современных подходов к развертыванию и применению орбитальных группировок космических аппаратов. Показана необходимость разработки концепции ситуационного риск-ориентированного управления процессами подготовки и пуска ракет-носителей. Концепция, как и любая другая система, обладает определенной структурой, содержащей элементы и взаимосвязи между ними. Представлены и описаны входящие в состав концепции основные элементы.

Ключевые слова: концепция, подготовка и пуск, ракета-носитель, ситуационное управление.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Основным приоритетом для отечественной ракетно-космической отрасли является существенное наращивание российской орбитальной группировки, для чего потребуются не только внедрение новой индустриальной модели производства космических аппаратов (КА) и средств выведения, но и повышение эффективности процессов их подготовки и запуска в эксплуатирующих организациях. Увеличение орбитальной группировки КА связи, ретрансляции, дистанционного зондирования Земли и широкополосного доступа в сеть Интернет является объективной необходимостью, направленной на решение задачи повышения качества жизни населения РФ и обеспечение ее национальной безопасности.

В настоящее время на первый план выходят вопросы своевременного обеспечения информацией различных должностных лиц воинских формирований, а применение или противодействие высокоточным средствам поражения становится невозможным без актуальной фоновой информации, надежным источником которой могут выступать только космические средства. Динамика изменения обстановки обуславливает достаточно жесткие требования к качеству и оперативности предоставления информации, получаемой с использованием космических систем. В связи с этим в ряде концептуальных документов, определяющих стратегические направления развития вооруженных сил, ведущими космическими державами уделяется первоочередное внимание вопросам создания и совершенствования таких систем и инфраструктуры, обеспечивающей их применение.

### **АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К РАЗВЕРТЫВАНИЮ И ПРИМЕНЕНИЮ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Анализ современных подходов к развертыванию и применению орбитальных группировок космических аппаратов (ОГ КА) позволил выявить ряд следующих тенденций [8]:

- переход от практики использования средних и тяжелых КА военного назначения к многоспутниковым ОГ на базе малых (МКА) и сверхмалых (СМКА) космических аппаратов (рис. 1,а);
- дополнение возможностей космических систем военного назначения задействованием ОГ КА коммерческого или научного назначения;

- заблаговременное развертывание основного состава ОГ КА, наращивание и восполнение ее в особые периоды обстановки (предшествующий началу военных действий и, непосредственно, в ходе ведения военных действий).
- увеличение интенсивности запусков КА для оперативного наращивания или восполнения состава ОГ КА, в том числе с использованием многоразовых средств выведения (рис. 1,б).

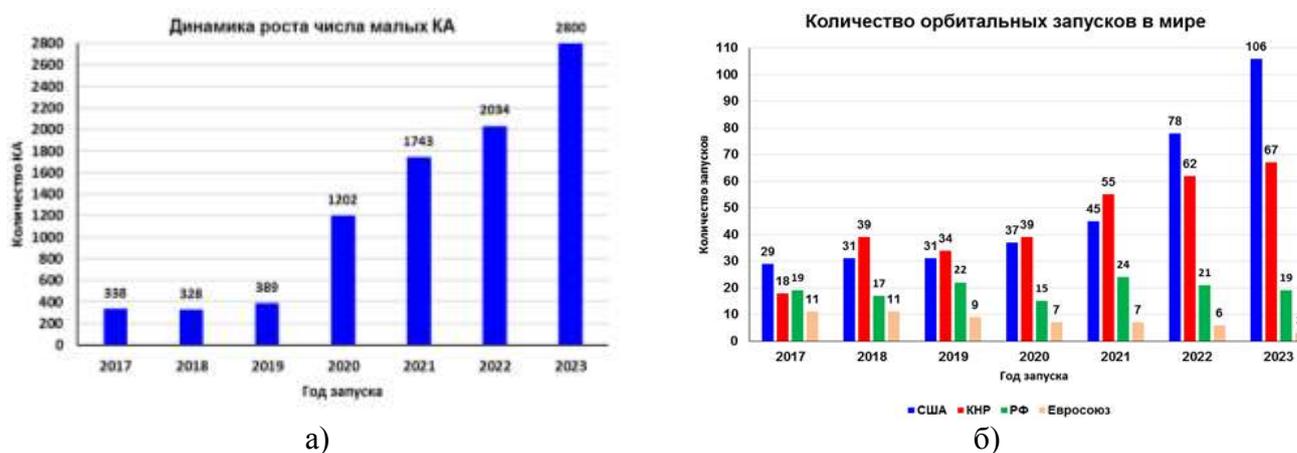


Рис. 1. Характеристика современных тенденций создания ОГ КА

Реализацию этих тенденций в полной мере можно увидеть на примере подходов ряда государств, использующих для информационного обеспечения действий группировок своих войск и войск союзников возможности коммерческих систем дистанционного зондирования Земли на базе СМКА и МКА: МКА ДЗЗ SkySat, Planet, Iceye и МКА широкополосной передачи данных систем StarLink, OneWeb. Анализ работ, посвященных проблематике развертывания и использования ОГ современных и перспективных КА, свидетельствует о наиболее интенсивном использовании для оказания пусковых услуг РН легкого и среднего классов.

Обеспечение развертывания и поддержания требуемого состава отечественной ОГ КА военного и двойного назначения осуществляется с космодромов, объекты наземной космической инфраструктуры (НКИ) которых предназначены для решения следующих задач:

- подготовки и проведения в установленное время пусков ракет космического назначения (РКН) для развертывания, наращивания и восполнения ОГ КА;
- приема, хранения и поддержания в установленных технических готовностях к применению запасов составных частей РКН и компонентов ракетных топлив (КРТ).

На выполнение вышеперечисленных задач направлены мероприятия, реализуемые в рамках системы обеспечения подготовки и пуска РН и заключающиеся в поставке на космодром необходимых элементов ракетно-космических комплексов (РКК), приведении их в установленную готовность к применению, поддержании их в этой готовности и использовании по назначению.

Система обеспечения подготовки и пуска (СОПП) РКН представляет собой совокупность взаимосвязанных организационных структур, элементов РКК и НКИ космодрома, и, следовательно, является сложной организационно-технической системой (ОТС), в состав которой входят элементы РКК и обеспечивающий требуемое качество их функционирования управленческий и технический персонал.

С учетом технической готовности НКИ и типов запускаемых КА наибольшая пусковая нагрузка приходится на долю СОПП РКК легкого и среднего классов, с помощью которых в период с 2017 по 2023 год было выполнено 38 пусков.

Анализ процессов подготовки и пуска показал, что существующие структура НКИ и технологии подготовки и пуска РКК с учетом длительности эксплуатационных процессов подго-

товки РН и наличия необходимого количества готовых к пуску КА теоретически позволяют обеспечить максимальную интенсивность 20 пусков в год, что соответствует требованиям тактико-технического задания (ТТЗ) на комплекс, установленным к интенсивности пусков РКК в мирное время. Фактическая нагрузка на НКИ при реализации планов запусков КА не превышает 7–8 пусков в год. Характеристика качества функционирования системы обеспечения подготовки и пуска РКН в период с 2019 по 2023 год представлена на рис. 2.

Однако уже при интенсивности 11 пусков, фактически достигнутой в 2022 году, 3 пуска были перенесены по причине отказов как элементов НКИ, так и РКН, а вероятность пуска из готовности № 1  $P_{РН}(\tau \leq \tau_{п}^H)$  составила около 0,87 при заданном в ОТТ значении 0,98. Расчеты проводились по данным, приведенным в открытой печати [7] и в отчетах о пусках в период с 2019 по 2023 год. При этом успешным (своевременным) считался пуск, проведенный не позже времени, указанного в полетном задании.

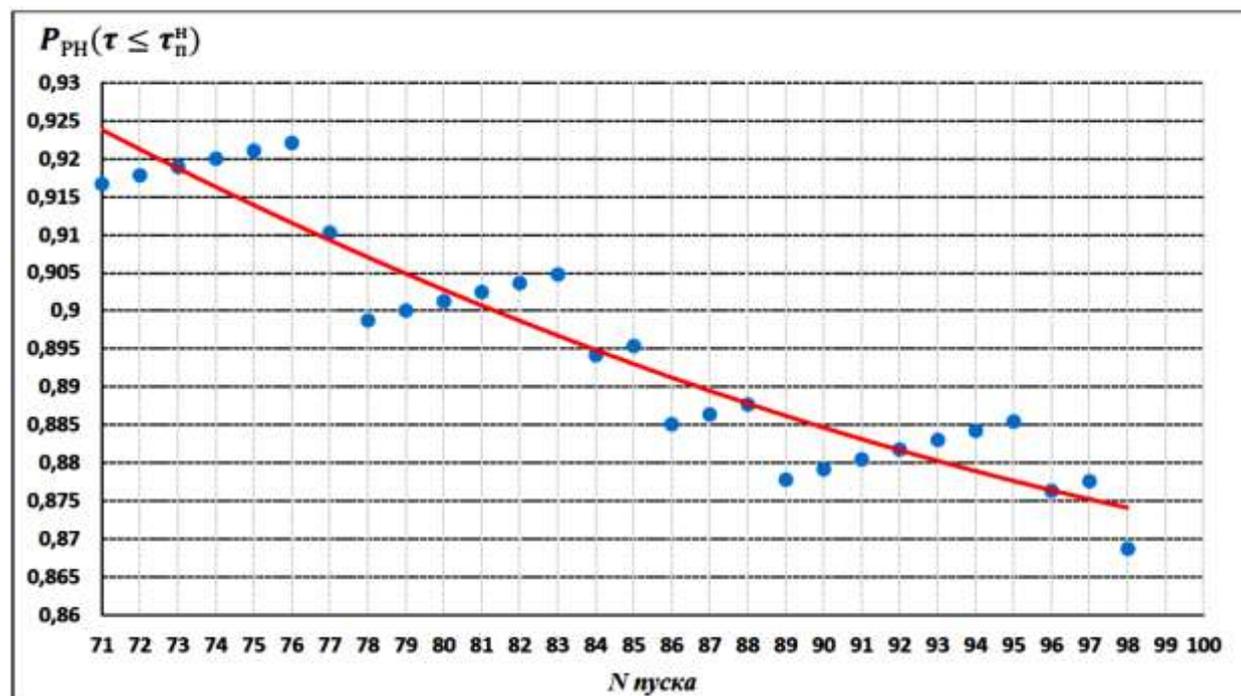


Рис. 2. Характеристика качества функционирования системы обеспечения подготовки и пуска РКН (период с 2019 по 2023 год)

Для решения ряда задач возможны ситуации, характеризуемые более жесткими требованиями к интенсивности пусков РН с точки зрения межпусковых интервалов и возможности использования временных резервов на восстановление элементов РКК после отказов, возникших в процессе подготовки к пуску РН. Выявленная тенденция снижения качества функционирования СОПП позволяет сделать вывод о необходимости ее совершенствования, как в области технической и организационной структур, так и методологии управления процессами подготовки и пуска РН.

Важнейшим этапом процесса управления любой ОТС является этап принятия руководителем решения, фактически заключающегося в выборе наилучшего управляющего воздействия из нескольких альтернативных, направленного на достижение цели функционирования системы – своевременного выполнения задач в конкретной управленческой ситуации.

Несмотря на то, что в общем виде алгоритмы подготовки вариантов таких решений приведены в ряде руководящих и эксплуатационных документов, присущие им недостатки не позволяют лицу, принимающему решение (ЛПР), в полной мере использовать их в качестве практического инструмента управления в условиях влияния взаимосвязанных внутренних и

внешних факторов функционирования СОПП, оказывающих существенное влияние на результат того или иного решения. Увеличение объема информации, поступающей в органы управления СОПП, необходимость учета большого числа взаимосвязанных факторов и быстро меняющаяся обстановка требуют предварительной оценки качества принимаемых решений на основе использования показателей качества функционирования системы.

Такая задача разрешима, если имеется достаточно точная для показателя качества функционирования системы модель функционирования объекта управления, с помощью которой возможно оценить последствия принятия тех или иных решений. Однако анализ структуры и процессов функционирования СОПП свидетельствует о том, что приемлемой для обоснования практических решений точностью обладают лишь модели функционирования отдельных ее элементов, как правило, технологического или бортового оборудования, в то время как существенное влияние на целевой результат функционирования СОПП оказывает совокупность взаимосвязанных внутренних и внешних факторов – система обстоятельств.

В научной литературе приведено множество методов и подходов к управлению в социально-экономических системах, которые, как правило, не связаны в единую систему и характеризуются общими недостатками: экспертные оценки, лежащие в основе одних решений, не способны гарантировать однозначного результата, а принципы, используемые в других, больше подходят для строго детерминированных (как правило, технических) систем и недостаточно корректны для использования при описании процессов взаимодействия этих систем с эксплуатирующим персоналом. Объективная сложность СОПП, динамично изменяющаяся обстановка и связанный с этим дефицит времени на поиск лучших (или хотя бы рациональных) решений является одной из основных причин управленческих ошибок и, как следствие, неэффективного управления. Одним из исторически сложившихся подходов к решению этой проблемы в ОТС является ситуационно-ориентированный подход, основанный на формализации процедуры управления на основе сопоставления текущей управленческой ситуации заранее сформированному набору возможных решений, направленных на достижение целей функционирования ОТС в конкретных условиях обстановки. Ситуационное управление целесообразно использовать применительно к объектам со сложной структурой и набором свойств, взаимосвязи элементов которых недостаточно изучены или сложноформализуемы. Для подобных объектов и процессов их функционирования существует возможность создания и дальнейшего наращивания некоторой базы знаний – решений, принимаемых в той или иной ситуации.

Таким образом, особенности СОПП как сложного объекта управления, преимущества и недостатки реализуемых в СОПП и в ОТС в целом управленческих практик, а также отсутствие единого целостного подхода к их использованию обуславливают необходимость разработки концепции ситуационного риск-ориентированного управления процессами подготовки и пуска РН.

### **КОНЦЕПЦИЯ СИТУАЦИОННОГО РИСК-ОРИЕНТИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССАМИ ПОДГОТОВКИ И ПУСКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

Термин «концепция» имеет в научной литературе большое количество различных определений, в общем представляющих концепцию как комплекс основополагающих идей, принципов и правил, раскрывающих сущность и взаимосвязи исследуемого явления или системы и позволяющих определить систему показателей и условий, способствующих решению выявленной проблемы.

Содержательный смысл концепции развития СОПП выполнения боевых задач частями запуска КА в особые периоды обстановки на основе ситуационного подхода заключается в

обеспечении лица, принимающего решения, наиболее предпочтительными альтернативами из множества имеющихся с учетом сложившейся управленческой ситуации.

Как показал анализ эксплуатационной документации и технических заданий, определяющих порядок действий боевого расчета при поиске и устранении неисправностей в процессе подготовки к пуску РКН на СК, стандартные и разрабатываемые группой анализа алгоритмы, как правило, предназначены для нахождения отказавших элементов, оперативной их замены или восстановления и не предполагают установления всех обстоятельств возникновения отказа. Однако материалы технических отчетов по результатам пусков РКН, содержащие подробные сведения о ходе выполнения технологических операций, свидетельствуют о существенном влиянии управленческой ситуации, как на выбор руководителями варианта решения по восстановлению готовности и устранению нештатной ситуации, так и на результаты его реализации.

Таким образом, важным свойством всех ситуаций является их конкретность, т. е. существование в определенных пространственно-временных рамках. Ситуации могут быть, как ограничены небольшим пространством и длиться доли секунды, так и продолжаться достаточно длительное время.

Для большинства ситуаций характерна частичная их повторяемость. Полное повторение ситуации во всех ее характеристиках практически невозможно, однако выделив по некоторым признакам ее наиболее характерные черты, можно говорить о повторении основных, общих, характерных признаков ситуации и о возникновении однотипной ситуации на качественно изменившейся новой основе.

Подробное описание множества ситуаций, в общем случае – бесконечного, складывающихся в процессе функционирования СОПП в результате различных сочетаний параметров самой системы и внешних условий, по определенным правилам заменяют укрупненными макроописаниями обобщенных ситуаций, каждая из которых в определенной степени соответствует одному из возможных управленческих решений, множество которых конечно. Ситуационный подход требует разработки типовых решений для групп схожих управленческих ситуаций, что позволяет существенно сократить перебор вариантов решений и таким образом ускорить поиск приемлемого варианта. При реализации такого подхода главными задачами являются распознавание возникшей ситуации, идентификация ее с типовой группой и прогнозирование возможного изменения состояния системы после реализации решения.

Важно отметить основные особенности разрабатываемой концепции:

- несмотря на то, что в ряде источников выделяют несколько различных, с точки зрения авторов, подходов к управлению [3] (системный, процессный (проектный) и ситуационный), очевидно, что каждый вид управления, обеспечивающий достижение поставленной цели, должен учитывать конкретную управленческую ситуацию. То есть любое управление является ситуационным по определению;
- обоснование управляющего решения требует проведения глубокого научного анализа ситуации с целью изучения ее структуры, логики взаимодействия ее составляющих;
- результат управленческого решения, как правило, никогда в полной мере не соответствует желаемому, что обуславливает необходимость оценивания риска недостижения цели управления и последствий недостижения желаемого результата, обусловленных этим решением;
- в процессе управления необходимо постоянное изучение изменения ситуации, ее прогнозирование и соотнесение разрабатываемых решений с этими изменениями, что должно обеспечить адаптивность управления;
- ситуационное управление нельзя рассматривать только как инструмент оперативного управления, нацеленного на скорейшее устранение возникшей нежелательной ситуации. Оперативное восстановление требуемого состояния, как правило, не устраняет фактических причин нештатного функционирования. Ситуационное управление в том числе должно обес-

печивать проактивность с точки зрения достоверного выявления первопричин нежелательных ситуаций и разработки мер по исключению их возможного проявления в дальнейшем, реализуя таким образом стратегическое управление, нацеленное на обеспечение требуемого целевого результата в перспективе [6].

Концепция, как и любая другая система, обладает определенной структурой, содержащей элементы и взаимосвязи между ними. Характеризуя концепцию ситуационного управления выделим и дадим описание входящих в ее состав следующих основных элементов:

- 1) целей и задач концепции;
- 2) объекта концепции;
- 3) основных концептов и принципов концепции;
- 4) механизмов реализации концепции.

Раскроем содержание выделенных элементов концепции.

1. Целью концепции является обеспечение требуемого качества решения задач по подготовке и пуску РН за счет совершенствования методологии управления СОПП.

Задачами концепции являются: установление системы показателей, характеризующих качество функционирования СОПП частей в различных условиях, определение условий и факторов, влияющих на эти показатели, и разработка механизма использования методологии управления для решения проблемы обеспечения качества функционирования СОПП в различных условиях обстановки.

2. Объектом управления является процесс функционирования СОПП в различных условиях обстановки.

3. Основные понятия (концепты), используемые в разрабатываемой концепции и принципы.

Система обеспечения подготовки и пуска РН представляет собой совокупность взаимосвязанных процессов поставки на космодром РН, РБ и технологического оборудования (ТЛО) РКК, приведения и поддержания их в готовности к пуску, подготовку эксплуатирующего персонала по специальности.

СОПП космодрома как организационно-техническая система представляет собой совокупность взаимосвязанных организационных структур и элементов РКК. В составе СОПП можно выделить следующие функциональные системы:

- а) систему определения потребности и заказов РН, РБ, ТЛО, технических материальных средств (ТМС) и запасных элементов, частей и принадлежностей (ЗИП);
- б) систему поставок РН, РБ, ТЛО, ВТИ и ЗИП;
- в) систему эксплуатации, в которую входят:
  - подсистема хранения и поддержания в готовности ТЛО;
  - подсистема приведения в готовность РН, РБ к использованию по назначению;
- г) систему утилизации отдельных элементов РН, РБ, ТЛО, ТМС и ЗИП.

Одним из ключевых терминов, используемых в концепции ситуационного управления СОПП, является термин «управленческая ситуация». Само слово «ситуация» часто используется в самых разнообразных аспектах и неотделимо от таких понятий, как состояние, событие, процесс, положение и т. д. Многие специалисты в области управления склонны рассматривать ситуацию как набор обстоятельств, приближаясь тем самым к позиции ранних работ Д. Пospelова. Например, в работе [3] под ситуацией авторы понимают «конкретный набор обстоятельств, оказывающих существенное влияние на работу системы в данный момент».

Семантически термин «ситуация» означает совокупность условий и обстоятельств, создающих те или иные отношения, обстановку, в которой функционирует СОПП частей запуска. В аспекте управления СОПП ситуация – это обстановка, оцениваемая командиром боевого расчета в конкретный момент времени при принятии решения по обеспечению проведения своевременного пуска РКН. Таким образом, с учетом проведенного анализа трактовок термина «ситуация» в работах [2, 4, 5] дадим следующее определение:

Ситуация – система обстоятельств, возникающих в результате взаимодействия внутренней и внешней сред в процессе функционирования СОПП и оказывающих влияние на целевой результат – вероятность проведения пуска в заданное время.

Содержательно ситуация в СОПП описывается вектором внутренних и внешних ситуационных переменных, характеризующих текущее состояние элементов технической и организационной структур, уровень внешних воздействий, влияющих на функционирование системы.

Практически всегда ситуация принятия решения связана с необходимостью учета случайных внутренних и внешних факторов, оказывающих влияние на организационную и техническую структуры системы СОПП, алгоритм действий лица, принимающего решение и, как следствие, на результат функционирования всей системы. Суть такой ситуации заключается в том, что выбор стратегии действий из множества альтернатив происходит, как правило, при недостатке информации, необходимой для достоверного прогноза возможности и характера последствий принимаемого решения. С наибольшей остротой подобная ситуация характерна для управленческих решений, принимаемых в условиях временных ограничений, обусловленных спецификой задач и условий обстановки подготовки РКН и проведению пуска. Непременными атрибутами управленческих решения являются возможность и последствия недостижения предусмотренных этим решением целей. Исходя из результатов анализа свойств, характеризующих качество решений, принимаемых в условиях неопределенности и сложившейся практики управления организационно-техническими системами, представляется целесообразным включить в комплекс свойств управленческого решения рискованность (риск). Тогда определение термина риск можно представить в следующем виде:

Риск (рискованность) – это одно из свойств, характеризующее качество решения, принимаемого в ситуации с неопределенными исходами, описывающее возможность и последствия недостижения поставленных целей [1].

Традиционно считается, что методология ситуационного управления – это инструмент подготовки вариантов решений в нештатных или чрезвычайных ситуациях, дающий не оптимальное, но практически оправданное решение в условиях жестких ограничений на время анализа управленческой обстановки, формирующееся как реакция на нежелательную ситуацию. Однако ситуационное управление является универсальным механизмом, сочетающим в себе особенности различных подходов к принятию решений, связанных с ними стратегий управления и использующим их преимущества в зависимости от складывающихся обстоятельств. С учетом того, что оценивание показателей, характеризующих ситуацию в СОПП, возможно проводить с определенной периодичностью, определяемой доступностью измерения и динамикой их изменения, управленческие решения в зависимости от характера ситуации могут быть следующими:

– «нулевое решение», реализуемое в случае нахождения контролируемых параметров в допустимых областях и отсутствия тенденций их приближения к этим границам, когда не требуется дополнительных (к плановым) управляющих воздействий;

– «аварийное решение», максимально оперативно принимаемое решение для восстановления работоспособности СОПП после выявления признаков нарушения функционирования каких-либо ее элементов;

– «превентивное решение», реализуемое с учетом текущих оценок параметров СОПП их прогнозных оценок, позволяющее выявить наличие тенденции в изменении какого-либо параметра (и, возможно, скорость его изменения), приближающее систему к нештатной ситуации и позволяющее предотвратить возникновение этой ситуации;

– «проактивное решение», основано на результатах глубокого анализа обстоятельств возникновения нештатной ситуации и формировании управляющих воздействий, требующих разработки и выполнения мероприятий на разных уровнях управления СОПП в рамках стра-

тегического планирования, направленных на исключение появления подобных причин в будущем.

Опираясь на содержание основных концептов, опишем главные принципы, на которых основывается концепция ситуационного риск-ориентированного управления процессами подготовки и пуска РН.

Принцип отсутствия полных прецедентов заключается в том, что ни одна управленческая ситуация, какой бы стандартной она не казалась, не может быть абсолютно похожей ни на одну ситуацию, имевшую место в прошлом. Ситуации в своих описаниях могут различаться, в общем случае, не только значениями ситуационных переменных, но и их количеством.

Принцип риск-ориентированного управления СОПП заключается в выборе предпочтительно варианта управленческого решения на основании полученных с помощью методов моделирования количественных оценок показателей риска, характеризующих варианты управленческих решений с точки зрения возможности недостижения целей управления. Кроме того, использование методов моделирования позволит прогнозировать процесс функционирования СОПП в различные периоды обстановки в течение требуемых интервалов времени, позволяя оценить степень влияния нежелательных факторов на целевой результат.

Принцип непрерывности изменений и реакции на них заключается в том, что изменения в системе и внешней по отношению к ней среде происходят постоянно и требуют непрерывной выработки управленческих решений, направленных на адаптацию системы к этим изменениям.

Принцип многоуровневой ситуации заключается в том, что ситуация как основа для формирования управленческого решения может требовать задействования различных уровней управления (от командира БР до лиц, управляющих СОПП на уровне КВ) в зависимости от того, в чьей компетенции лежит способность влиять на то или иное обстоятельство.

Принцип комплексирования способов управления СОПП, который утверждает, что не существует единого универсального подхода к обеспечению требуемого качества функционирования СОПП. Способ управления, реализуемый ЛПР, зависит от вида, характера изменения ситуационных переменных и доступности для управления на данном уровне управления. В рамках одного решения с учетом конкретных обстоятельств могут сочетаться оперативные, превентивные и проактивные стратегии управления СОПП.

4. Механизм реализации концепции: практическая реализация концепции возможна при условии разработки целостной информационно-аналитической среды, реализующей принципы ситуационного риск-ориентированного управления на основе использования разнородных данных об управленческой ситуации.

Общая схема системы ситуационного риск-ориентированного управления процессами подготовки и пуска ракеты-носителя представлена на рис. 3.

Ситуации, характеризующая процесс функционирования СОПП до принятия решения и после его реализации в виде конкретных мероприятий, обозначены  $\overline{Sit}(t_0)$  и  $\overline{Sit}(t_0+\Delta t)$  соответственно и представляют собой векторы. Компонентами изменяющихся в процессе функционирования векторов  $\overline{Sit}(t_0)$  и  $\overline{Sit}(t_0+\Delta t)$ ,  $\overline{Sit}(t_0+2\Delta t)$ ...  $\overline{Sit}(t_0+n\cdot\Delta t)$ , характеризующих ситуации функционирования системы СВ МТО, являются векторы внутренних ситуационных переменных  $\overline{R}$ ,  $\overline{V}$ ,  $\overline{S}$  и внешних  $\overline{T}$ ,  $\overline{W}$ , компоненты которых, в свою очередь, характеризуют систему обстоятельств – обстановку функционирования СОПП:

- $\overline{R}$  – вектор характеристик технической структуры РКК (значения параметров, характеризующих техническое состояние оборудования);
- $\overline{V}$  – вектор параметров эксплуатационных процессов (продолжительность, обеспеченность всеми видами ресурсов);
- $\overline{S}$  – вектор характеристик организационной структуры (состояние органов управления системой с точки зрения возможных стратегий управления, количество, укомплектованность, квалификация технического и управленческого персонала);

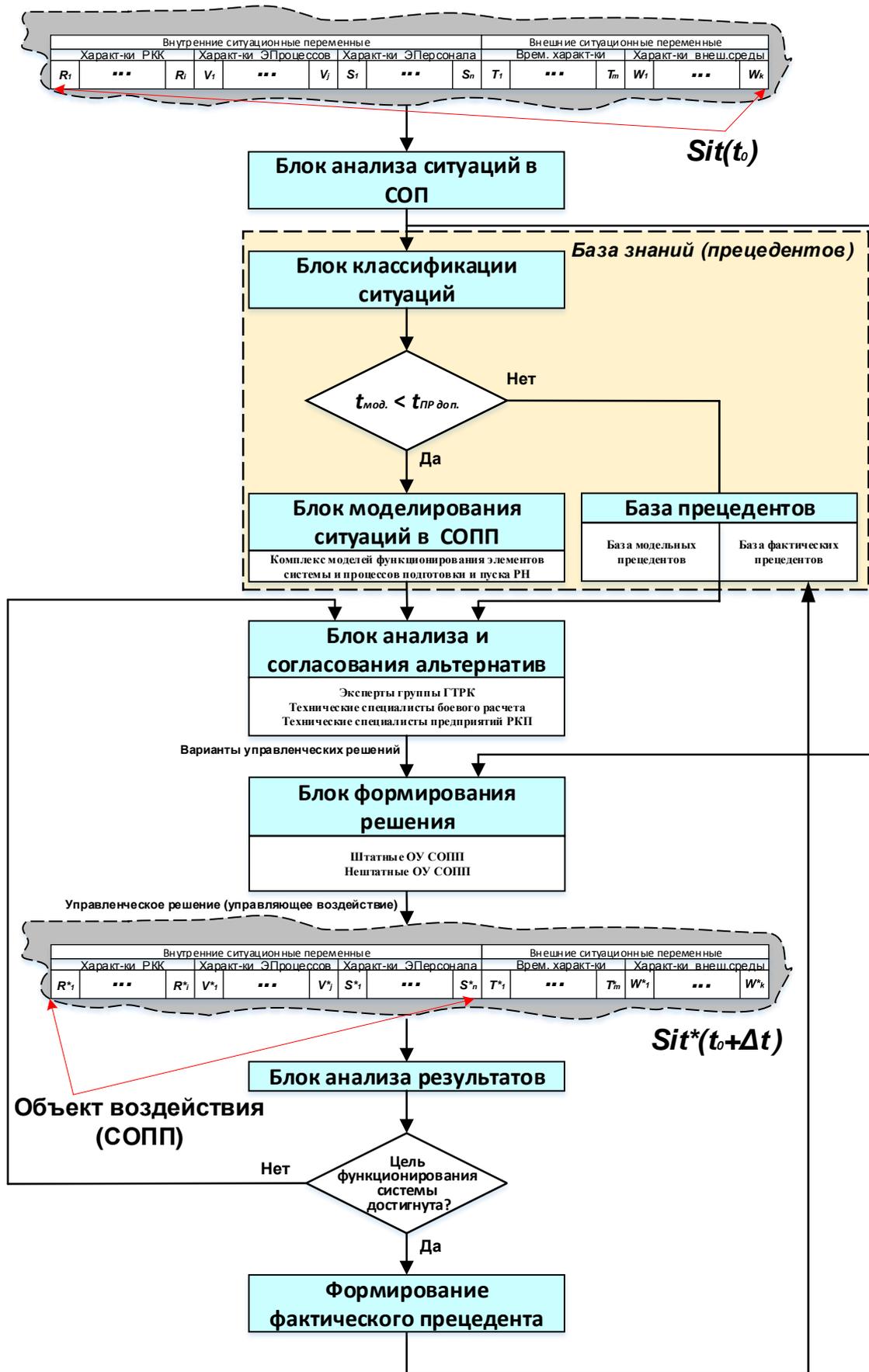


Рис. 3. Общая схема системы ситуационного риск-ориентированного управления процессами подготовки и пуска ракеты-носителя

–  $\bar{T}$  и  $\bar{W}$  – векторы характеристик внешней, по отношению к технической и организационной составляющим, среды (значения физических параметров внешней среды, характеристика целенаправленных деструктивных внешних воздействий на элементы СОПП, временные показатели, характеризующие процесс функционирования организационной и технической структур, обуславливающие ограничения на время принятия решения и на доступные варианты действий).

Так, например, компоненты вектора, характеризующие параметры технической структуры РКК  $\bar{R} = \langle Rt_{PM1}, Rt_{PM2}, \dots, Rt_{обогр.1}, Rt_{обогр.2}, Rp_{компр.1}, N_{зип1}, t_{запр099} \dots \rangle$  имеют физический смысл (в порядке записи): температуры рулевых машин изделия в процессе испытаний, температуры в отсеках изделия, давления на выходе компрессоров, нагнетающих воздух в отсеки, время окончания заправки кислородом – продуктом «099».

Компоненты вектора  $\bar{S} = \langle S_{бр30}, S_{бр40}, \dots, Skv_{бр30}, T_{долж}, \dots \rangle$  описывают следующие характеристики боевого расчета, выполняющего работы: штатное количество номеров в расчете системы управления, двигательных установок, квалификацию личного состава, оцениваемую в количестве безошибочно выполненных технологических циклов подготовки, время работы в данной должности.

Компоненты вектора  $\bar{T} = \langle T_{возд}, \Delta T_{сут}, \dots \rangle$  характеризуют внешнюю, по отношению к СОПП, среду, в частности, температуру воздуха при проведении работ на СК, суточный перепад температур и т. д.

Информация о ситуации функционирования СОПП после блока анализа поступает для обработки в ключевой элемент СППР – базу знаний (БЗ). Общая схема такой базы впервые представлена в работе Д. А. Поспелова. Под БЗ будем понимать совокупность фактов, характеризующих процесс функционирования СОПП, правил их обработки, условий применения правил к конкретным фактам, способов организации процесса логического вывода и получения новых фактов. Использованный в названии блока термин «прецедент» обозначает описанный некоторым образом фрагмент знаний, аккумулирующий предшествующий опыт, и состоит из решения, соотнесенного ситуацией, в которой оно было принято, и результатов его (решения) реализации. Таким образом, реализованное в некоторой ситуации управленческое решение с характеристикой полученных результатов его выполнения записывается в БЗ в качестве прецедента, т. е. практически полученного результата управления в конкретной ситуации.

На основании полученной информации блок классификации ситуаций системы классифицирует ситуацию с учетом ограничений, накладываемых на время принятия решения, и тенденций изменения параметров технической структуры, передает описание состояния системы в блоки моделирования ситуаций в СОПП или в базу прецедентов. Использование базы прецедентов обусловлено, как правило, внешними обстоятельствами – отсутствием времени на глубокий анализ ситуации и возможных вариантов решений. В базе прецедентов, в общем случае, решаются традиционные для алгоритма ситуационного управления задачи – поиск наиболее «близкого» к текущему по одному из известных в теории кластерного анализа критерия состояния и выбор соответствующего ему одного или, как правило, нескольких альтернатив управляющего воздействия. Подходы к выбору альтернативы описаны в целом ряде работ [6] и наиболее перспективным представляется использование производственной модели представления знаний (МПЗ), база правил которой содержит совокупность знаний в форме правил вывода «если – то». При этом на начальном этапе функционирования СОПП, когда отсутствует практический опыт реализации решений и соответствующих им результатов, могут быть использованы так называемые «модельные прецеденты», внесенные в базу экспертами на этапе создания системы.

Наиболее серьезным преимуществом ситуационного подхода является то, что он дает существенную экономию времени и незаменим в тех случаях, когда требуется оперативно принять решение, т. е. в условиях жестких временных ограничений, исключающих возможность

проведения обсуждения альтернатив или оценивания их эффективности с помощью моделей различного вида. В некоторых источниках такая ситуация принятия решения трактуется как «критическая».

В этом случае альтернативные и, как правило, не доминирующие друг друга варианты управленческих воздействий представляются для анализа и выбора наилучшей непосредственно ЛПР. В соответствии с трактовкой термина, ЛПР представляются полные управленческие ситуации, включающие в себя описание исходного состояния системы, управленческого воздействия и его результатов, т. е. прогнозируемого состояния системы. При выборе управленческого воздействия и принятии на основании этой альтернативы решения ЛПР руководствуется уже своей системой предпочтений, доступными ему дополнительными критериями.

С другой стороны, ориентация исключительно на стандартизованные состояния является недостатком ситуационного подхода, поскольку делает его малоэффективным при анализе сложных, нетипичных ситуаций. В случае отсутствия жестких ограничений на процесс работы альтернативных вариантов управленческих воздействий традиционная схема ситуационного управления дополняется блоками моделирования ситуаций и анализа и согласования альтернатив решения. Результаты моделирования функционирования СОПП с количественными оценками возможности недостижения целевого результата направляются в блок анализа и согласования альтернатив. Блок включает группы экспертов, имеющих опыт эксплуатации схожего или такого же оборудования, подготовки эксплуатирующего персонала и принятия решений в аналогичных системах, технических специалистов в области проектирования, производства и испытания данного оборудования, как правило, на доэксплуатационных стадиях и независимых аналитиков, имеющих специальные знания в области оценки риска с помощью различных методов и специализированные средства для риск-анализа предлагаемых вариантов решений. Риск-анализ в данной схеме представляет собой процедуру оценивания показателей, характеризующих качество решения задач системой и степень их недостижения, для каждого предлагаемого экспертами и техническими специалистами варианта. После проведения обсуждения и аналитической оценки альтернатив ЛПР в блок формирования решения представляется, как правило, не более 2-3 обсужденных и согласованных всеми заинтересованными в достижении системой целей функционирования сторонами вариантов решения.

После реализации решения ЛПР информация о фактически сложившейся ситуации  $Sit(t_0 + \Delta t)$  в конце цикла управления через блок анализа результатов выполнения решения в случае достижения планируемых результатов передается в базу фактических прецедентов, а в противном случае – в блок анализа и согласования альтернатив для пересмотра и коррекции. После экспертной оценки результатов во все элементы базы прецедентов вводятся изменения – формируется новый прецедент и добавляется в существующие кластеры, формируется новый кластер, если прецедент существенно отличается от имеющихся, уточняется процедура вывода.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ особенностей функционирования СОПП подтверждает тезис о том, что не существует какого-либо универсального подхода к управлению организационно-техническими системами. Разные проблемные ситуации требуют различных подходов к их разрешению, а ситуационные вероятностные факторы учитываются в стратегиях, структурах и процессах, благодаря чему достигается эффективное принятие решений. Необходимость адаптации известной методологии ситуационного управления к использованию в системе управления процессами подготовки и пуска РН обусловлена не только очевидными сложностями в при-

нятии руководителем обоснованного решения в сложной, динамичной обстановке, но и возможностями современных методов анализа данных и моделирования, недоступных на момент разработки основных принципов ситуационного управления и позволяющих существенно снизить неопределенность в процессе анализа управленческих ситуаций.

### Список используемых источников

1. *Звягин В. И., Птушкин А. И., Трудов А. В.* Риск как одно из свойств качества решений, принимаемых в условиях неопределенности // *Надежность*. – 2018. – № 18(4). – С. 45–50.
2. *Клыков Ю. И.* Ситуационное управление большими системами. – М. : Энергия, 1974. – 135 с.
3. *Мескон М., Альберт М., Хедоури Ф.* Основы менеджмента. – М. : Дело, 1998. – 800 с.
4. Основы теории систем и управления : учебник / В. Н. Калинин [и др.]; под общ. ред. К. Г. Колесникова. – СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. – 495 с.
5. *Поспелов Д. А.* Ситуационное управление: теория и практика. – М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 288 с.
6. *Прохорович В. Е.* Прогнозирование состояния сложных технических комплексов. – СПб. : Наука, 1999. – 158 с.
7. *Qin Xu, Hollingsworth P., Smith K.* Launch Cost Analysis and Optimization Based on Analysis of Space System Characteristics // *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* – 2019. – Vol. 62, № 4. – P. 175–183.
8. Опыт и перспективы запусков отечественных малых космических аппаратов с космодрома Плесецк / Н. А. Башляев [и др.] // *Космическая техника и технологии*. – 2021. – № 3(34). – С. 69–82.

*Privalov A. E.* Multi-agent model of the controlling digital twin of multi-satellite orbital constellation of remote sensing of earth // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 5–13.

The article applies the previously proposed concept of a controlling digital twin to control multi-satellite orbital constellation of remote sensing of the Earth. A new model of the process of functioning of the orbital constellation has been developed, which is a set of network graphs united by a multitude of cross-links between them, due to restrictions on the use of spacecraft resources. Based on this model, a multi-agent model of the controlling digital twin of the orbital constellation, characterized by the presence of agents of two new antagonistic types – spacecraft control agents and task control agents, the interaction between which ensures the maintenance of dynamic equilibrium (homeostasis) of the orbital constellation.

*Key words:* multi-satellite orbital constellation, multi-agent model, network graph, remote sensing of Earth, controlling digital twin.

*Betanov V. V., Fedotov S. A., Vovasov V. E.* Method for revealing phase ambiguities with a given confidence probability // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A.F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 14–21.

The analytical dependences of the minimum possible guaranteed initialization time for the disclosure of phase ambiguities on the parameters of the user navigation receiver are presented. It is preferable to check and study the presented method of revealing phase ambiguities using relative positioning methods. For the relative method, analytical expressions are given indicating the possibility of revealing phase ambiguities with a probability of 0.997 when averaging over three counts for high-precision signals. To confirm the assessment of the disclosure of phase ambiguities using the method of processing measurements of the phase of GNSS signals, the processing of raw measurements of two navigation receivers using high-precision GPS signals is presented.

*Key words:* GNSS, GPS, confidence probability, guaranteed initialization time.

*Vinogradov D. Y., Suevalov V. V.* The analytical program motion model for orbital structure of multi-satellite space system in low near-circular orbits // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 22–31.

The article deals with the new approach to the formation of the analytical program motion model for space systems in near-circular orbits. This implements the consideration of disturbances from Earth gravitational field and ensures the holding of spacecrafts at low permissible deviations of the controlled orbital parameters.

*Key words:* space system, orbital structure, program motion model, holding of spacecraft, dynamically stable orbit, autonomous control.

*Shykov A. N., Tarasova E. A., Vaskov S. V.* Current issues of setting parameters of mathematical models of space vehicles movement // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 32–46.

The issues of setting the parameters of mathematical models of motion (MMD) of promising space vehicles are considered. It is shown that by now the ballistic navigation support is mainly based on the use of high-precision motion models. First of all, this concerns the tasks of determin-

ing and predicting orbital motion parameters. The operation of ground-based and on-board control systems, as well as the use of navigation equipment of consumers of any class, is impossible without the correct application of MMD. At the same time, plans for the development of space navigation systems and, in particular, the domestic GLONASS system necessitate research on improving the MMD to reach a new level of precision navigation characteristics.

*Key words: mathematical model of motion (MMD), navigation spacecraft (NCA), ballistic navigation support (BNO), ephemeris-temporal support (EVO), evaluation, verification, measurements, accuracy.*

*Pasinkov V. V., Shykov A. N., Vaskov S. V.* Technological aspects of the application of high-precision data of objects of functional additions of the GLONASS system in control circuits and navigation and ballistic support CS // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 47–54.

Reaching a potentially new level of solving promising tasks of space systems (CS) is associated with the introduction of special innovative satellite technologies into the data processing process. At the same time, the organization of flight tests of such promising CS, both in terms of orbital and ground-based facilities, should certainly be based on precision evaluation methods. The historical prerequisites for the formation of conditions for the implementation of precision technologies that implement centimeter accuracy of operational navigation are considered. The technological aspects of the application of high-precision data of objects of functional additions of the GLONASS system in the navigation and ballistic support of tests and applications of both CS in general and ephemeris-temporal support of GNSS GLONASS in particular are described. The aspects of new applied tasks of operational and a posteriori assessment using precision methods of information processing, which are of fundamental scientific and practical importance for various consumers, are considered.

*Key words: GLONASS, assisting information, high-precision positioning, orbital consumer, satellite navigation equipment, space object.*

*Rudykh V. P., Gonchar A. V., Efendieva D. R.* An approach to the synthesis of the orbital construction of a multi-satellite grouping of remote sensing of the Earth with a high frequency of review // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 55–68.

This paper proposes and substantiates an analytical approach to the assessment of quantitative composition and development of orbital construction of multi-satellite space systems of optoelectronic remote sensing of the earth with high requirements to the frequency of inspection of local objects.

The basic criteria of efficiency of remote sensing systems are considered and a complex criterion is proposed, which more fully characterizes the systems providing minimum time between the surveys of local objects during a day. An example of synthesis of orbital construction of a multi-satellite constellation according to the proposed methodology and a comparison made by means of mathematical modeling with other construction variants are given.

*Key words: multi-satellite constellations, earth remote sensing, performance evaluation, numerical modeling.*

*Abdurakhimov A. A., Nechaev I. Y.* Model-of-functioning of a small spacecraft as part of a multi satellite low orbit space communication system // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 :

Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 69–79.

A simulation model of the functioning of a small spacecraft as part of a multi-satellite low-orbit space communication system is presented. The dependence of the required throughput capacity of the target system of a small communication spacecraft when operating separately and as part of the orbital grouping. The results of the analysis of the functioning of a small communication spacecraft as part of an orbital grouping are presented. Recommendations for calculating the parameters of the target system of a small communication spacecraft are formulated.

*Key words: small communication spacecraft, orbital grouping, target system, bandwidth.*

Parameters of hydrogen plasmas in the electric arc channel / D. A. Aristarkhov, E. E. Kondakov, V. V. Onufriev, A. B. Ivashkin // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 80–93.

A one-dimensional model of thermochemically nonequilibrium hydrogen plasma of an asymptotic section of an arc discharge with subsonic plasma flow has been studied. Using the equations of chemical reactions, the constants of chemical reactions, equilibria and radial distributions of equilibrium and nonequilibrium concentrations of atoms, molecules, hydrogen ions and electrons in the cross section of the channel of an electric arc accelerator were obtained. Conclusions were drawn about the effect of chemical disequilibrium on plasma parameters.

*Key words: electric arc accelerator, nonequilibrium plasma, electric arc channel, hydrogen arc discharge, particle concentration distribution, spacecraft.*

Topical issues of improving the processes of creating and modernizing orbital groups of remote sensing of the Earth in the interests of solving consumer problems / D. A. Baranov, D. E. Subbotin, L. V. Mikhailenko, Y. V. Avdonina // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 94–105.

The results of the analysis of the development of space systems for remote sensing of the Earth over the past decade are presented. The trends in the formation of requirements for various categories of thematic geoinformation products from key customers in Russia and in the world are determined. The revenue component from key the provision of remote sensing data and additional services in 2023 in the regional context is disclosed. Based on the results of a technical and economic analysis of the application of modern and promising space systems for remote sensing of the Earth, the substantiation of the composition of orbital groupings and the dimension of spacecraft is presented.

*Key words: remote sensing of the Earth, orbital grouping, requirements for a thematic product, space information, spatial data, geoinformation systems.*

Evaluation of overload values at the stage of return of a capsule with a mainline liquid rocket engine of the second stage of a reusable space rocket / D. G. Belyanin, S. Y. Pirogov, A. E. Sultanov, E. N. Semenov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 106–112.

The article presents the results of an assessment of the overload values at the stage of the return of a capsule with a liquid-propellant rocket engine of the second stage of a reusable space rocket. The presented results are obtained by solving differential equations of motion using the Euler method.

*Key words: overload, booster, descent capsule, aerodynamic quality, liquid rocket engine.*

Is a project to create a low-orbit grouping of small spacecraft for remote sensing of the Earth / V. N. Blinov, V. V. Kositsyn, V. I. Ruban, A. I. Lukyanchik // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 113–124.

The main provisions on the project for the creation of a promising small spacecraft, created with the participation of the student design bureau, are presented. The goals and objectives of the project, the stages of its implementation, the conceptual approach to the creation of a small spacecraft, the principles of creating on-board equipment of minimal cost are defined. The issues of constructing an orbital grouping in low Earth orbits are considered, numerical results are obtained on the minimum number of orbital planes and small spacecraft from the condition of constant radio visibility of at least one of them. A multi-purpose (unified) approach to the formation of the structure and composition of on-board systems is used as the basis for the formation of the design and constructive appearance of a small spacecraft.

*Key words: small spacecraft, minimum cost, multipurpose methods, orbital grouping, symmetrical structure, network structure, student design bureau.*

Calculation of the space object maintenance uptime for fault diagnosis: the methodology / A. E. Egorov, V. V. Salov, P. A. Protsenko, I. Y. Kubasov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 125–135.

The importance of space object diagnostics is highlighted and a solution to the problem is proposed. An approach for directing a spacecraft to overflight a given set of space objects is presented. It is proposed to manoeuvre the spacecraft in its orbital plane, and to carry out the contact at the nodal point formed by the intersection of the space objects' orbit with the spacecraft orbital plane. The impact of the characteristic velocity-determined phasing orbit range on the decision efficiency of space objects requiring diagnostics is analyzed.

*Key words: maintenance efficiency, flight pattern, phasing orbit, spacecraft.*

Zavrzhin V. A., Filatov S. I., Onufriev V. V. Calculation of the ambipolar potential at the nozzle wall of a solid-propellant rocket engine // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 136–140.

One of the main sources of static electricity charges are jet engines that pump a stream of combustion products with charged particles through a nozzle. The presence of a volumetric charge formed by charged particles in the flow of combustion products can cause electrical breakdowns, interference of control systems and radio communications, etc. One of the main processes of the potential difference between the nozzle wall and the flow core is ambipolar diffusion caused by an electron pressure gradient due to high electron mobility. The paper presents a method for calculating the values of the ambipolar potential, as well as their distribution in the nozzle of a solid-propellant rocket engine.

*Key words: plasma, ambipolar diffusion, ambipolar potential, solid-propellant rocket engine, nozzle.*

Model and software package for calculating three-dimensional indicatrix of the radiant intensity of space objects of complex shape in the optical range / A. A. Kamenev, A. I. Miller, M. M. Poluyan, N. S. Rubcov, A. A. Soluyanov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 :

Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 141–151.

The modeling technology and a software package for calculating the spectroenergetic characteristics of space objects of complex shape using specialized software are presented, providing spatial indications of their radiation strength, taking into account the spectral nature of absorption and radiation of incident spectral fluxes from the Sun and Earth, the physical mechanism of mirror-diffuse reflection of incident radiation by materials and coatings, cyclograms of internal heat release of the object, as well as the relative motion of its structural elements. The presented technology combines proprietary software solutions and widely used CAD/CAE software tools: SolidWorks, ANSYS, Gmsh.

*Key words: indicatrix of the radiant intensity, space object, finite element method, optoelectronic system, technical condition.*

Methodology for synthesizing the structure of equipment of a space rocket complex / V. V. Kozlov, A. V. Lagun, V. A. Kharchenko, D. R. Smichyk // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 152–161.

The method of synthesis of the structural and functional construction of complex technical systems is considered using the example of the structural construction of technological equipment of rocket and space complexes. The methodology is based on the provisions of graphic-analytical synthesis based on the introduction of terminal vertices in the matrix representation of the structures of technological units of rocket and space complexes.

*Key words: estimation, graph, synthesis, terminal vertex in the graph matrix, structure, function.*

Scientific and technical problems of creating ultralight class launch vehicles / S. V. Kuznetsov, A. V. Vladimirov, A. A. Belkin, Y. I. Zavora // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 162–170.

The exploited and newly created means of launching the production of JSC "Khrunichev State Research and Development Center", the directions of their development and application for the deployment of multi-satellite groupings based on small space satellites are considered. The existing scientific and technical problems of creating ultralight class launch vehicles are outlined. The results of evaluating the effectiveness of the use of ultralight class withdrawal products and their requirements are presented. The design appearance of a universal mobile ultralight class launch vehicle has been determined and the main design solutions have been substantiated. An assessment of the mass- energy and operational characteristics of the ultralight class launch vehicle under development has been carried out. Reasonable conclusions have been drawn about the expediency of creating an ultralight class launch vehicle to launch a range of small spacecraft planned as part of the implementation of the federal target program «Sphere».

*Key words: small spacecraft, multi-satellite grouping of spacecraft, spaceport throughput, universal mobile carrier rocket of ultralight class, transport efficiency.*

Poluyan M. M., Belyankin A. V., Tikhomirov K. O. Method for calculating the temperature of the external layers of screen-vacuum thermal insulation taken into account the thermal radiation of the Earth // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 171–183.

The article presents a method for calculating the temperatures of the upper layers of screen-vacuum thermal insulation (EVTI), taking into account the simultaneous influence of heat flows from the Sun and the Earth, as well as the transparency of the facing layer and the difference in the values of the optical characteristics on its external and internal surfaces. The materials of the upper layers of EVTI, characterized by design features and optical characteristics, have a significant impact on the temperature of the facing and first layers.

The scientific novelty of the developed method is determined by taking into account the thermal infrared fluxes from the Earth, as well as taking into account the difference in the values of the optical characteristics on the outer and inner surfaces of the EVTI facing layer.

*Key words: spacecraft, screen-vacuum thermal insulation, heat flow, solar reflector, true absorber, polyimide films.*

*Sobolev I. A. Ultra-low-orbit spacecraft for remote sensing of the Earth // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 184–192.*

The design and engineering appearance of an ultra-low-orbit Earth remote sensing spacecraft designed to obtain high-resolution images (0.25–0.3 m) from orbits in the altitude range of 250–280 km is presented. The main design approaches to the creation of devices of this class are formulated, and a variant of the layout scheme is shown.

*Key words: ultra-low orbit, remote sensing of the Earth, upper atmosphere, low-orbit spacecraft, electric rocket engine.*

*Khasanov A. Y., Kochiev S. G. Justification of requirements to the thrust value of the control propulsion system of a space vehicle in ultra-low orbit // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 193–199.*

The necessity of spacecraft operation in ultra-low orbits is noted. An approach to calculating the magnitude of the thrust force created by the propulsion system of a spacecraft in an ultra-low orbit, necessary to counter the aerodynamic force, is presented. The spacecraft motion at altitudes from 150 to 300 km was simulated and the magnitude of the aerodynamic force acting on the spacecraft was calculated. The requirement for the necessary thrust value of the propulsion system of a spacecraft in an ultra-low orbit is substantiated.

*Key words: ultra-low orbit, atmosphere, spacecraft, low-thrust propulsion system.*

An algorithm for recognition and filtering in a system with additive-multiplicative interference and random probabilities of transitions of Markov breaks of information based on approximation by beta distribution / I. F. Khismatov, V. A. Bukhalev, V. A. Boldinov, A. A. Skrynnikov // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 200–212.

An algorithm for solving the problem of filtering the Markov process under the influence of random additive and multiplicative interference in the channels for monitoring its state in conditions when measurements are interrupted at random points in time is described. The algorithm is based on the Bayes principle, developed by methods for estimating the state of systems with a random discontinuous structure. The approximation of unknown a posteriori and predicted at each step probability densities of the system state by beta distributions is applied. An example illustrating the operation of the algorithm is given.

*Key words: stochastic jump structure systems, additive-multiplicative interference, information interruptions, Bayesian filtering, two-stage parametric approximation, beta distribution.*

*Shcherbina I. S., Vivchar R. M. Loktionov V. M.* The concept of situational risk-based management of the preparation and launch of the launch-vehicle // Proceedings of the Military Space academy named after A. F. Mozhaisky. – SPb. : MSA named after A. F. Mozhaisky, 2024. – Release 693 : Problems of creation and use of spacecraft and means of withdrawal in the interests of solving the tasks of the Armed Forces of the Russian Federation. – P. 213–224.

The article provides an overview of modern approaches to the deployment and application of orbit groupings of spacecraft. The necessity of developed the concept of situation risk-based management of the processes of preparation and launch vehicles is shown. The concept, like any other system, has a certain structure containing elements and relationships between them. The main elements of the concept are presented and described.

*Key words: concept, preparation and launch, launch vehicles, situational management.*

**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

**Авдонина Юлия Вячеславовна**, АО «РКЦ» «Прогресс» (443009, Россия, Самара, ул. Земеца, 18); тел.: 8 (846) 228-97-43; e-mail: avdonina.jv@samspace.ru

**Аристархов Денис Андреевич**, МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (499) 263-63-89, e-mail: arist18ea228@student.bmstu.ru

**Баранов Дмитрий Александрович**, доктор технических наук; АО «РКЦ» «Прогресс» (443009, Россия, Самара, ул. Земеца, 18), тел.: 8 (846) 955-13-61, e-mail: Dmitri.baranov@samspace.ru

**Белкин Андрей Андреевич**, кандидат технических наук; КБ «Салют» АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева (121309, Россия, Москва, Новозаводская ул., 18); тел.: 8 (967) 220-20-36; e-mail: belkin.aa@khrunichev.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

**Белянкин Александр Васильевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (981) 916-13-95, e-mail: vka@mil.ru

**Бетанов Владимир Вадимович**, доктор технических наук, профессор, академик РАН; АО «Российские космические системы» (111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 53), тел.: 8 (903) 599-80-71; e-mail: vlavab@mail.ru

**Блинов Виктор Николаевич**, доктор технических наук, профессор; КБ «Салют» имени В. М. Мясищева АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» (644021, Россия, Омск, ул. Б. Хмельницкого, 226); тел.: 8 (3812) 39-75-32; e-mail: kb.polet@khrunichev.ru

**Болдинов Виктор Александрович**, кандидат технических наук, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Россия, Москва, Волоколамское ш., 4 г), тел.: 8 (916) 858-79-25, e-mail: viktorboldinov@mail.ru

**Бухалёв Вадим Алексеевич**, доктор технических наук, профессор, ЗАО «МНИТИ» (105094, Россия, Москва, ул. Гольяновская, 7а), тел.: 8 (499) 763-45-42, e-mail: mniti@mniti.ru

**Васьков Сергей Владимирович**, кандидат технических наук; филиал прецизионного НБО АО «НПК «СПП» (141091, Россия, Московская обл., Королёв, мкр. Юбилейный, ул. Пионерская, 12); тел.: 8 (495) 221-82-35; e-mail: press@nprk-spp.ru

**Вивчарь Роман Михайлович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Виноградов Дмитрий Юрьевич**, НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ ВКС Минобороны России (141091, Россия, Московская обл., Королёв, мкр. Юбилейный, ул. Тихонравова, 29); тел.: 8 (977) 712-25-77; e-mail: gradient93@mail.ru

**Владимиров Александр Владимирович**, доктор технических наук, профессор; КБ «Салют» АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» (121309, Россия, Москва, Новозаводская ул., 18); тел.: 8 (495) 797-33-33, e-mail: agd@khrunichev.ru

**Вовасов Валерий Егорович**, кандидат технических наук, доцент; АО «Российские космические системы» (111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 53); тел.: 8 (962) 968-55-31; e-mail: vovasov@list.ru

**Гончар Александра Васильевна**, АО «ЦНИИмаш» (141070, Россия, Московская область, Королев, ул. Пионерская, 4, к. 22); тел.: 8 (495) 513-43-62, e-mail: GoncharAV@tsniimash.ru

**Егоров Андрей Евгеньевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

**Жуков Александр Николаевич**, кандидат технических наук; филиал прецизионного НБО АО «НПК «СПП» (141091, Россия, Московская обл., Королёв, мкр. Юбилейный ул. Пионерская, 12); тел.: 8 (495) 221-82-35; e-mail: press@npk spp.ru

**Завора Юрий Иванович**, КБ «Салют» АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» (121309, Россия, Москва, Новозаводская ул., 18); тел.: 8 (495) 797-33-33, e-mail: agd@khrunichev.ru

**Завражин Владимир Александрович**, МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (929) 609-62-68, e-mail: zavrazhinva@student.bmstu.ru

**Ивашкин Анатолий Борисович**, кандидат технических наук, доцент; МГТУ им. Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (499) 263-63-89, e-mail: ivashkin@bmstu.ru

**Каменев Анатолий Анатольевич**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Козлов Владимир Владимирович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, e-mail: vka@mil.ru

**Кондаков Егор Евгеньевич**, МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (499) 263-63-89, e-mail: kee18ea228@student.bmstu.ru

**Косицын Валерий Владимирович**, кандидат технических наук; КБ «Салют» АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» (644021, Россия, Омск, ул. Б. Хмельницкого, 226); тел.: 8 (3812) 39-75-32; e-mail: kb.polet@khrunichev.ru

**Кочиев Сергей Георгиевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (999) 669-72-08, e-mail: vka@mil.ru

**Кубасов Игорь Юрьевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

**Кузнецов Сергей Викторович**, АО «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева» (121309, Россия, Москва, Новозаводская ул., 18); тел.: 8 (495) 797-33-33, e-mail: agd@khrunichev.ru

**Лагун Андрей Валерьевич**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, e-mail: vka@mil.ru

**Локтионов Владимир Михайлович**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Лукьянчик Антон Игоревич**, ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет» (644050, Россия, Омск, пр. Мира, 11); тел.: 8 (3812) 65-34-07; e-mail: info@omgtu.ru

**Миллер Антон Игоревич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Михайленко Леонид Владимирович**, АО «РКЦ» «Прогресс» (443009, Россия, Самара, ул. Земеца, 18); тел.: 8 (846) 955-13-61; e-mail: mail@samspace.ru

**Нечаев Иван Юрьевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 588-68-49, e-mail: vka@mil.ru

**Онуфриев Валерий Валентинович**, доктор технических наук, профессор; МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (499) 263-63-89, e-mail: onufriev@bmstu.ru

**Пасынков Владимир Викторович**, доктор технических наук; АО «НПК «СПП» (111024, Россия, Москва, Авиамоторная, 53); тел.: 8 (495) 234 98 59; e-mail: press@npk-spp.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) 376-70-00, e-mail: vka@mil.ru

**Полуян Максим Михайлович**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Привалов Александр Евгеньевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 919-61-30, e-mail: vka@mil.ru

**Проценко Пётр Александрович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

**Рубан Виктор Иванович**, ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет» (644050, Россия, Омск, пр. Мира, 11); тел.: 8 (3812) 65-34-07; e-mail: info@omgtu.ru

**Рубцов Никита Сергеевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Рудых Василий Петрович**, АО «ЦНИИмаш» (141070, Россия, Московская область, Королев, ул. Пионерская, 4); тел.: 8 (495) 513-46-65, e-mail: RudykhVP@tsniimash.ru

**Салов Вячеслав Викторович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

**Семенов Евгений Николаевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (911) 727-62-36, e-mail: vka@mil.ru

**Скрынников Андрей Александрович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник; ФАУ «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Россия, Москва, Волоколамское ш., 4 г), тел.: 8 (915) 063-33-30, e-mail: a1260@mail.ru

**Смичук Дмитрий Романович**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, e-mail: vka@mil.ru

**Соболев Иван Анатольевич**, кандидат технических наук; МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (499) 261-01-07, e-mail: sobolevia@bmstu.ru

**Солуянов Андрей Аркадьевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Субботин Даниил Евгеньевич**, АО «РКЦ» «Прогресс» (443009, Россия, Самарская обл., Самара, ул. Земеца, 18); тел.: 8 (846) 955-13-61; e-mail: mail@samspace.ru

**Суевалов Валерий Витальевич**, кандидат технических наук; НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ ВКС Минобороны России (141091, Россия, Московская обл., Королёв, мкр. Юбилейный, ул. Тихонравова, 29), тел.: 8 (916) 695-89-20; e-mail: vks\_nic\_korolev@mil.ru

**Султанов Алексей Эдыгарович**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (921) 787-25-32, e-mail: vka@mil.ru

**Тарасова Елена Александровна**, научно-технический центр АО «НПК «СПП» (111024, Россия, Москва, Авиамоторная, 53); тел.: 8 (495) 234 98 59; e-mail: press@nprk spp.ru

**Тихомиров Кирилл Олегович**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Федотов Сергей Анатольевич**, кандидат технических наук; АО «Российские космические системы» (111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, 53), тел.: 8 (495) 673-94-30 доб. 38-02; e-mail: Fedotov.SA@spacemgr.ru

**Филатов Сергей Игоревич**, МГТУ имени Н. Э. Баумана (105005, Россия, Москва, 2-я Бауманская ул., 5); тел.: 8 (977) 398-77-01, e-mail: filatovsi@student.bmstu.ru

**Харченко Владимир Алексеевич**, Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-14, e-mail: vka@mil.ru

**Хасанов Антон Юрьевич**, кандидат технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (950) 019-73-99, e-mail: vka@mil.ru

**Хисматов Игорь Федорович**, доктор технических наук; ЗАО «МНИТИ» (105094, Россия, Москва, ул. Гольяновская, 7а), тел.: 8 (963) 772-03-74, e-mail: abu-sergey@yandex.ru

**Щербина Игорь Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Эфендиева Диана Рагимовна**, АО «ЦНИИмаш» (141070, Россия, Московская обл., Королёв, ул. Пионерская, 4); тел.: 8 (985) 355-50-96, e-mail: efendievadr@tsniimash.ru

**Аверкиев Николай Фёдорович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-16, e-mail: vka@mil.ru

**Басыров Александр Геннадьевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Булекбаев Дастанбек Абдыкалыкович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-07, e-mail: vka@mil.ru

**Ефимов Владимир Васильевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-21, e-mail: vka@mil.ru

**Коваленко Алексей Юрьевич**, доктор технических наук; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru

**Козлов Владимир Владимирович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Кульвиц Алексей Владимирович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-12, e-mail: vka@mil.ru

**Мионов Андрей Николаевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-13, e-mail: vka@mil.ru

**Мосин Дмитрий Александрович**, доктор военных наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-64, e-mail: vka@mil.ru

**Новиков Евгений Александрович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-97-25, e-mail: vka@mil.ru

**Пирогов Сергей Юрьевич**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-95-13, e-mail: vka@mil.ru

**Садин Дмитрий Викторович**, доктор технических наук, профессор; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); e-mail: vka@mil.ru

**Салов Вячеслав Викторович**, доктор технических наук, доцент; Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского (197198, Россия, Санкт-Петербург, ул. Ждановская, 13); тел.: 8 (812) 347-96-16, e-mail: vka@mil.ru