

ПРОЕКТИРОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРОЙ НАБЛЮДЕНИЯ И КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

© 2025

- Е. В. Шахматов** академик Российской академии наук, заведующий кафедрой автоматических систем энергетических установок имени академика РАН В.П. Шорина; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shakhm@ssau.ru
- В. В. Салмин** доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sputnik@ssau.ru
- В. В. Волоцуев** кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; volotsuev@mail.ru

Разработан проект низкоорбитального космического аппарата оптического дистанционного зондирования Земли с корректирующей электрореактивной двигательной установкой. Целевая аппаратура включает в свой состав оптическую аппаратуру, сформированную по схеме Ричи-Кретьена с дополнительным зеркалом переотражения. Выбор геометрии оптической аппаратуры обосновывается снижением площади мишеней космического аппарата (для уменьшения силы сопротивления от верхней атмосферы Земли). Ориентиром является возможность создания малого космического аппарата (массой не более 1000 кг) для получения космических снимков с высоким пространственным разрешением (размер проекции пикселя на Землю менее 30 см). В статье приведены модель ограничений со стороны системы электропитания спутника на режимы работы электрореактивной двигательной установки и результаты анализа по оценке параметров циклов коррекции орбиты и массы запасов рабочего тела.

Космический аппарат; низкая орбита; дистанционное зондирование Земли; электрореактивная двигательная установка

Цитирование: Шахматов Е.В., Салмин В.В., Волоцуев В.В. Проектирование низкоорбитальных малых космических аппаратов с оптической аппаратурой наблюдения и корректирующей электрореактивной двигательной установкой // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 72-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-72-84

Введение

В настоящее время на низких орбитах происходит активное развёртывание многоспутниковых космических систем различного назначения (связь, дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), радиоразведка). Примерами реализации систем связи, для которых космические аппараты (КА) оснащены электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ), могут служить многоспутниковые группировки OneWeb и Starlink, предназначенные для организации широкополосного доступа к сети Интернет. Примером успешной реализации глобальной космической системы наблюдения с высокой частотой обновления информации является развивающаяся с 2013 года группировка малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли компании PlanetLabs,

которая обеспечивает потребителей ежедневными обновлениями информации о земной поверхности. В случае многоспутниковых низкоорбитальных группировок ЭРДУ находят своё применение в решении задач довыведения КА, разведения и поддержания заданных орбитальных позиций в структуре группировки, а также удержания требуемой высоты орбиты, компенсируя влияние атмосферного торможения.

Примером важности существующих проблем в области влияния верхней атмосферы на движение низкоорбитальных КА может служить судьба спутника «АИСТ-2Д», разработанного АО «РКЦ «Прогресс» (г. Самара) совместно с Самарским университетом имени С.П. Королёва. Спутник запущен с космодрома Восточный 28 апреля 2016 г. на орбиту высотой порядка 590 км, выполнял задачи дистанционного зондирования Земли. Очередной цикл солнечной активности с 2021 г. привёл к существенному возрастанию плотности верхней атмосферы и, соответственно, к нерасчётному снижению аппарата. В результате спутник «АИСТ-2Д» вошёл в плотные слои атмосферы и прекратил свое существование 16 апреля 2024 г. Спутник не обладал корректирующей двигательной установкой, которая позволила бы поддерживать орбиту.

К настоящему времени накоплен опыт использования электрореактивных двигателей на низкоорбитальных космических аппаратах, функционирующих на высотах ниже 300 км. В период с 2009 по 2013 годы на сверхнизкой околокруговой орбите с высотой порядка 260...280 км функционировал европейский КА «GOCE» с целью гравиметрических измерений Земли. Масса КА «GOCE» была порядка 1050 кг. Для удержания среднего радиуса орбиты использовался ЭРД с регулируемой тягой от 1 мН до 20 мН. Запас рабочего тела составлял 30 кг, что позволило поддерживать орбиту в течение 3,5 лет [1]. С 2012 года запускаются российские малые КА дистанционного зондирования Земли «Канопус-В», оснащённые отечественными ЭРД марки «СПД-50» (ОКБ «Факел», г. Калининград) для поддержания рабочей орбиты с высотой порядка 510 км [2]. В период с 2017 по 2019 год осуществлялась миссия японского КА «Цубаме» как демонстратора технологий работы на сверхнизких орбитах. Масса КА составляла 380 кг. На КА «Цубаме» использовались химическая двигательная установка и электрореактивная двигательная установка. На последнем этапе миссии КА спустился на сверхнизкую орбиту высотой порядка 167 км и удерживался на этой орбите в течение недели. Ионный двигатель Кауфмана на КА «Цубаме» мог создавать регулируемую силу тяги от 10 мН до 28 мН, запас рабочего тела (ксенона) составлял 10 кг [3; 4].

Для поддержания рабочей орбиты космического аппарата можно использовать различные типы корректирующих двигательных установок (КДУ) или их комбинации:

- жидкостные реактивные двигатели (ЖРД);
- использование ЖРД совместно с ЭРДУ;
- использование ЭРДУ.

Наиболее эффективные варианты будем отбирать согласно следующим критериям предпочтения:

$T_{\text{сущ}} \rightarrow \max$ (срок активного существования КА);

$M_{\text{рт}} \rightarrow \min$ (масса рабочего тела, необходимого для коррекции).

При этом необходимо контролировать выполнение ограничений:

$N_{\text{эрд}} \leq N_{\text{дон}}$ (потребляемая ЭРДУ мощность не превышает допустимой величины);

$M_{\text{эрд}} \leq M_{\text{дон}}$ (масса ЭРДУ не более допустимой величины).

Таким образом, задача выбора проектных характеристик ЭРДУ и циклограмм коррекции орбиты формулируется следующим образом: выбрать основные проектные характеристики и баллистические схемы коррекции орбит КА с ЭРДУ, получить гарантирующие оценки затрат рабочего тела на поддержание орбит, обеспечивающие экс-

тремум критериев предпочтения при выполнении ограничений. Для решения этой задачи требуется создать методы выбора основных проектных характеристик энергодвигательного модуля, создать программное обеспечение для решения задачи и показать на примере реальных КА эффективность предложенных методов и моделей.

Процедура совместной оптимизации законов управления и проектных параметров КА

Процедура решения задачи оптимизации в описанной постановке сводится к следующему [6].

1. Формируется общая задача совместной оптимизации космического аппарата, предназначенного для множества динамических операций Z . Вводится проектная модель КА, а также модель распределения масс по отдельным компонентам КА.

2. Из общей задачи оптимизации выделяется её динамическая часть (выбор режимов управления движением). Динамическая задача решается последовательно, с применением моделей, обладающих различной степенью полноты, детализации и точности.

3. Решается задача оптимизации циклограмм коррекций совместно с синтезом проектных параметров. В результате в первом приближении выбираются основные параметры, характеризующие проектный облик КА, а также энергетика манёвра и режимы управления.

4. Проектную модель КА с двигателями малой тяги будем строить на основе уравнения баланса масс его компонентов и систем на стартовой орбите. Анализ работ в области оптимизации КА с ЭРД малой тяги позволяет записать это уравнение в следующем виде:

$$m_0 = m_{\Pi} + m_{\mathcal{E}} + m_{\mathcal{D}} + m_{PT} + m_{СПХ} + m_K,$$

где m_{Π} – масса полезного груза; $m_{\mathcal{E}}$ – масса энергоустановки, состоящая из источника и преобразователя энергии; $m_{\mathcal{D}}$ – масса двигательной установки; m_{PT} – масса рабочего тела, необходимая для управления КА; $m_{СПХ}$ – масса систем подачи и хранения рабочего тела; m_K – масса конструктивных элементов.

5. Исследуется влияние неопределённых факторов как на результаты решения динамической задачи, так и на значения проектных параметров. В случае необходимости определяются параметры, обеспечивающие минимум максимального проигрыша в критерии оптимальности, то есть реализуется гарантирующий подход.

Управление движением низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Отличительной особенностью движения КА на низких орбитах является наличие возмущающей силы аэродинамического сопротивления, а также неопределённость величины этой силы, обусловленная неточностью знания баллистического коэффициента спутника и плотности атмосферы. Последняя может существенно изменяться за сравнительно короткое время под действием внешних факторов. Алгоритмы управления должны обеспечить решение задач уточнения модели движения, прогнозирования траектории и коррекции программы управления. При жёстких требованиях к точности выполнения заданных терминальных условий алгоритмы управления должны обладать гибкостью, способностью к перестройке с учётом новой информации, достаточной простотой и эффективностью с точки зрения возможностей БЦВМ. В связи с этим

представляют интерес алгоритмы, основанные на использовании приближённых моделей управляемого движения, существенно упрощающих процедуру расчёта параметров управления.

Рассматриваются два способа управления орбитой: 1) по отклонению параметров траектории от расчётных значений с определённой периодичностью коррекции, так называемая «пила»; 2) «по возмущению», предполагающего высокоточное измерение компонент силы аэродинамического сопротивления.

Последний способ обладает принципиальной неустойчивостью, однако, при высокой точности измерительных средств даёт хорошие результаты, особенно в комбинации с первым способом. На каждом шаге процесса формируется апостериорная модель возмущений в виде согласующей функции в форме ряда Фурье по совокупности измерений компонент аэродинамического ускорения. Процесс управления орбитой КА рассматривается как многошаговый процесс с периодическим уточнением математической модели движения.

Имитация процесса получения и обработки навигационной информации проводилась с помощью «имитационной» модели плотности. За её основу была взята «динамическая» модель плотности атмосферы с добавлением случайных флуктуаций плотности [7]. Случайная функция представлялась в виде канонического спектрального разложения по аргументу широты со случайными коэффициентами.

В модели допускалась возможность изменения плотности за сравнительно короткое время. Последнее достигается путём изменения текущего индекса солнечной активности и имитирует ситуацию типа «вспышки на Солнце».

Для оценки максимальной потребной величины корректирующего управления и энергетических затрат на коррекцию не всегда требуется восстанавливать все элементы орбиты, а можно ограничиться коррекцией лишь нескольких наиболее важных параметров. Например, в качестве базового режима коррекции может быть выбран режим включения двух элементов орбиты, например, периода обращения и высоты перигея.

Синтез проектных параметров оптической системы для получения космических снимков с высоким пространственным разрешением

Для анализа геометрических параметров телескопа была выбрана двухзеркальная оптическая схема Ричи-Кретьена [2] с дополнительным плоским зеркалом переотражения (рис. 1).

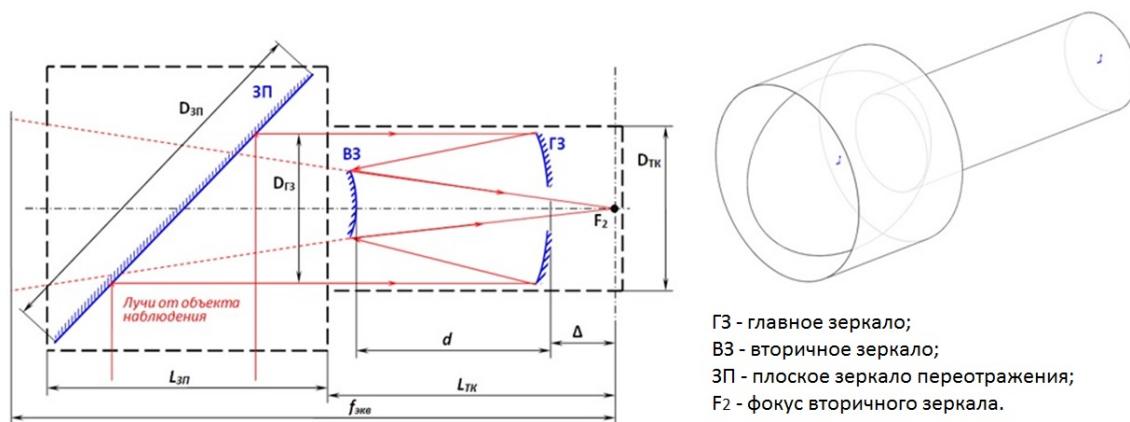


Рис. 1. Габаритная модель оптической системы с зеркалом переотражения

Для оценки габаритных размеров телескопического комплекса были использованы математические модели, приведённые в [2 – 5].

Часть корпуса телескопического комплекса должна вмещать в себя главное зеркало (ГЗ), вторичное зеркало (ВЗ), а также фокальную плоскость. Зеркало переотражения (ЗП) должно быть частично закрыто корпусом. Результаты расчётов показаны на рис. 2.

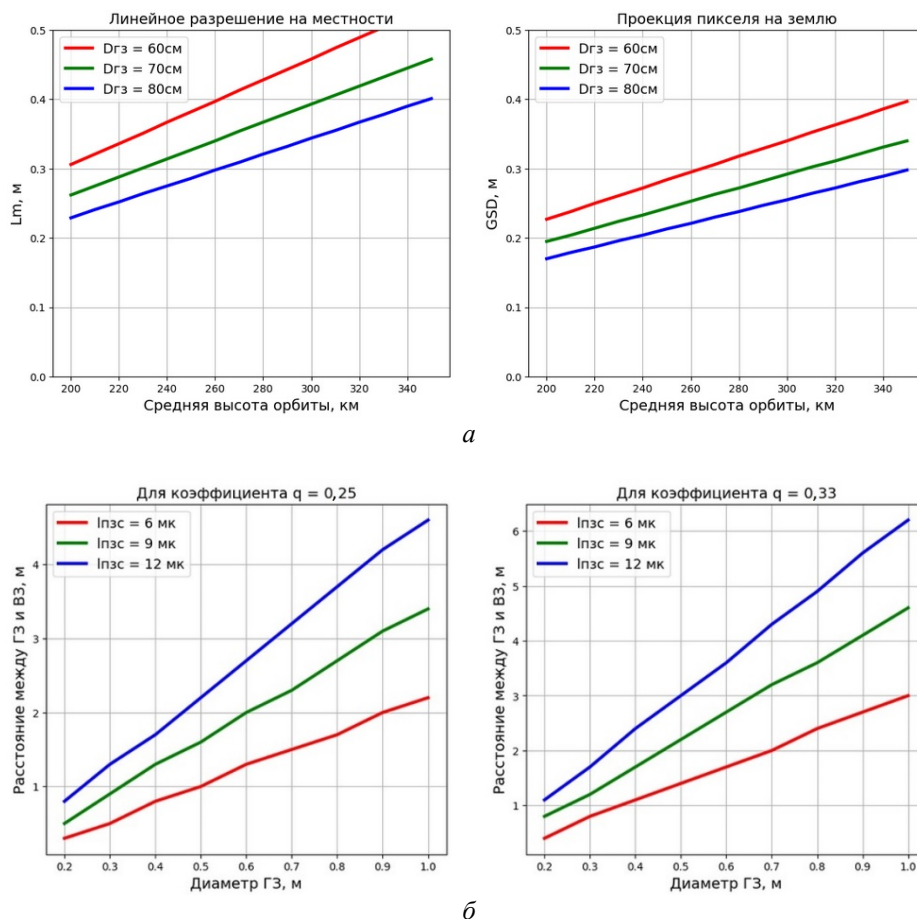


Рис. 2. Анализ геометрических параметров оптической системы для низкоорбитального космического аппарата:

а – пространственное разрешение в зависимости от диаметра главного зеркала и высоты орбиты;
 б – расстояние между вторичным зеркалом и главным зеркалом (d)

Для определения потребного диаметра зеркала переотражения были использованы следующие условия: исходное положение плоскости зеркала переотражения располагается под углом 45 градусов к оптической оси главного зеркала и вторичного зеркала. Максимальные углы поворота зеркала переотражения определяются с использованием трёхмерных CAD-моделей.

Был проведён предварительный анализ параметров массы оптической системы для низкоорбитального КА ДЗЗ согласно методикам, изложенным в [2 – 4]. Была разработана габаритная модель для создания проекта силовой части телескопического комплекса (рис. 3).

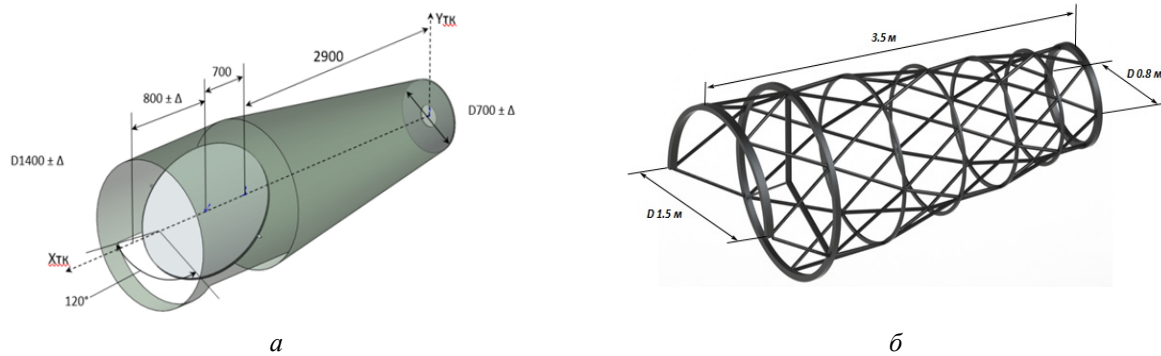


Рис. 3. Проектирование силовой части телескопа для низкоорбитального космического аппарата:
а – исходная габаритная модель для разработки проекта силовой части телескопа;
б – твердотельная модель силовой части телескопа

Проект силовой части телескопа включает в себя коническую и цилиндрическую части, состоящие из шпангоутов и соединяющих их стрингеров. Модель разработана из соображений выполнения требуемых показателей по размеростабильности и виброустойчивости.

Выбраны схемы соединения силовых элементов и соответствующие профили из конструктивных материалов. В результате была создана твердотельная модель силовой части телескопического комплекса, состоящая из алюминиево-магниевого шпангоута и соединяющих композитных стержней.

Из рис. 3, б видно, что телескопический комплекс кроме зеркал имеет в своей структуре: опорные элементы для установки зеркал, силовую схему для соединения всех элементов в единую конструкцию. С целью облегчения массы телескопического комплекса был выбран вариант организации корпуса в виде силовой рамы.

Анализ проектных ограничений на массогабаритные параметры низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Для дальнейшего проектного анализа была выбрана компоновочная схема низкоорбитального КА ДЗЗ (рис. 4).

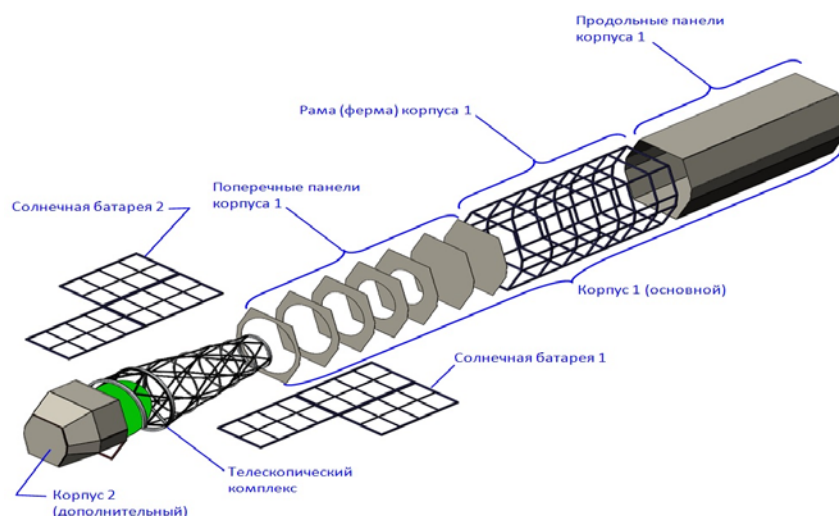


Рис. 4. Проект компоновочной схемы низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Из рис. 4 видно, что разрабатываемый низкоорбитальный КА включает в свой состав основной корпус в форме прямоугольной восьмигранной призмы, который вмещает в себя оптико-электронную аппаратуру, продольные и поперечные силовые панели. Для закрытия от внешней среды блока с ЗП имеется открытая часть корпуса для обеспечения обзора земной поверхности. Элементы солнечных батарей размещаются на навесных панелях и панелях корпуса КА (схема «стрела»).

В зависимости от величины силы аэродинамического сопротивления на малых высотах выбираются параметры корректирующей силы тяги ЭРДУ. Следует учитывать требования по электрической мощности, обеспечивающей её работу. Дополнительные площади солнечных батарей и масса аккумуляторных батарей могут привести к изменению баллистического коэффициента КА, увеличение которого ведёт к повышению интенсивности падения высоты орбитального полёта и интенсивности работы ЭРДУ.

Компоновочная схема (рис. 4) была выбрана из условий, что КА совершает ориентированный полёт (продольная ось направлена вдоль трансверсальной оси орбитальной системы координат), телескопический комплекс по габаритным размерам уместается в корпусе КА, поперечные геометрические размеры выбираются из условия минимизации площади мишеня КА; длина корпуса КА выбирается с учётом возможности размещения бортового оборудования, размещение и площадь солнечных батарей выбираются с учётом выполнения требований по электропитанию.

На основе проведённого анализа геометрии КА была сформирована область проектных параметров КА: площадь мишеня КА ориентировочно составляет 2 м^2 , габаритные размеры ($L = 5,3 \text{ м}$), коэффициент аэродинамического сопротивления c_x может принимать значения в интервале от 2,0 до 2,5. Учитывая то, что на данном этапе проектирования неизвестна массовая сводка бортового оборудования и конструкция КА, масса КА при анализе рассматривалась как параметр, который может принимать значения в интервале от 700 до 1000 кг. Для задания нижней границы по допустимой массе КА проводились проектно-баллистические исследования с учётом влияния величины баллистического коэффициента на интенсивность снижения рабочей орбиты под действием сопротивления от верхней атмосферы Земли.

Анализ ограничений по электрической мощности

При выборе ЭРДУ для исследуемого низкоорбитального КА проводился проектный анализ ограничений по располагаемой электрической мощности. В качестве ограничений использовалось следующее выражение:

$$N_{\text{ср.сут}} \geq N_{\text{уд.сб}} S_{\text{сб}} \cos \alpha_{\text{ср}},$$

где $N_{\text{ср.сут}}$ – среднесуточная величина электрической мощности, вырабатываемой солнечными батареями (Вт); $N_{\text{уд.сб}}$ – удельная электрическая мощность с единицы площади солнечной батареи ($\text{Вт}/\text{м}^2$); $S_{\text{сб}}$ – общая площадь солнечных батарей (м^2); $\cos \alpha_{\text{ср}}$ – среднеинтегральный косинус угла между нормалью к плоскости солнечной батареи и вектором направления на Солнце.

Для построения ограничений по электрической мощности на режимы работы ЭРДУ при коррекции в пространстве проектных и баллистического векторов были использованы цифровые инструменты DataScience работы с большими данными.

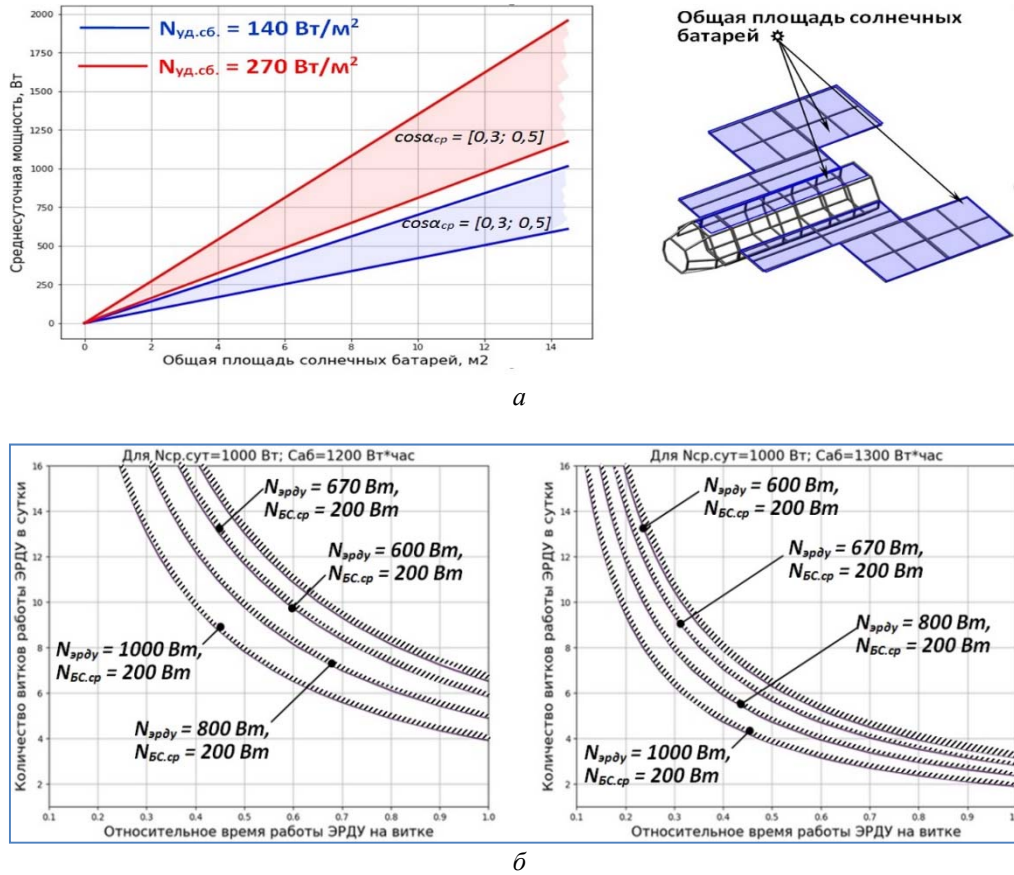


Рис. 5. Определение ограничений на проектные параметры электрореактивной двигательной установки ($T = 5700 \text{ с}$; $n_{сут} = 16$; $\alpha_{свет} = 0,6$; $\beta_{свет} = 0,5$):
а – визуализация параметров для оценки площади солнечных батарей;
б – визуализация для оценки ограничений на проектные параметры ЭРДУ

На рис. 5 приведён пример визуализации одного из вариантов ограничений на проектные параметры ЭРДУ. Здесь введены обозначения: $N_{БСср}$ – среднесуточная мощность электропотребления бортовых систем КА без учёта ЭРДУ; T – период обращения на рабочей орбите; $C_{АБ}$ – общая ёмкость аккумуляторных батарей; $\alpha_{свет}$ – относительное время работы бортовых систем от солнечных батарей на витке; $\beta_{эрд\gamma}$ – доля времени работы ЭРДУ на теневой части (за счёт запасов электроэнергии в аккумуляторной батарее) в общем времени работы ЭРДУ в сутки при коррекции; $\alpha_{эрд\gamma}$ – общая доля времени работы ЭРДУ в сутки; $n_{сут}$ – количество витков в сутки; $n_{эрд\gamma}$ – количество витков с включениями ЭРДУ в сутки; $N_{эрд\gamma}$ – мощность электропотребления ЭРДУ во включённом состоянии.

Анализ параметров электрореактивной двигательной установки

При выборе потребной силы тяги для коррекции низкой рабочей орбиты исследуемого КА ДЗЗ был проведён анализ уровня силы сопротивления верхней атмосферы Земли с использованием моделей и программного обеспечения, описанного в [5].

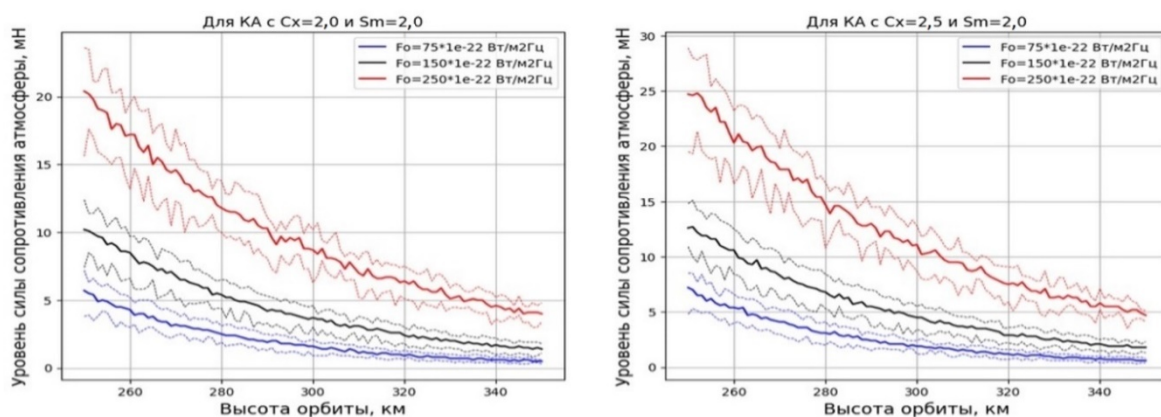


Рис. 6. Уровень силы сопротивления верхней атмосферы Земли, действующей на исследуемый космический аппарат в области сверхнизких высот (здесь c_x – коэффициент аэродинамического сопротивления; S_m – площадь мидела)

Был проведён анализ возможности поддержания низкой рабочей орбиты. Рассматривались три варианта отечественных ЭРД (производства ОКБ «Факел», г. Калининград), некоторые из проектных характеристик которых приведены в табл. 1 [8].

Таблица 1. Характеристики стационарных плазменных двигателей производства ОКБ «Факел»

Параметр	Марка ЭРД				
	СПД-50М		СПД-70	СПД-70М	
Рабочее тело	Ксенон		Ксенон	Ксенон	Криптон
Мощность, [Вт]	225	300	670	600	800
Сила тяги, [мН]	14,8	18,0	39,2	36,0	37,0
Удельный импульс, [с]	930	1200	1470	1430	1490
Ресурс работы, [час.]	> 5000		> 3100	> 7000	
Ресурс работы, [кол-во включений]	> 11000		> 3000	> 11000	
Статус	Лётная модель		Лётная модель	Инженерная модель	

С учётом ограничений на режимы работы ЭРДУ был проведён расчёт процессов коррекции рабочей орбиты. На рис. 7 показан пример визуализации одного из результатов анализа для варианта одного работающего СПД-70М (рабочее тело криптон, сила тяги 37 мН) в режиме 8 рабочих витков в сутки с относительным временем работы ЭРДУ на витке до 60%.

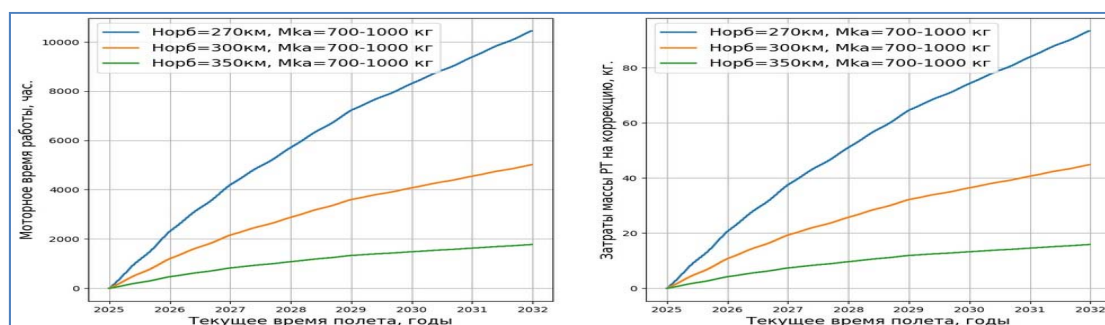
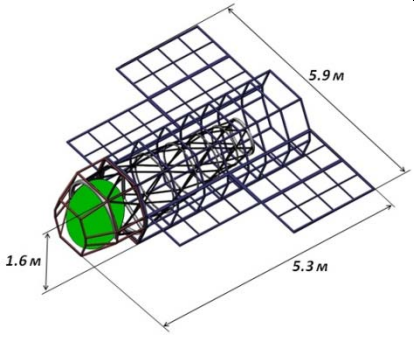


Рис. 7. Анализ проектных параметров электрореактивной двигательной установки для исследуемого низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

На основе полученных результатов был выбран вариант ЭРДУ (табл. 2), которая будет включать в свой состав один работающий двигатель СПД-70М (рабочее тело криптон). Рекомендуется запас массы криптона порядка 50 кг, которого должно хватить для поддержания низкой околокруговой орбиты со средней высотой порядка 300 км в период с 2025 по 2032 годы (7 лет).

Таблица 2. Исходные проектные параметры для перспективного космического аппарата дистанционного зондирования Земли

№	Обозначение параметра (ограничения)	Описание
<i>Проектно-баллистические параметры КА</i>		
1.	Геометрия КА	
2.	Масса КА	В интервале от 700 кг до 1000 кг
3.	Площадь сечения миделя КА	Не более 2 м ²
4.	Площадь солнечных батарей	В интервале от 10 м ² до 15 м ²
5.	Среднесуточная мощность системы энергоснабжения КА	В интервале от 1,0 кВт до 1,5 кВт
6.	Рабочая ёмкость аккумуляторных батарей	Порядка 1200 Вт·час
7.	Высота рабочей орбиты	Рекомендуемая высота от 280 до 300 км. В периоды низкой солнечной активности возможно снижение до 250 км
8.	Целевые параметры	На данном этапе исследований принято допущение, что GSD (размер проекции пикселя на Землю) не хуже 30 см с высоты (расстояния до объекта наблюдения) порядка 300 км
<i>Проектные параметры ЭРДУ</i>		
9.	Маршевый двигательный блок	Включает в свой состав 2 двигателя СПД-70М (производства ОКБ «Факел»). Один работающий, один в резерве
10.	Масса СПД-70М	2,6 кг
11.	Рабочее тело	Криптон
12.	Сила тяги	37 мН
13.	Удельный импульс	14900 м/с
14.	Электрическая мощность	800 Вт
15.	Масса рабочего тела	Рекомендуется 50 кг (для поддержания рабочей сверхнизкой орбиты от трёх до семи лет, в зависимости от высоты и состояния верхней атмосферы Земли)
16.	Требования к режимам включений	Оценка параметров циклов коррекции и расхода рабочего тела проводилась при режиме 8 витков с включениями и работой на каждом до 60% времени (исходя из ограничений по планируемой электроэнергетике КА)

Заключение

В настоящей статье описана методика выбора проектных параметров для разработки технических предложений по созданию низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли с оптико-электронной аппаратурой наблюдения, позволяющей получать космические снимки с высоким пространственным разрешением (GSD менее 30 см).

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения гранта РНФ 23-19-20025.

Библиографический список

1. Маламед Е.Р. Конструирование оптических приборов космического базирования: учеб. пособие. СПб: СПбГИТМО (ТУ), 2002. 291 с.
2. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 461 с.
3. Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, № 3. С. 17-28. DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.17.28
4. Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S., Macario Rojas A., Oiko V.T.A., Edmondson S., Haigh S.J., Holmes B.E.A., Sinpetru L.A., Smith K.L., Becedas J., Domínguez R.M., Sullioti-Linner V., Christensen S., Nielsen J., Bisgaard M., Chan Y.-A., Fasoulas S., Herdrich G.H., Romano F., Traub C., García-Almiñana D., Rodríguez-Donaire S., Sureda M., Kataria D., Belkouchi B., Conte A., Seminari S., Villain R. In-orbit aerodynamic coefficient measurements using SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research) // Acta Astronautica. 2021. V. 180. P. 85-99. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.12.024
5. Волоцуев В.В. Цифровая модель силы сопротивления верхней атмосферы Земли для проектирования низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 13-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24
6. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. М.: Издательство стандартов, 2004. 24 с.
7. Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ эффективности использования электрореактивных двигателей для поддержания низкой орбиты малого космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 10 (727). С. 65-74. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74
8. Важенин Н.А., Обухов В.А., Плохих А.П., Попов Г.А. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М.: Физматлит, 2012. 432 с.

DESIGN OF LOW-ORBIT SMALL SPACECRAFT WITH OPTICAL SURVEILLANCE EQUIPMENT AND CORRECTIVE ELECTRIC PROPULSION SYSTEM

© 2025

- Ye. V. Shakhmatov** Academician of the Russian Academy of Sciences,
Head of the Department of Power Plant Automatic Systems
named after Academician V.P. Shorin;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shakhm@ssau.ru
- V. V. Salmin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space
Engineering named after General Designer D.I. Kozlov;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sputnik@ssau.ru
- V. V. Volotsuev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Space Engineering named after General Designer D.I. Kozlov;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
volotsuev@mail.ru

The project of a low-orbit optical remote sensing spacecraft with a corrective electric propulsion system is described. The target equipment includes optical equipment formed according to the Ritchie-Chretien scheme with an additional re-reflection mirror. The choice of the geometry of optical equipment is justified by reducing the area of the spacecraft's midsection (to reduce the drag force from the upper atmosphere of the Earth). The guideline is the possibility of creating a small spacecraft (weighing no more than 1000 kg) to obtain satellite images with high spatial resolution (the pixel projection size on the Earth is less than 30 cm). The article presents a model of limitations from the satellite's power supply system on the operating modes of an electric propulsion system and the results of an analysis to estimate the parameters of the orbit correction cycles and the mass of the working fluid reserves.

Spacecraft; low orbit; remote sensing of the Earth; electric propulsion system

Citation: Shakhmatov Ye.V., Salmin V.V., Volotsuev V.V. Design of low-orbit small spacecraft with optical surveillance equipment and corrective electric propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 72-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-72-84

References

1. Malamed E.R. *Konstruirovaniye opticheskikh priborov kosmicheskogo bazirovaniya: ucheb. posobie* [Designing optical space-based devices: manual]. St. Petersburg: ITMO University Publ., 2002. 291 p.
2. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnogo nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovaniye proektnogo oblika: ucheb. posobie* [Fundamentals of the design of spacecraft for optoelectronic observation of the Earth's surface. Calculation of the main characteristics and conceptual design: textbook]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p.
3. Baklanov A.I. New horizons of space systems of optical-electronic observation of high resolution Earth. *Rocket-Space Device Engineering and Information Systems*. 2018. V. 5, no. 3. P. 17-28. (In Russ.). DOI: 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.17.28
4. Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S., Macario Rojas A., Oiko V.T.A., Edmondson S., Haigh S.J., Holmes B.E.A., Sinpetru L.A., Smith K.L., Becedas J., Domínguez R.M., Sullioti-Linner V., Christensen S., Nielsen J., Bisgaard M., Chan Y.-A., Fasoulas S., Herdrich G.H., Romano F., Traub C., García-Almiñana D., Rodríguez-Donaire S., Sureda M., Kataria D., Belkouchi B., Conte A., Seminari S., Villain R. In-orbit aerodynamic coefficient measurements using SOAR (Satellite for Orbital Aerodynamics Research). *Acta Astronautica*. 2021. V. 180. P. 85-99. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.12.024

5. Volotsuev V.V. Digital model of the drag force of the Earth's upper atmosphere for the design of low-orbit spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 13-24. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-13-24
6. GOST R25645.166-2004. Earth upper atmosphere. Density model for ballistic support of flights of artificial Earth satellites. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 2004. 24 p. (In Russ.)
7. Volotsuev V.V., Salmin V.V. An analysis of the efficiency of electric propulsion engines for maintaining a low orbit of small spacecraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2020. No. 10 (727). P. 65-74. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2020-10-65-74
8. Vazhenin N.A., Obukhov V.A., Plokhikh A.P., Popov G.A. *Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov i ikh vliyanie na radiosistemy kosmicheskoy svyazi* [Electric rocket engines of spacecraft and their influence on radio systems of space communication]. Moscow: Fizmatlit Publ., 432 p.