

**Министерство науки и высшего образования
Российской Федерации**

**Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова**

Российская академия ракетных и артиллерийских наук

Российская академия естественных наук



МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

**Труды пятнадцатой общероссийской молодёжной
научно-технической конференции**

Том 4

**Санкт-Петербург, Россия
20 – 24 марта 2023 года**

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №97

Санкт-Петербург
2023

УДК 629.78 : 623.4
М75

М75 Молодёжь. Техника. Космос: труды пятнадцатой общероссийской молодёжной науч.-техн. конф. в 4 т. Т. 4. СПб, Издательство Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 2023. – 42 с. – Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №97.

Публикуются статьи и доклады, представленные на XV общероссийской молодёжной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос», прошедшей в Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в марте 2023 года. В четвёртый том сборника вошли материалы секций: «Проблемы создания ракетно-космической техники».

Для инженерных и научных специалистов, работающих в указанных направлениях, а также для студентов старших курсов и аспирантов профильных вузов.

Отзывы направлять по адресу: Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1. Редакция журнала «Военмех. Вестник БГТУ».

УДК 629.78: 623.4

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. *К. М. Иванов* (председатель),
канд. техн. наук, доц. *С. А. Матвеев*, д-р. техн. наук, проф. *А. Е. Шашурин*,
канд. ист. наук, доц. *М. Н. Охочинский*, *В. А. Толстая*

Ответственный редактор серии
«Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ»
М. Н. Охочинский

Тексты статей публикуются в авторской редакции

© БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2023
© Авторы, 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

СЕКЦИЯ: «ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»	4
ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТОРОСФЕРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ, НАГРУЖЕННОЙ ВНУТРЕННИМ ДАВЛЕНИЕМ	4
Р.Р. Абдрахманов ¹ , Евстафьев В.А. ¹	
МОДЕЛИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СТАНДАРТА SUBESAT 3U И ИЗУЧЕНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОЙ ТЯГИ НА ОРБИТАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ	7
В.Е. Базунова ¹ , Низяев А.А. ¹	
ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ ТРАНСПОРТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	12
С.Н. Лукьяненко	
ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО УВОДА С ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА	18
А.В. Пелина ¹ ; Н.Л. Будный ¹	
ОБЛИК КА-БУКСИРА С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ	22
И.А. Подомарёв	
ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МОНИТОРИНГА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ	27
Д.Д. Процело	
ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ СПОСОБОВ ПРИМЕНЕНИЯ И ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	32
М.Е. Синякин	
АПРИОРНАЯ ОЦЕНКА ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	39
В.А. Шкурупий ¹ , Н.Л. Будный ¹	

СЕКЦИЯ: «ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»

УДК 629.7.023

ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
ТОРОСФЕРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ, НАГРУЖЕННОЙ ВНУТРЕННИМ ДАВЛЕНИЕМ

Р.Р. Абдрахманов¹, Евстафьев В.А.¹

¹*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В конструкциях летательных аппаратов из компоновочных соображений достаточно широко используются тонкостенные тороидальные оболочки. Основным недостатком таких оболочек является большая масса, которая, например, превышает массу сферических и цилиндрических оболочек при одинаковом объеме и внутреннем избыточном давлении. Исходя из сказанного, значительный интерес представляет поиск конструктивно-компоновочных решений, позволяющих снизить массу конструкции оболочки при сохранении компоновочных преимуществ, свойственных тороидальным оболочкам.

В настоящей работе приведены результаты численного исследования напряженно-деформированного состояния торосферической оболочки, состоящей из шести сфер (рис.1) и нагруженной внутренним избыточным давлением. Рассмотрены несколько вариантов конструктивного исполнения оболочки. Выполнено также сравнение масс торосферической и тороидальной оболочек. Расчеты проводились с использованием программного пакета конечно-элементного анализа ANSYS.

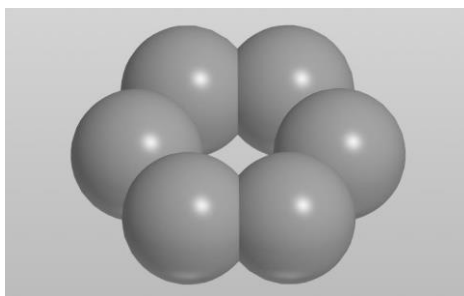


Рис. 1 – Торосферическая оболочка из шести сфер

Основные параметры торосферической оболочки приведены в табл. 1. Ее размеры соответствуют аналогичным размерам топливного отсека российского разгонного блока «Фрегат» (базовый вариант).

Табл. 1 - Параметры торосферической оболочки

Параметр	Значение
Диаметр сферы, м	1.36
Количество сфер, шт	6
Диаметр направляющей окружности, м	2.08
Материал	АМг6
Внутреннее давление, МПа	1

Для уменьшения времени расчетов задача по определению напряженно-деформированного состояния конструкции решалась в симметричной постановке (рис. 2). Было наложено ограничение на перемещения оболочки в сторону отсеченной половины. Тип конечных элементов – тетраэдр tet10.

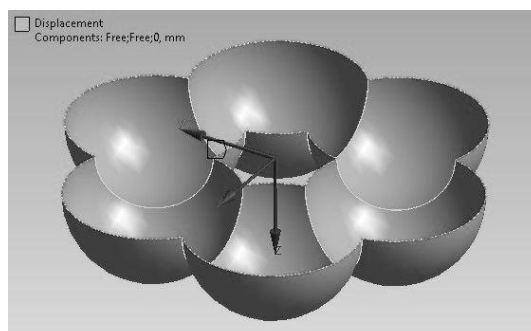


Рис. 2 – Ограничение перемещений при симметричной постановке задачи

Вначале были выполнены расчеты напряженно-деформированного состояния конструкции с учетом и без учета пластичности, т.е. физической нелинейности материала. Для учета физической нелинейности использовался инструмент Multilinear Isotropic Hardening пакета ANSYS.

На рис. 3 показано распределение напряжений по оболочке, полученное без учета пластичности материала. Как видно из рисунка, максимальные напряжения сконцентрированы в узкой зоне вблизи стыка сфер, что является типичным проявлением краевого эффекта. Учет пластичности, который более достоверно отражает поведение материала, приводит к значительному снижению напряжений в зоне краевого эффекта. Исходя из этого, все дальнейшие расчеты проводились с учетом пластичности материала оболочки.

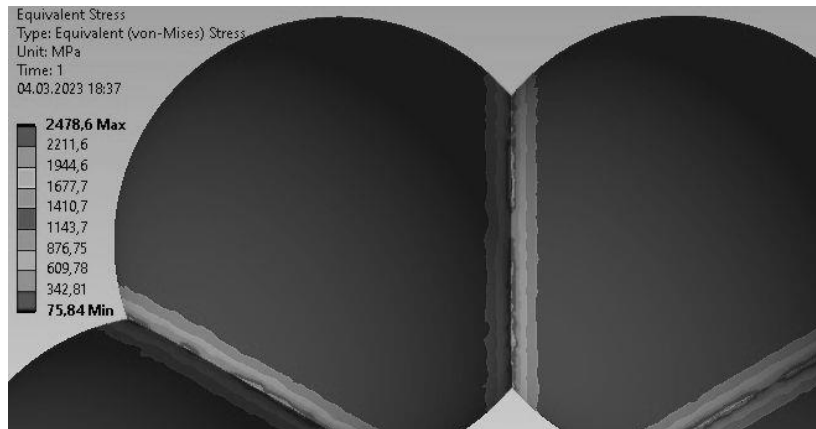


Рис. 3 – Распределение напряжений в торосферической оболочке без учета пластичности материала

Для снижения напряжений в зоне краевого эффекта и, соответственно, снижения массы торосферической оболочки, было предложено усилить места стыков сфер кольцами треугольного поперечного сечения (рис.4).

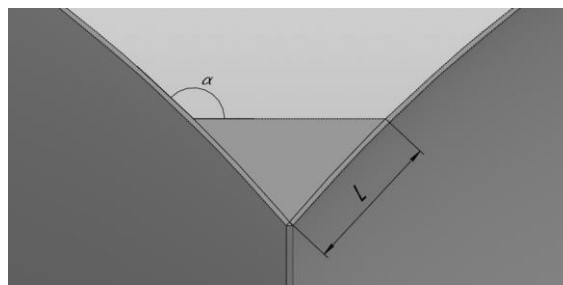


Рис. 4 – Кольцо треугольного сечения в стыке сфер

Зависимость максимальных напряжений в конструкции от характерного размера поперечного сечения кольца L (рис. 4) при толщине стенки сферических оболочек $\delta = 2$ мм приведена на рис. 5.

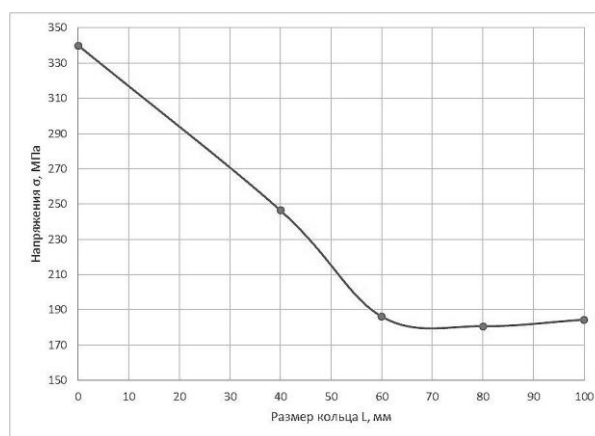


Рис. 5 - Зависимость максимальных напряжений от размера L для $\delta = 2$ мм

Из графика следует, что с увеличением размера кольца до определенного значения максимальные напряжения резко снижаются. Кривая напряжений имеет небольшой минимум, что можно объяснить следующим образом: с увеличением размеров поперечного сечения кольца снижаются напряжения в стыках сфер, но увеличиваются напряжения в появившейся новой зоне краевого эффекта – стыках

колец со сферами. Указанное увеличение напряжений вызвано увеличением угла α (рис. 4) при увеличении размеров сечения кольца.

Для снижения напряжений в стыках колец со сферическими оболочками в эти места были добавлены радиусы скругления R (рис.6).

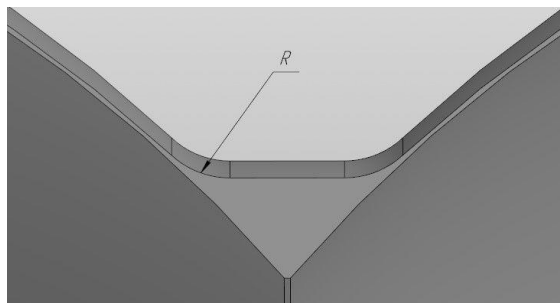


Рис. 6 – Радиусы скругления R в стыках колец со сферическими оболочками

На рис. 7 приведена зависимость максимальных напряжений в конструкции от радиуса скругления для разных размеров поперечного сечения колец.

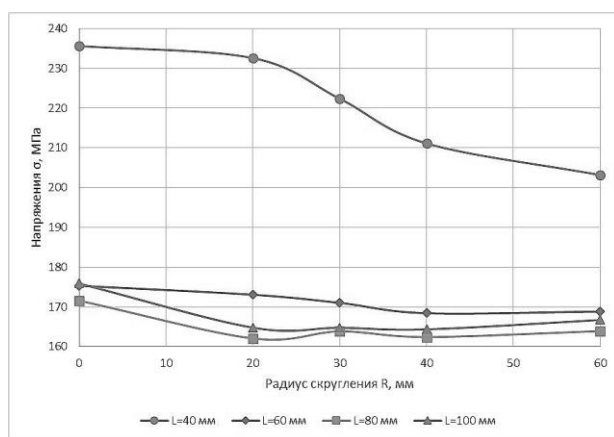


Рис. 7 – Зависимость максимальных напряжений от радиуса скругления R при различных L

Из графиков следует, что при больших размерах колец указанные радиусы слабо влияют на максимальные напряжения. Существенное влияние радиусов имеет место при небольших поперечных сечениях колец, что связано со значительным увеличением площади поперечного сечения кольца при добавлении скруглений.

Значительный практический интерес представляет сравнение масс торосферической и тороидальной оболочек, поскольку они имеют очень близкие области применения. Сравнение масс оболочек проводилось при одинаковых объемах, радиусах направляющих окружностей, внутренних избыточных давлениях и материалах. Кроме того, коэффициенты запаса прочности η во всех случаях были равны приблизительно 1. Параметры оболочек, соответствующие $\eta = 1$, определялись методом регулярного сканирования. Диаметр образующей окружности тороидальной оболочки, объем которой равен объему торосферической оболочки (см. табл. 1), составляет 1,19 м.

В табл. 2 приведены значения масс: тороидальной оболочки, торосферической с кольцами и радиусами скругления, торосферической с кольцами без радиусов скругления и торосферической без колец, а также, точные значения коэффициентов запаса прочности конструкций.

Табл. 2 – Сравнение масс оболочек

Параметры \ Тип оболочки	Тороидальная	Торосферич. с кольцами и радиусами	Торосферич. с кольцами	Торосферич. без колец
Масса m , кг	349.16	248.26	261.94	1333.66
Коэффициент запаса прочности η	1.024	1.01	1.003	1.015

Из таблицы следует, что наилучшим вариантом в массовом отношении является торосферическая оболочка с дополнительными кольцами и радиусами скругления. В то же время добавление скруглений приводит к не очень значительному снижению массы конструкции.

По результатам проведенных исследований могут быть сделаны следующие основные выводы:

1. Предложены конструктивные решения, позволяющие существенно снизить напряжения в зоне краевого эффекта (стыке сферических оболочек) и, тем самым, уменьшить массу тороидальной оболочки.

2. Показана необходимость учета пластичности материала тороидальной оболочки при расчетах напряженно-деформированного состояния.

3. Установлено влияние размеров колец и радиусов скругления на максимальные напряжения в тороидальной оболочке.

4. Выполнено сравнение масс тороидальной оболочки и нескольких конструктивных вариантов тороидальных оболочек. Показано, что тороидальная оболочка имеет значительное преимущество по массе.

Библиографический список

1. Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» / Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. – Химки, 2014. - №22.
2. Буркин С.П. Сопrotивление деформации сплавов Al и Mg: справочное пособие / С.П. Буркин, Н.А. Бабайлов, Б.В. Овсянников. - Екатеринбург: УрФУ, 2010.
3. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособ./ В.А. Бруйка, В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова, Н.А. Глазунова, И.Е. Адеянов. – Самара: Самар. гос. техн. ун-т., 2010.
4. Евстафьев В.А. Конструирование космических аппаратов. Курс лекций / В.А. Евстафьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2013.
5. Малинин, Н. Н. Прикладная теория пластичности и ползучести: учебник для вузов / Н. Н. Малинин. — 3-е изд., испр. и доп. — Москва: Изд-во Юрайт, 2023.

УДК629.783

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СТАНДАРТА CUBESAT 3U И ИЗУЧЕНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОЙ ТЯГИ НА ОРБИТАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

В.Е. Базунова¹, Низяев А.А.¹

¹Балтийский государственный университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф.Устинова

Объектом исследования является орбитальное движение малого космического аппарата стандарта CubeSat (размер 3U).

Цель работы – моделирование орбитального движения для оценки влияния на орбитальные параметры действия двигательных установок, предназначенных для аппаратов стандарта CubeSat.

Задачи:

1. Разработать математическую модель, описывающую орбитальное движение МКА «Геоскан-Эдельвейс» под действием возмущающих ускорений, вызванных нецентральной гравитационным полем Земли, остаточной атмосферой на высоте орбиты порядка 500 км, а также тягой газовой двигательной установки; точность модели определяется сравнением полученных моделью значений с орбитальными параметрами, переведёнными из двустрочного набора данных (TLE);

2. Изучить возможности применения в составе спутниковой платформы Геоскан 3U абляционной плазменной двигательной установки VERA.

Моделирование орбитального движения является важной задачей для прогнозирования положения космического аппарата в любой момент времени. Отслеживание оскулирующих параметров орбиты необходимо, чтобы определить отклонения параметров текущей орбиты от рабочей и с помощью двигательной установки создать компенсирующий импульс. На малых космических аппаратах весом до 10 кг невозможна установка двигателей большой тяги, как следствие, они не могут совершать сложные межорбитальные переходы, а по окончании активного существования они остаются на рабочих орбитах и способствуют увеличению числа объектов космического мусора. Однако для аппаратов весом до 10 кг активно изучается использование электроракетных двигательных установок, в частности, предназначенных для увода с орбиты. [6] Для исследования возможности использования двигательных установок разрабатывается данная математическая модель. В работе исследуется движение космического аппарата стандарта CubeSat 3U под действием торможения о верхние слои атмосферы и нецентрального гравитационного поля Земли.

За начальные данные были использованы расшифрованные из двустрочного набора элементов орбитальные параметры. Двустрочный набор элементов взят для малого космического аппарата на платформе Геоскан 3U «Геоскан-Эдельвейс». Средняя высота орбиты 490 км, наклонение 97,4°. Перевод двустрочного набора элементов производился в программе Orbiton. Изучается возможность маневрирования данного космического аппарата с помощью установленного на нем двигателя, действующего на сжатом газе. А также изучается, какое изменение высоты орбиты способна обеспечить двигательная установка VERA. Разработка НИЯУ МИФИ.

В модели использована система дифференциальных уравнений для шести орбитальных параметров: большая полуось, долгота восходящего узла, наклонение, эксцентриситет, аргумент перигея и истинная аномалия.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{da}{dt} = \frac{2a^2}{\sqrt{\mu p}} \left(e \cdot \sin(\theta) \cdot S + \frac{p}{r} \cdot N \right) \\ \frac{d\Omega}{dt} = \frac{r \sin(u)}{\sqrt{\mu p} \cdot \sin(i)} \cdot W \\ \frac{di}{dt} = \frac{r \cos(u)}{\sqrt{\mu p}} \cdot W \\ \frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\sin(\theta) \cdot S + \left[\left(1 + \frac{p}{r} \right) \cdot \cos(\theta) + e \cdot \frac{r}{p} \right] \cdot N \right) \\ \frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(-\frac{\cos(\theta)}{e} \cdot S + \left(1 + \frac{p}{r} \right) \cdot \frac{\sin(\theta)}{e} \cdot N - \frac{r}{p} \sin(u) \cdot \text{ctg}(i) \cdot W \right) \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} + \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\frac{\cos(\theta)}{e} \cdot S - \left(1 + \frac{r}{p} \right) \cdot \frac{\sin(\theta)}{e} \cdot N \right), \end{array} \right. \quad (1)$$

где $u = \omega + \theta$ – аргумент широты, $p = a(1 - e^2)$ – фокальный параметр, r – радиус орбиты. Возмущающие воздействия N , S , W направлены соответственно по трансверсали, радиали и бинормали. [4]

Возмущающие воздействия N , S , W в системе уравнений (1) – ускорения, позволяющие приблизить идеальную модель движения КА по орбите к реальной. В разрабатываемой модели, с учётом высоты орбиты исследуемого объекта (≈ 500 км), рассматривается влияние остаточной атмосферы Земли и нецентральности гравитационного поля.

Площадь миделевого сечения КА является переменной во времени, так как КА ориентирован по магнитному полю Земли [9]. Для его расчёта выведена формула (2). Обоснование приведено на рисунке (1).

$$F_m = 0.1 \cdot \left(0.1 \left| \cos \left(\frac{4\pi}{T} t + u \right) \right| + 0.3 \cdot \left| \sin \left(\frac{4\pi}{T} t + u \right) \right| \right) \quad (2)$$

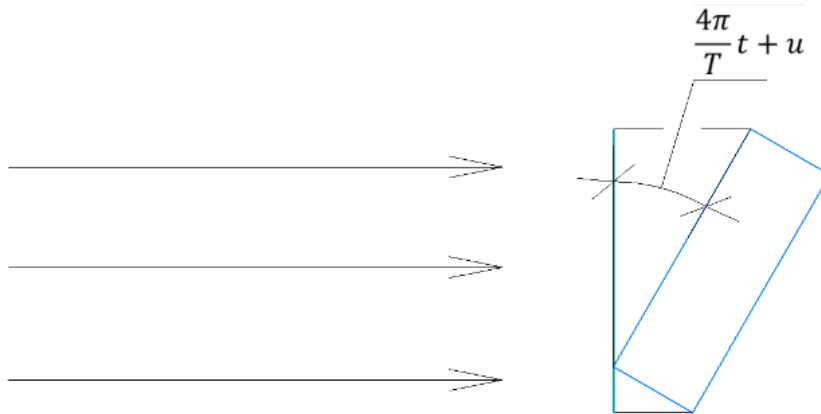


Рисунок 1 - Миделево сечение КА в произвольный момент времени

Плотность атмосферы рассчитывается по формуле из ГОСТ 25645.166 [2]. Стандарт устанавливает модель плотности, методику расчёта и значения параметров плотности атмосферы Земли в диапазоне высот 120-1500 км для различных уровней солнечной активности при известных дате, времени и координатах точки пространства.

Полярное сжатие Земли, и, как следствие, нецентральное поле тяготения описывается формулами из [4] и [5].

Двигательная установка, представленная на КА «Геоскан-Эдельвейс» обладает малым запасом рабочего тела, поэтому в ходе лётных испытаний проводится единоразовое включение. Точную массу заправленного рабочего тела определить не представляется возможным, и в модели она принимается равной максимальной – 0,0715 кг.

Введение в систему уравнений возмущающего ускорения, вызванного действием двигательной установки, производится на заданном интегрируемом участке. Для этого рассчитывается ускорение двигательной установки по формуле (3) [3]:

$$a_{gd} = \frac{P}{M_0 - \dot{m}t} \quad (3)$$

где P – тяга двигательной установки, принимаемая в расчётах равной 0,1Н на основании документации. M_0 – начальная масса КА. Массовый расход рассчитывался из условия ресурса

двигательной установки, равным 2750 с (приближённо равно половине витка) и максимальной массы запрограммированного рабочего тела по формуле (4).

$$\dot{m} = \frac{0,0715}{2750} = 0,026 \text{ мг/с} \quad (4)$$

Поскольку космический аппарат ориентирован по линиям магнитного поля Земли, то за один виток вокруг планеты он совершает два оборота относительно центра масс.[9] Поскольку орбита полярная, то принимается, что аппарат совершает обороты в плоскости орбиты. Таким образом, ускорение двигательной установки проецируется на два направления – трансверсаль и радиаль – формулы (5) и (6). Направление вектора тяги переменное на участке интегрирования, что учитывается в формуле угла, который изменяется во времени. Для случайного момента времени положение вектора ускорения двигательной установки представлено на рисунке (2).

$$N_{gd}(t) = a_{gd} \cdot \cos\left(\frac{4\pi}{T}t + u\right); \quad (5)$$

$$S_{gd}(t) = a_{gd} \cdot \sin\left(\frac{4\pi}{T}t + u\right); \quad (6)$$

где N_{gd} – трансверсальное ускорение двигательной установки, S_{gd} – радиальное ускорение двигательной установки, T – орбитальный период, $\frac{4\pi}{T}$ – угловая скорость вращения относительно центра масс, u – аргумент широты.

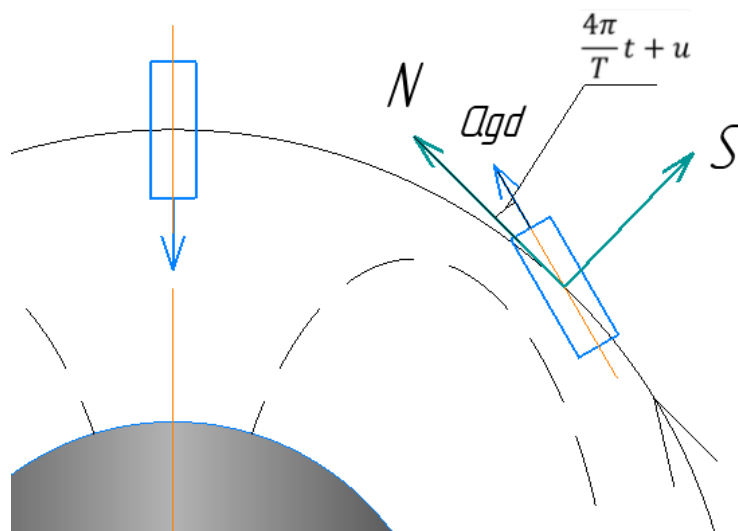


Рисунок 2 - Положение вектора ускорения двигательной установки в некоторый момент времени

Проведено сравнение полученных в результате моделирования значений со значениями, представленными в программе Orbitron. Значения орбитальных параметров для обеих моделей приведены в таблице 1. Поскольку включения двигательной установки за исследуемый интервал времени не проводилось, то в модели во время вычисления действие двигательной установки также не учитывалось. Последний столбец показывает отклонение значения модели Matlab от программы Orbitron в процентах. Можно заметить, что для некоторых параметров достигнута высокая точность.

Таблица 1 - Сравнение значений орбитальных параметров

Параметр	Orbitron	Matlab	Отклонение, %
Наклонение, град	97,426	97,429	0,003
Долгота восходящего узла, град	294,364	293,338	-0,349
Эксцентриситет	0,00045	0,000569447	27,536
Аргумент перигея, град	163,325	144,668	-11,423
Большая полуось, град	6852	6862,29	0,15
Средняя аномалия, град	319,574	108,282	-66,117

Большое расхождение в некоторых значениях обусловлено несколькими допущениями, принятыми в модели.

1. Время измерения задано с точностью до секунд, однако остановка вычислений происходит в произвольный момент времени, а оскулирующие параметры принимают определенное значение в заданный момент времени.

2. В модели атмосферы используется индекс солнечной активности, который невозможно предсказать, а можно использовать только измеренные значения. Поэтому в модели, для применения на любом интервале времени, в том числе, с целью прогноза параметров, индекс солнечной активности определяется как случайная величина с математическим ожиданием, равным среднему значению за исследуемый интервал времени. Среднеквадратичное отклонение вычислено из предположения о нормальном законе распределения индекса солнечной активности.

3. Фактическая частота оборотов космического аппарата относительно собственного центра масс зависит от нескольких параметров, в модели же площадь миделевого сечения является только функцией аргумента широты, который изменяется со временем.

4. Параметры эксцентриситета и аргумента перигея для околокруговых орбит определяются с большой погрешностью.

При тех же начальных значениях задаётся условие включения двигательной установки. Поскольку ресурс работы двигательной установки 2750 с, что приблизительно соответствует половине орбитального периода, а значит и времени одного интегрирования. Принимается, что включение двигательной установки происходит спустя 50 дней от начального момента. Таким образом, графики изменения орбитальных параметров приобретают вид, представленный на рисунке 3 (а)-(е).

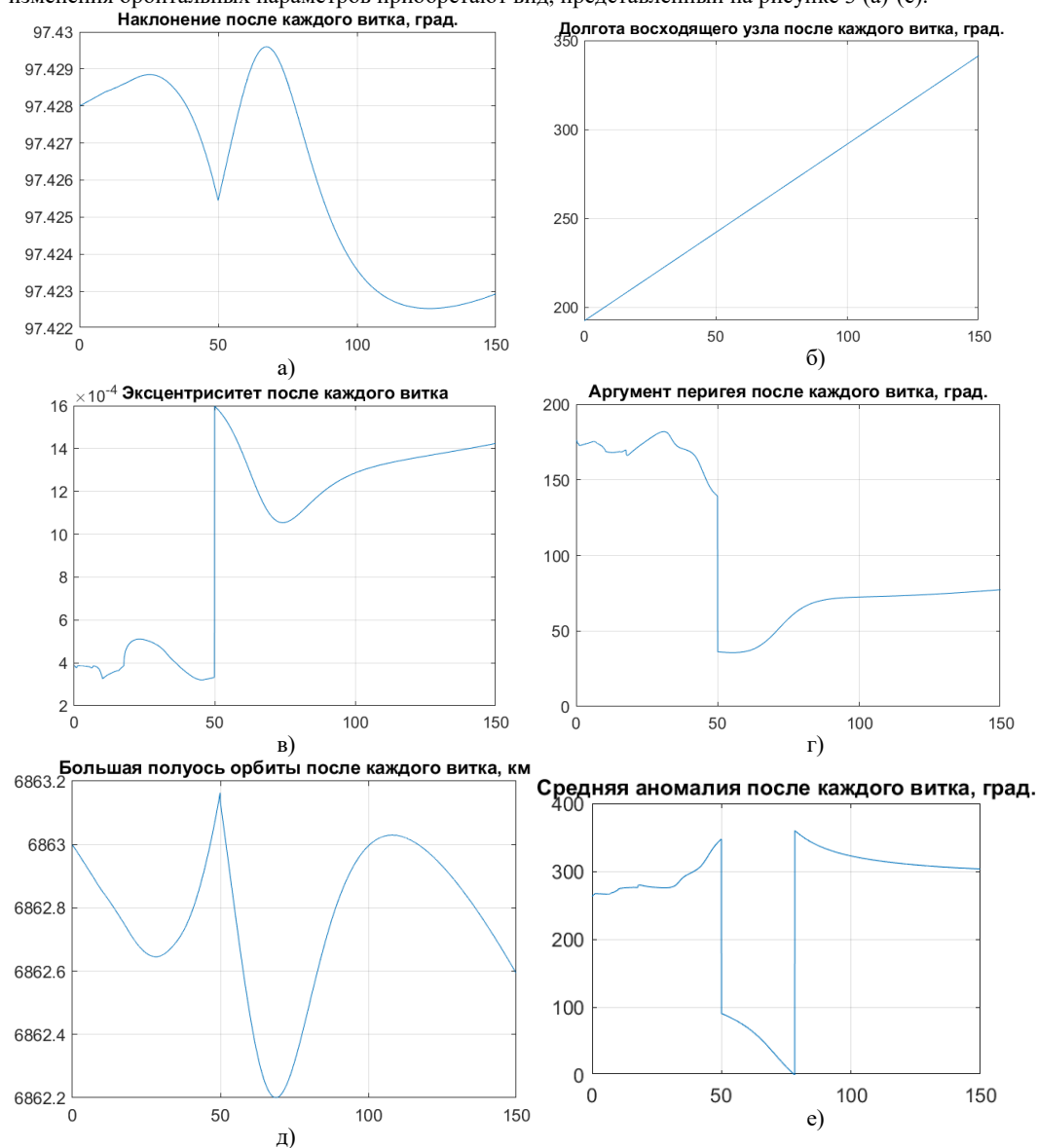


Рисунок 3 - Изменение орбитальных параметров с 18.10.22 по 28.01.23, полученные в результате моделирования, а) Наклонение, б) Долгота восходящего узла, в) Эксцентриситет, г) Аргумент перигея, д) Большая полуось, е) Средняя аномалия

Поскольку в модели принимается, что ускорение, вызванное двигательной установкой, действует в плоскости орбиты, то изменение наклона не происходит. Действие двигательной установки значительно меняет величину эксцентриситета, а аргумент перигея резко смещается на 100 градусов. Изменение параметров могло быть более значительным при ориентации космического аппарата на протяжении всего витка продольной осью на трансверсальное направление.

В дальнейшем в модели исследуется применение в составе космического аппарата CubeSat 3U двигательной установки VERA, разработанной в НИЯУ МИФИ. Масса космического аппарата принимается равной 6 кг согласно Спецификации 14 редакции [1]. Применяется условие, что продольная ось ориентирована в трансверсальном направлении против вектора скорости.

Результаты моделирования представлены на рисунке 4. Поскольку тяга двигательной установки имеет проекцию только на трансверсальное направление, то она не оказывает влияния на наклонение и долготу восходящего узла. Однако заметно резкое уменьшение большой полуоси на 30 км и увеличение эксцентриситета в 3 раза. На рисунке (4, ж) отображается высота орбиты после каждого орбитального периода. Из графика видно, что двигательная установка способна снизить высоту орбиты космического аппарата на 30 км.

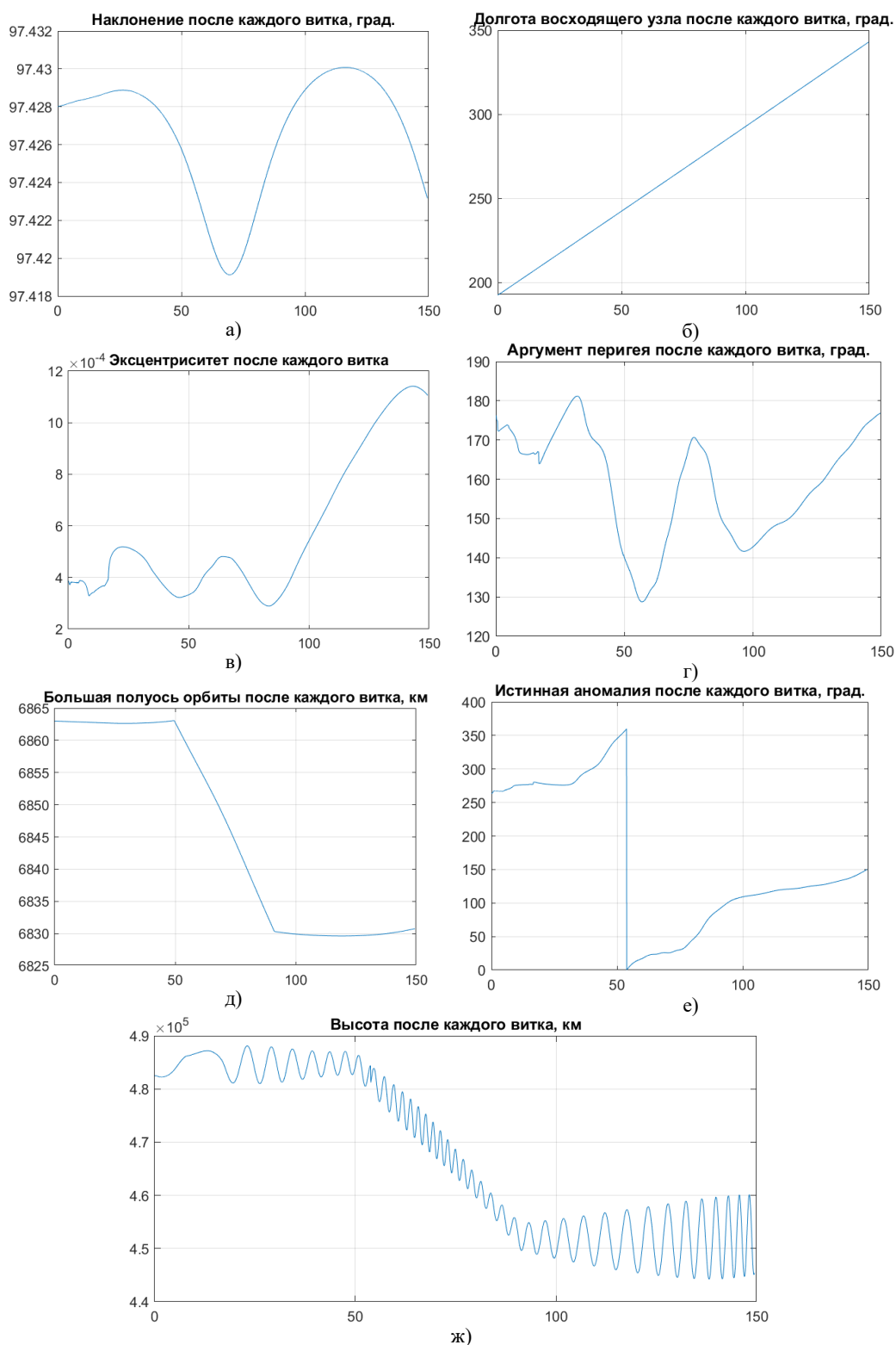


Рисунок 4 - Изменение орбитальных параметров с 18.10.22 по 28.01.23, полученные в результате моделирования, а) Наклонение, б) Долгота восходящего узла, в) Экцентриситет, г) Аргумент перигея, д) Большая полуось, е) Истинная аномалия, ж) Высота орбиты.

Исследование действия двигательных установок в составе космических аппаратов стандарта CubeSat 3U показало, что для эффективного использования двигателей малой тяги для увода с орбиты необходимо поддержание направления вектора тяги параллельным трансверсали. Для этого в составе спутниковой платформы необходимо иметь исполнительные органы, способные поддерживать ориентацию космического аппарата в требуемом положении. Для данного класса спутников возможно использование инерционных систем на основе двигателей-маховиков.

Библиографический список:

- 1 CubeSat Design Specification (1U – 12U) REV 14.1.
URL: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CD S+REV14_1+2022-02-09.pdf

- 2 ГОСТ 25645.166-2004 – Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли.
- 3 *Ермолаев В.И.* Проектирование транспортных космических аппаратов: учебное пособие. Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 65 с.
- 4 *Матвеев Н.К.* Моделирование возмущенного орбитального движения космического аппарата: практическое пособие. Балт. гос. тех. ун-т. – СПб., 2019, - 29 с.
- 5 *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов: учебник для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, - 2006, - 523 с.
- 6 Плазменная двигательная установка VERA: официальный сайт НИЯУ МИФИ. – URL: <https://mephi.ru/press/news/18791>
- 7 Индексы солнечной активности – URL: <http://www.kiam1.rssi.ru/~den/solar.html>
- 8 КА «Геоскан-Эдельвейс»: официальный сайт. – URL: <https://geoscan.space/ru/geoscan-edelweis>
- 9 Ориентация КА «Геоскан-Эдельвейс»: официальный сайт. – URL: <https://www.geoscan.aero/ru/blog/100-millionov-kilometrov-polet-normalnyy>

УДК 629.785

ОБОСНОВАНИЕ СХЕМЫ ТРАНСПОРТНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.Н. Лукьяненко

ВКА им. А.Ф. Можайского

Аннотация. Срок активного существования низкоорбитальных космических аппаратов ограничен множеством факторов. Одним из наиболее важных является запас рабочего тела, необходимый для поддержания параметров орбиты космического аппарата. В данной работе описывается методика рационального обоснования транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки космических аппаратов, которое реализуется с использованием космических аппаратов-роботов для обслуживания космических аппаратов орбитальной группировки.

Ключевые слова: космический аппарат, транспортное обеспечение, орбитальная группировка, орбита фазирования

Введение

Глобальной целью всех космических программ является создание многофункциональной космической системы государства (МФКС). Которая будет представлять собой объединение всех существующих возможностей, создание новых спутников, расширение группировки аппаратами с другим разрешением, работающих в других диапазонах.

В настоящее время одним из основных направлений развития мировой и отечественной космонавтики является повышение уровня автономности космических аппаратов путём обеспечения высокой отказоустойчивости их бортовых систем.

Для низкоорбитальных космических аппаратов (КА) срок активного существования ограничен целым рядом факторов, один из которых – запас рабочего тела для поддержания заданных параметров орбиты.

Один из перспективных способов решения данной проблемы – обслуживание низкоорбитальной группировки КА с помощью космического аппарата-робота, который способен «дозаправлять» низкоорбитальные КА рабочим телом для двигательных установок и заменять отдельные элементы, например аккумуляторы.

От схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки КА зависит стоимость её обслуживания. Поэтому имеет смысл рассматривать два наиболее дешёвых варианта обеспечения группировки КА с помощью КА-роботов при сохранении оперативности обслуживания.

Первый вариант – уменьшение количества обслуживающих КА-роботов при увеличении их размеров и массы. Это значит один КА-робот сможет обслужить несколько КА из орбитальной группировки.

Второй вариант – увеличение количества обслуживающих КА-роботов при уменьшении их размеров и массы.

Таким образом, данные исследования позволяют определить техническую возможность обслуживания низкоорбитальной группировки КА за счёт использования КА-роботов, а также обосновать выбор приоритетного направления развития систем обслуживания группировок КА.

Объектом исследований являются методы и средства обслуживания КА на низкой околоземной орбите для увеличения их срока активного существования.

Предметом исследований являются схемы орбитальных маневров в целях обеспечения всей орбитальной группировки КА, в условиях временных ограничений на сроки обслуживания всех КА.

Цель работы – разработка методики обоснования рациональной схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки КА путем использования обслуживающих КА-роботов, а также оценивание массовых характеристик и необходимого количества обслуживающих КА-роботов.

Полученные результаты исследования с использованием применяемой методики позволяют подобрать рациональные схемы транспортного обеспечения КА для различных орбитальных группировок, а также важные характеристики КА-роботов.

Обоснование необходимости обслуживания КА на низких орбитах с помощью КА-роботов

Разработка, создание и практическое использование космических аппаратов — одно из основных

направлений развития российской космонавтики. Благодаря их успешному функционированию на орбите в настоящее время решается широкий спектр научно-исследовательских, социально-экономических, научно-образовательных и оборонных задач. Сокращенные сроки создания, сравнительно низкая стоимость выведения КА на орбиту позволяют эффективно использовать их как в интересах органов государственного управления, так и для решения проблем регионального, отраслевого и корпоративного характера.

Однако, срок активного существования КА на низких орбитах существенно ниже, чем на средних и высоких орбитах. Это связано прежде всего с большими затратами рабочего тела для двигательных установок, которые используются для поддержания или коррекции орбиты, ориентации в пространстве, поддержания заданной ориентации, из-за более плотной атмосферы. Также срок активного существования КА часто ограничен ресурсом работы аккумуляторной батареи системы электроснабжения.

Соответственно необходим такой робототехнический комплекс, который сможет выполнять на орбите Земли операции дозаправки и замены аккумуляторных батарей при стыковке с КА.

Такое обслуживание низкоорбитальной группировки КА можно проводить неограниченное число раз, что позволит существенно увеличить срок активного существования всех КА, входящих в ее состав и соответственно снизить стоимость всей космической системы.

Для создания обслуживающих КА-роботов минимальной массы при сохранении массы полезного груза и робототехнического комплекса необходимо для каждой отдельной орбитальной группировки находить рациональную схему транспортного обеспечения, позволяющую уменьшить затраты рабочего тела на перелеты между КА орбитальной группировки и подобрать оптимальное количество КА-роботов.

Обоснование вариантов решения задачи транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов

Рассмотрим решение задачи транспортного обеспечения на примере орбитальной группировки КА дистанционного зондирования Земли, построенной на круговых орбитах высотой $H = 500$ км, расположенных в трех орбитальных плоскостях, равномерно распределенных по долготе восходящего узла, по 7 КА в каждой плоскости.

Также задано время, необходимое для обслуживания одного КА: $\tau_{\text{обсл}} = 50$ мин.

Зададимся начальными условиями: КА, находящиеся в одной плоскости, расположены на равном удалении друг от друга; все обслуживающие КА-роботы выводятся одной РН непосредственно к одному из КА.

Для выбора оптимальной схемы обслуживания низкоорбитальной группировки КА рассмотрим три основных варианта транспортного обеспечения.

Обслуживание ОГ с помощью 3-х обслуживающих КА-роботов

Первый вариант – обслуживание низкоорбитальной группировки КА с помощью 3-х КА-роботов.

Схема транспортного обеспечения в данном случае будет выглядеть следующим образом:

1) Три обслуживающих КА-робота выводятся с помощью РН к одному КА на орбиту высотой $H = 500$ км.

2) Два КА-робота, которым необходимо изменить плоскость орбиты, выполняют маневр по увеличению высоты апогея орбиты (для уменьшения затрат характеристической скорости на поворот плоскости орбиты) и в точке апогея выполняют маневр для поворота плоскости орбиты, затем выполняют маневр уменьшения высоты апогея для возврата на круговую орбиту.

3) Далее все три КА-робота на своих орбитах обслуживают КА и совершают перелет к следующему КА по орбитам фазирования.

Для определения оптимальной схемы транспортного обеспечения для данного варианта необходимо найти параметры орбит фазирования для перелетов между КА орбитальной группировки.

Период обращения КА на орбите находим по формуле:

$$T_{\text{ка500}} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_3+h)^3}{\mu_3}} \quad (1)$$

где $T_{\text{ка500}}$ – период обращения КА на орбите высотой 500 км;

$R_3 = 6371$ км – радиус Земли;

$h = 500$ км – высота орбиты КА;

$\mu_3 = 398600,44$ км³с⁻² – гравитационная постоянная Земли;

Получаем: $T_{\text{ка500}} = 5483,4$ с = 91,39 мин.

Для уменьшения необходимой массы рабочего тела при соблюдении времени обслуживания всей ОГ выбираем следующую схему перелетов между КА одной орбитальной плоскости: все шесть перелетов выполняются за 2 витка.

Следовательно:

$$T_1 = T_{\text{ка500}} + \frac{1}{7} * \frac{1}{2} * T_{\text{ка500}} = \frac{15}{14} T_{\text{ка500}} \quad (2)$$

где T_1 – период обращения КА по эллиптической орбите фазирования при данной схеме транспортного обеспечения.

Получаем: $T_1 = 5875$ с = 97,92 мин.

Находим большую полуось орбит фазирования по 3-му закону Кеплера:

$$a_1 = (R_3 + h) \sqrt[3]{\frac{T_1^2}{T_{ка500}^2}} = \sqrt[3]{\frac{225}{196}} (R_3 + h) \quad (3)$$

$$a_1 = 7037 \text{ км.}$$

В результате получаем следующие параметры орбит фазирования:

$$h_{a1} = 2a_1 - (h + 2R_3) \quad (4)$$

где h_{a1} – высота апогея орбиты фазирования;

$h = 500$ км – высота круговой орбиты КА;

$h_{a1} = 982$ км, $h_{п1} = 500$ км, $T_1 = 5875$ с = 97,92 мин – параметры орбиты фазирования для данной схемы транспортного обеспечения.

Определим оптимальную высоту апогея орбиты, на которую необходимо перейти для выполнения маневра поворота плоскости орбиты на 60° , из условия минимальных затрат характеристической скорости на выполнение всех трёх маневров: увеличение высоты апогея, поворот плоскости орбиты, уменьшение высоты апогея.

$$\Delta V_{пов} = \sqrt{\frac{2\mu(h_n + R_3)}{(h_a + R_3)(h_n + h_a + 2R_3)}} * \sqrt{2(1 - \cos\gamma)} \quad (5)$$

где $\Delta V_{пов}$ – затраты характеристической скорости на поворот плоскости орбиты на заданный угол γ ;

μ – гравитационный параметр Земли;

h_n – высота перигея орбиты;

h_a – высота апогея орбиты;

γ – угол поворота плоскости орбиты.

$$\Delta V_{имп} = \sqrt{\frac{2\mu}{(h_n + R_3)}} * \left(\sqrt{\frac{2(h_a + R_3)}{(h_n + h_a + 2R_3)}} - 1 \right) \quad (6)$$

где $\Delta V_{имп}$ – затраты характеристической скорости на увеличение высоты апогея;

μ – гравитационный параметр Земли;

h_n – высота перигея орбиты;

h_a – высота апогея орбиты;

Получаем зависимость суммарных затрат характеристической скорости на выполнение поворота плоскости орбиты на 60° от высоты апогея орбиты:

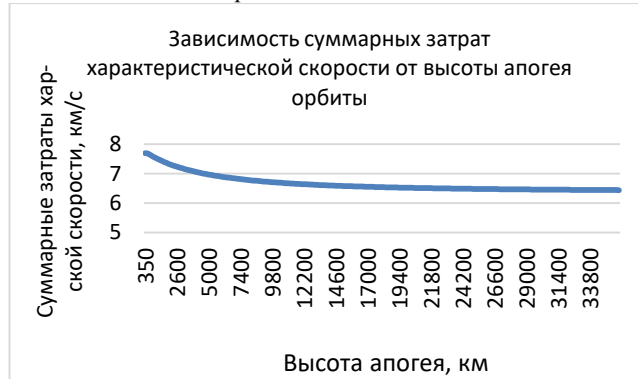


Рисунок 1 – Суммарные затраты характеристической скорости

Как видим из графика, суммарные затраты характеристической скорости уменьшаются с увеличением высоты апогея. Однако, с увеличением высоты апогея растёт время, необходимое для выполнения всех трёх маневров:

$$t_{ман} = \pi * \sqrt{\frac{(h_n + h_a + 2R_3)^3}{8\mu}} \quad (7)$$

где $t_{ман}$ – время, затраченное на выполнение маневра по увеличению высоты апогея орбиты;

μ – гравитационный параметр Земли;

h_n – высота перигея орбиты;

h_a – высота апогея орбиты;

Получаем зависимость времени, затраченного на выполнение всех трех маневров, от высоты апогея орбиты:

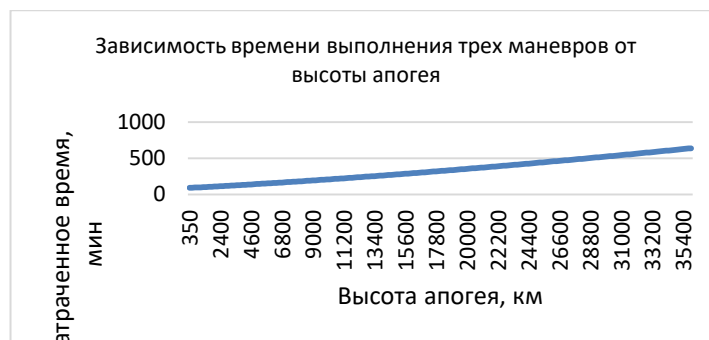


Рисунок 2 – Суммарное время выполнения трёх маневров

Для данной схемы транспортного обеспечения, выбираем высоту апогея орбиты, необходимой для выполнения маневра поворота плоскости орбиты, равной $H = 10000$ км. Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты составляют $6,7$ км/с, а время выполнения маневра – 200 мин.

Время, затраченное на обслуживание всей орбитальной группировки тремя КА-роботами, составляет – $27,22$ ч.

Как можно заметить, суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты можно уменьшить, однако будет ухудшаться оперативность выполнения задачи по обслуживанию всей орбитальной группировки КА.

Обслуживание ОГ с помощью одного КА-робота

Второй вариант – обслуживание низкоорбитальной группировки КА с помощью одного КА-робота.

Схема транспортного обеспечения в данном случае будет выглядеть следующим образом:

- 1) Один КА-робот выводится с помощью РН к одному КА на орбиту высотой $H = 500$ км.
- 2) Затем этот КА-робот обслуживает КА и совершают перелет к следующему КА по орбитам фазирования, пока не обслужит все 7 КА в первой орбитальной плоскости.
- 3) После обслуживания всех КА в первой орбитальной плоскости КА-робот совершает маневр по изменению плоскости орбиты для обслуживания КА во второй орбитальной плоскости.
- 4) Далее КА-робот выполняет обслуживание КА во второй орбитальной плоскости, пока не обслужит все 7 КА.
- 5) После обслуживания всех КА во второй орбитальной плоскости КА-робот совершает маневр по изменению плоскости орбиты для обслуживания КА в третьей орбитальной плоскости.
- 6) Далее КА-робот выполняет обслуживание КА в третьей орбитальной плоскости, пока не обслужит все 7 КА.

По аналогии с предыдущим пунктом определяем параметры орбит фазирования для перелетов между КА орбитальной группировки.

Для уменьшения необходимой массы рабочего тела при соблюдении времени обслуживания всей ОГ выбираем следующую схему перелетов между КА: все шесть перелетов выполняются за 3 витка.

По рисунку 1 и рисунку 2 для данной схемы транспортного обеспечения выбираем высоту апогея орбиты, необходимой для выполнения маневра поворота плоскости орбиты, равную $H = 22000$ км. Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты составляют $6,5$ км/с, а время выполнения маневра – 385 мин.

Время, затраченное на обслуживание всей орбитальной группировки одним КА-роботом, составляет – $116,5$ ч.

Обслуживание ОГ с помощью шести КА-роботов

Третий вариант – обслуживание низкоорбитальной группировки КА с помощью шести КА-роботов.

Схема транспортного обеспечения в данном случае будет выглядеть следующим образом:

- 1) Шесть КА-роботов выводится с помощью РН к одному КА на орбиту высотой $H = 500$ км.
- 2) Четыре КА-робота, которым необходимо изменить плоскость орбиты, выполняют маневр по увеличению высоты апогея орбиты (для уменьшения затрат характеристической скорости на поворот плоскости орбиты) и в точке апогея выполняют маневр для поворота плоскости орбиты, затем выполняют маневр уменьшения высоты апогея для возврата на круговую орбиту.
- 3) Далее КА-роботы на своих орбитах обслуживают КА и совершают перелеты к следующим КА по орбитам фазирования. В каждой плоскости тот КА-робот, который обслуживает КА №1, совершает перелеты к КА №2, №4, №6 и обслуживает их же, а второй КА-робот в заданной плоскости, обслуживает и совершает перелеты к КА №3, №5, №7.

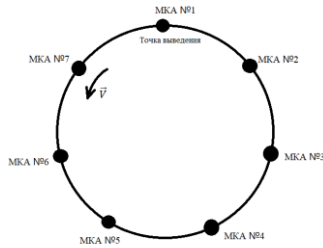


Рисунок 3 – Условное обозначение КА на орбите по номерам

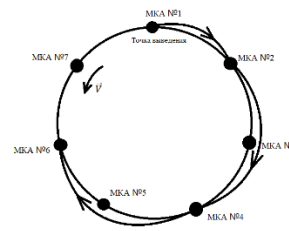


Рисунок 4 – Схема перелётов первого КА-робота в каждой плоскости

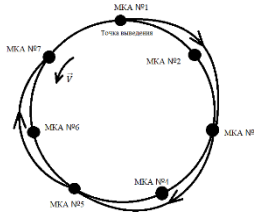


Рисунок 5 – Схема перелётов второго КА-робота в каждой плоскости

По аналогии с предыдущим пунктом определяем параметры орбит фазирования для перелётов между КА орбитальной группировки.

Для уменьшения необходимой массы рабочего тела при соблюдении времени обслуживания всей ОГ выбираем следующую схему перелётов между КА: все шесть перелётов выполняются за 2 витка.

По рисунку 1 и рисунку 2 для данной схемы транспортного обеспечения выбираем высоту апогея орбиты, необходимой для выполнения маневра поворота плоскости орбиты, равную $H = 10000$ км. Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневра поворота плоскости орбиты составляют $6,7$ км/с, а время выполнения маневра – 200 мин.

Время, затраченное на обслуживание всей орбитальной группировки шестью КА-роботами, составляет – $16,9$ ч.

Выбор оптимальной схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов

Для выбора оптимальной схемы транспортного обеспечения необходимо сравнить схемы по суммарной массе всех обслуживающих КА-роботов. Для этого рассчитаем массу одного КА-робота в первом, втором и третьем вариантах схемы транспортного обеспечения.

Первый вариант схемы транспортного обеспечения

Определяем запас характеристической скорости для выполнения одного перелёта: $\Delta V_{\text{хар}1} = 171$ м/с;

Получаем систему уравнений для массы рабочего тела, необходимого для выполнения поворота плоскости орбиты и шести перелётов в одной плоскости орбиты:

$$\begin{cases} M_{\text{РТ}} = M_{\text{РТпов}} + M_{\text{РТ1}} + M_{\text{РТ2}} + M_{\text{РТ3}} + M_{\text{РТ4}} + M_{\text{РТ5}} + M_{\text{РТ6}}; \\ M_{\text{РТпов}} = M_{\text{КА0}} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{пов}1}}{I_{\text{уд}}}} \right); \\ M_{\text{РТ}n} = (M_{\text{КА0}} - M_{\text{РТпов}} - \sum_{i=1}^{n-1} M_{\text{РТ}i} - nm_{\text{пг}}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{\text{хар}1}}{I_{\text{уд}}}} \right); \end{cases} \quad (8)$$

где $M_{\text{РТ}n}$ ($n = 1 \dots 6$) – соответственно масса рабочего тела, затраченного при перелёте;

$M_{\text{РТпов}}$ – масса рабочего тела, затраченная на поворот плоскости орбиты;

$m_{\text{пг}}$ – масса полезного груза, предназначенная для замены на одном КА;

$\Delta V_{\text{пов}1}$ – затраты характеристической скорости на поворот плоскости орбиты.

Используя формулу (4.24), находим начальную массу одного КА-робота:

$$M_{\text{КА0}} = 3600 \text{ кг};$$

$$M_{\text{РТ}} = 2864 \text{ кг (79,5\%)};$$

$$M_{\text{ЦС}} + m_{\text{пг}} = 298 \text{ кг (8,3\%)}.$$

Получаем массу трех КА-роботов для обслуживания всей ОГ: 10800 кг.

Второй вариант схемы транспортного обеспечения

Определяем запас характеристической скорости для выполнения одного перелёта: $\Delta V_{\text{хар}2} = 116$ м/с;

Получаем систему уравнений для массы рабочего тела, необходимого для выполнения двух поворотов плоскости орбиты и шести перелётов в каждой плоскости орбиты:

$$\begin{cases} M_{РТ} = M_{РТ1-6} + M_{РТпов1} + M_{РТ1-6} + M_{РТпов2} + M_{РТ1-6}; \\ M_{РТ1-6} = M_{РТ1} + M_{РТ2} + M_{РТ3} + M_{РТ4} + M_{РТ5} + M_{РТ6}; \\ M_{РТпов1} = (M_{КА0} - M_{РТ1-6}) \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{пов1}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТn} = (M_{КА0} - \sum_{i=1}^{n-1} M_{РТi} - nm_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар2}}{I_{уд}}}\right); \end{cases} \quad (9)$$

Для обслуживания всех КА нам необходим один КА-робот массой равной 23534 кг.

Третий вариант схемы транспортного обеспечения

Определяем запас характеристической скорости для выполнения одного перелета:

$$\Delta V_{хар3} = 171 \text{ м/с}; V_{хар4} = 321 \text{ м/с};$$

Получаем систему уравнений для массы рабочего тела, необходимого для выполнения поворота плоскости орбиты и трех перелетов в одной плоскости орбиты для первого КА-робота:

$$\begin{cases} M_{РТ} = M_{РТпов} + M_{РТ1} + M_{РТ2} + M_{РТ3}; \\ M_{РТпов} = M_{КА0} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{пов1}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТпов1} = (M_{КА0} - M_{РТ1-6}) \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{пов1}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТ1} = (M_{КА0} - M_{РТпов} - m_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар3}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТ2} = (M_{КА0} - M_{РТпов} - M_{РТ1} - 2m_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар4}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТ3} = (M_{КА0} - M_{РТпов} - M_{РТ1} - M_{РТ2} - 3m_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар4}}{I_{уд}}}\right); \end{cases} \quad (10)$$

Получаем систему уравнений для массы рабочего тела, необходимого для выполнения поворота плоскости орбиты и трех перелетов в одной плоскости орбиты для второго КА-робота:

$$\begin{cases} M_{РТ} = M_{РТпов} + M_{РТ1} + M_{РТ2} + M_{РТ3}; \\ M_{РТпов} = M_{КА0} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{пов1}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТпов1} = (M_{КА0} - M_{РТ1-6}) \left(1 - e^{-\frac{\Delta V_{пов1}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТ1} = (M_{КА0} - M_{РТпов} - m_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар4}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТ2} = (M_{КА0} - M_{РТпов} - M_{РТ1} - 2m_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар4}}{I_{уд}}}\right); \\ M_{РТ3} = (M_{КА0} - M_{РТпов} - M_{РТ1} - M_{РТ2} - 3m_{пр}) \left(1 - e^{-\frac{2\Delta V_{хар4}}{I_{уд}}}\right); \end{cases} \quad (11)$$

Для обслуживания всей ОГ нам необходимо три КА-робота первого типа и три КА-робота второго типа. Тогда масса шести КА-роботов, необходимых для обслуживания всех КА, составляет – 12774 кг.

Зная массу обслуживающего КА-робота во второй схеме транспортного обеспечения и суммарную массу обслуживающих КА в первой и третьей схеме, построим график зависимости суммарной массы КА-роботов от их количества, необходимого для обслуживания всей орбитальной группировки. Используя экстраполяционный метод Лагранжа получаем функциональную зависимость и её график (рис. 6):

$$L(x) = 1405x^2 - 11986x + 34116 \quad (12)$$



Рисунок 6 – Зависимость суммарной массы обслуживающих КА-роботов от их количества в схеме обеспечения

Можем сделать вывод, что лучшей из рассмотренных является первая схема транспортного

обеспечения с использованием трёх КА-роботов, так как при данной схеме суммарная масса необходимого количества КА-роботов минимальна. При уменьшении количества обслуживающих КА-роботов или времени обслуживания всей ОГ суммарная масса КА-роботов увеличивается.

Заключение

В данной работе была проведена разработка методики обоснования схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки КА, с помощью обслуживающих КА-роботов, оснащенных необходимым робототехническим комплексом, а также выбор оптимальной схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки, проведены расчеты массы одного обслуживающего КА-робота, и на их основе сделан вывод о выборе оптимальной схемы транспортного обеспечения низкоорбитальной группировки КА.

В зависимости от заданного времени обслуживания всей ОГ при одинаковом количестве обслуживающих КА-роботов будет меняться их суммарная масса: при увеличении времени обслуживания суммарная масса будет уменьшаться, а при уменьшении времени обслуживания суммарная масса будет увеличиваться.

Библиографический список

1. Ермолаев В.И. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов / Под редакцией А.П. Ковалёва – СПб.: Типография ФГУП ЦКБ "Рубин", 2003. – 585 с.
2. Никольский В.В. Бортовые обеспечивающие системы. Учебное пособие. С-Пб.: ВКА имени А.Ф. Можайского. 2016 г. 155 с.
3. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов. Учеб. пособие. С-Пб.: БГТУ "Военмех", 2007 г. 230 с.

УДК 621.455, 629.783

ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО УВОДА С ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

А.В. Пелина¹; Н.Л. Будный¹

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

ВВЕДЕНИЕ

Проблема космического мусора в околоземном пространстве является очень важной. С каждым годом ситуация обостряется всё больше. Объекты космического мусора (ОКМ) в околоземном пространстве создают реальную опасность высокоскоростных столкновений функционирующих аппаратов с пассивными фрагментами. В настоящее время существует две группы методов борьбы с ОКМ – активный и пассивный. Пассивные методы предполагают использование естественной среды. К ним в свою очередь относятся: сопротивление атмосферы, электродинамические тросы, солнечный ветер. Активные методы предполагают прямое и активное воздействие на ОКМ. Для удаления ОКМ из окрестностей геостационарной орбиты (ГСО) практической значимостью обладают лишь активные методы. Один из перспективных методов – использование ионной (плазменной) струи электроракетного двигателя, установленного на борту космического аппарата-ликвидатора для силового воздействия на ОКМ с целью его перевода на орбиту захоронения. При разработке космических аппаратов (КА), реализующих подобный метод борьбы с космическим мусором, неизбежно возникает вопрос выбора оптимальных характеристик энергодвигательной системы, т.е. совокупности системы электропитания и двигательной установки, предназначенной как для воздействия на ОКМ, так и для создания парирующего тягового усилия, которая, фактически, является целевой системой КА-ликвидатора.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Рассмотрим проектную модель КА для бесконтактного увода ОКМ с геостационарной орбиты на орбиту захоронения. Космический аппарат имеет два двигателя, один из которых осуществляет воздействие на ОКМ с помощью плазменной струи, а второй является маршевым (рисунок 1). В задачи КА входят: перелёт со стартовой орбиты на орбиту ОКМ, увод ОКМ на орбиту захоронения, возвращение на стартовую орбиту. В качестве двигателей предлагается использование ионных двигателей с высокочастотным разрядом, которые обеспечивают высокий КПД, точную фокусировку ионного пучка, а также длительный ресурс работы за счет отсутствия катода в газоразрядной камере.

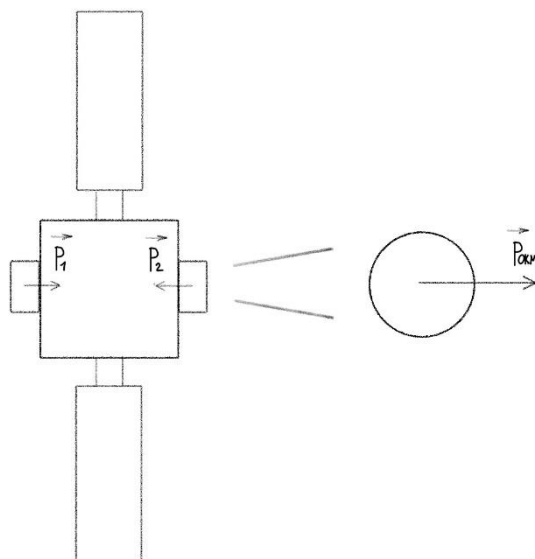


Рисунок 3 - Принцип работы космического аппарата

Проектный анализ выполняется в следующей постановке. Считается заданной $m_{КА}$ – масса КА-ликвидатора на рабочей геостационарной орбите. Все ОКМ имеют одинаковую массу $m_{ОКМ}$ и площадь миделевого сечения $F_{мид}$. На время выполнения увода ОКМ на орбиту захоронения отводится заданное время $t_{пер}$. В качестве стартовой орбиты принимается ГСО. Учитывается возможность ухода орбиты ОКМ по наклонению на величину Δi за счет нефункционирующей системы управления. Варьируемым параметром является $I_{уд}$ – удельный импульс двигателя. Целевой функцией, значение которой необходимо максимизировать, является количество рейсов, совершаемых КА-ликвидатором. Причиной появления оптимального удельного импульса является неоднозначная зависимость масс систем КА от него – рост удельного импульса приводит к снижению массы рабочего тела, но также приводит к увеличению массы систем электропитания, преобразования и управления.

Космический аппарат должен перевести ОКМ на круговую орбиту захоронения, высота которой над ГСО (выраженная в километрах) находится по формуле:

$$\Delta H = 235 + \left(1000C \frac{F_{мид}}{m_{ОКМ}} \right) \quad (1)$$

где $C = (1.2 \dots 1.5)$ - коэффициент светового давления.

Затраты характеристической скорости на перелёт между круговыми некомпланарными орбита упрощенно можно оценить как [1]:

$$\Delta V_{хар} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_0}} \sqrt{1 - 2 \frac{\cos\left(\frac{\pi \Delta i}{2}\right)}{\frac{R_p}{R_0}} + \frac{R_0}{R_p}} \quad (2)$$

где μ_3 - гравитационный параметр Земли; R_0 – радиус стартовой орбиты; Δi - изменение наклонения при маневре; R_p – радиус целевой орбиты. Перелет выполняется в несколько этапов. Первым этапом является перелет КА на орбиту ОКМ за счет совершения некомпланарного перелета без изменения высоты. Вторым этапом является компланарный перелет совместно с ОКМ на орбиту захоронения. Третьим этапом является возврат КА на ГСО для совершения следующих рейсов. Затраты характеристической скорости на выполнение каждого этапа (в дальнейшем обозначим их как $\Delta V_{хар,1}$, $\Delta V_{хар,2}$, $\Delta V_{хар,3}$ соответственно) оцениваются по формуле (2)

Оценка необходимого ускорения ОКМ, при котором обеспечивается необходимое время перелета:

$$a_{ОКМ} = \frac{\Delta V_{хар,2}}{t_{пер}} \quad (3)$$

Необходимая сила воздействия на ОКМ со стороны плазменной струи, в таком случае, будет равна:

$$P_{ОКМ} = a_{ОКМ} \cdot m_{ОКМ} \quad (4)$$

Для увода ОКМ ускорение космического аппарата должно быть равно ускорению космического мусора, следовательно тяга КА находится из соотношения:

$$\frac{P_{КА}}{m_{КА}} = \frac{P_{ОКМ}}{m_{ОКМ}} \quad (5)$$

Двигатели космического аппарата создают две силы: P_1 – тяга маршевого двигателя, P_2 - тяга двигателя, создающего плазменную струю, действующую на ОКМ. Необходимая тяга двигателя, создающего плазменную струю:

$$P_2 = \frac{P_{ОКМ}}{\eta_{ОКМ}} \quad (6)$$

где $\eta_{ОКМ} \approx 0.7$ – коэффициент передачи импульса струи ОКМ.

Тогда необходимая тяга космического аппарата равна:

$$P_{КА} = P_1 - P_2 \quad (7)$$

Из выражения (7) можно определить необходимую тягу маршевого двигателя.

Суммарный удельный импульс, обеспечивающийся при работе двух двигателей совместно равен:

$$I_{у\Delta\Sigma} = \frac{P_{КА}}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} = \frac{P_{КА}}{I_{у\Delta 1} + I_{у\Delta 2}} \quad (8)$$

Суммарная электрическая мощность, потребляемая двигателями, равна:

$$N_{\text{э.дв}} = \frac{P_1 I_{у\Delta 1}}{2\eta_1} + \frac{P_2 I_{у\Delta 2}}{2\eta_2} = \frac{P_1^2}{2\eta_1 \dot{m}_1} + \frac{P_2^2}{2\eta_2 \dot{m}_2} \quad (9)$$

где η – КПД двигателей. Мощность всей двигательной установки должна учитывать КПД системы преобразования и управления:

$$N_{\text{э.дв}} \approx \frac{N_{\text{э.дв}}}{0.9} \quad (10)$$

Оценим суммарную мощность системы электропитания (СЭП). Кроме двигателей электрическую энергию потребляют также бортовые системы КА. На этапе предварительного проектирования сложно узнать значение необходимой мощности. Примерно будем считать, что [2]:

$$N_{\text{СЭП}} \approx 1.1 N_{\text{э.дв}} \quad (11)$$

Определим массу СЭП с использованием статистической информации:

$$m_{\text{СЭП}} \approx \gamma_{\text{СЭП}} N_{\text{СЭП}} \quad (12)$$

где удельная масса СЭП $\gamma_{\text{СЭП}} \approx (15 \dots 30) \cdot 10^{-3}$ кг/Вт [3].

Определим массу двигательной установки без системы хранения рабочего тела. Масса конструкции одного ионного двигателя на ранних стадиях может быть оценена лишь на основе статистической информации:

$$m_{\text{ИД}} = 1.06 \cdot 10^{-3} N_{\text{э}} + 5.772 \quad (13)$$

Масса системы преобразования и управления пропорциональна электрической мощности ЭРДУ и может быть оценена как:

$$m_{\text{СПУ}} = \gamma_{\text{СПУ}} N_{\text{э.дв}} \quad (14)$$

где $\gamma_{\text{СПУ}} \approx (15 \dots 20) \cdot 10^{-3}$ кг/Вт – удельная масса СПУ [4].

Масса двигательной установки без системы хранения и подачи рабочего тела равна:

$$m_{\text{ЭРДУ}} = m_{\text{СПУ}} + k_{\text{рд}} (m_{\text{ИД}1} + m_{\text{ИД}2}) \quad (15)$$

где $k_{\text{рд}} \approx (1.2 \dots 1.5)$ – конструктивный коэффициент, учитывающий массу трубопроводов, электрических кабелей, элементов крепления и т.д. [4].

Масса служебных систем на ранних стадиях может быть оценена только по статистике [5]:

$$m_{\text{СС}} = k_{\text{СС}} m_{\text{КА}} \quad (16)$$

где $k_{\text{СС}} \approx 0.3 \dots 0.4$. Масса системы хранения и подачи рабочего тела зависит от массы рабочего тела. На основе статистических данных она может быть оценена следующим образом:

$$m_{\text{СХПРТ}} = k_{\text{СХПРТ}} m_{\text{РТ}} \quad (17)$$

где $k_{\text{СХПРТ}} \approx 0.4$ – конструктивный коэффициент [4].

Тогда масса КА может быть представлена как:

$$m_{\text{КА}} = k_{\text{СС}} m_{\text{КА}} + m_{\text{СЭП}} + m_{\text{ЭРДУ}} + m_{\text{РТ}} + k_{\text{СХПРТ}} m_{\text{РТ}} \quad (18)$$

Откуда получаем массу, доступную для заправки рабочим телом:

$$m_{\text{РТ}} = \frac{(1 - k_{\text{СС}}) m_{\text{КА}} - m_{\text{СЭП}} - m_{\text{ЭРДУ}}}{(1 + k_{\text{СХПРТ}})} \quad (19)$$

Рассмотрим процесс отыскания количества «рейсов» по утилизации, которые может выполнить один КА.

Масса рабочего тела на перелет до орбиты ОКМ с учетом того, что работает только маршевый двигатель:

$$m_{\text{РТ}1} = m_{\text{КА}} \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta V_{\text{хр.1}}}{I_{у\Delta}} \right) \right] \quad (19)$$

Затраты рабочего тела на завершение перелета до орбиты захоронения после начала транспортировки ОКМ, с учетом работы двух двигателей одновременно:

$$m_{\text{РТ}2} = (m_{\text{КА}} - m_{\text{РТ}1}) \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta V_{\text{хр.2}}}{I_{у\Delta\Sigma}} \right) \right] \quad (21)$$

Для возвращения на ГСО работает только маршевый двигатель, поэтому затраты рабочего тела составят:

$$m_{\text{РТ}3} = (m_{\text{КА}} - m_{\text{РТ}1} - m_{\text{РТ}2}) \left[1 - \exp \left(- \frac{\Delta V_{\text{хр.3}}}{I_{у\Delta}} \right) \right] \quad (22)$$

Масса КА после первого рейса:

$$m_{\text{КА}1,1} = m_{\text{КА}} - (m_{\text{РТ}1} + m_{\text{РТ}2} + m_{\text{РТ}3}) \quad (23)$$

Масса оставшегося рабочего тела после первого рейса равна:

$$m_{\text{ост.1}} = m_{\text{РТ}} - (m_{\text{РТ}1} + m_{\text{РТ}2} + m_{\text{РТ}3}) \quad (24)$$

Аналогичным образом расчет повторяется для последующих рейсов до тех пор, пока остатки рабочего тела положительны. Таким образом, можно найти количество рейсов, а значит и количество ОКМ, которое можно утилизировать используя один КА-ликвидатор.

АНАЛИЗ ПРОЕКТНОЙ МОДЕЛИ

Данная математическая модель была реализована с использованием программы Mathcad. Для оценочного расчёта было принято, что площадь миделя КА равна 4 м^2 , для перелёта понадобится 3 недели, а уход по наклонению составит 1 градус. Массы всех ОКМ считались одинаковыми. Результаты расчетов приведены на рисунках 2-4.

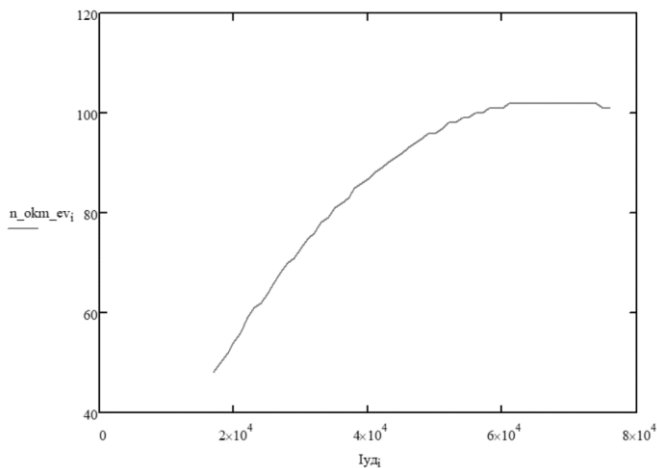


Рисунок 4 – График зависимости количества рейсов от значений удельного импульса при значениях массы ОКМ 1000 кг и массы КА 2500 кг.

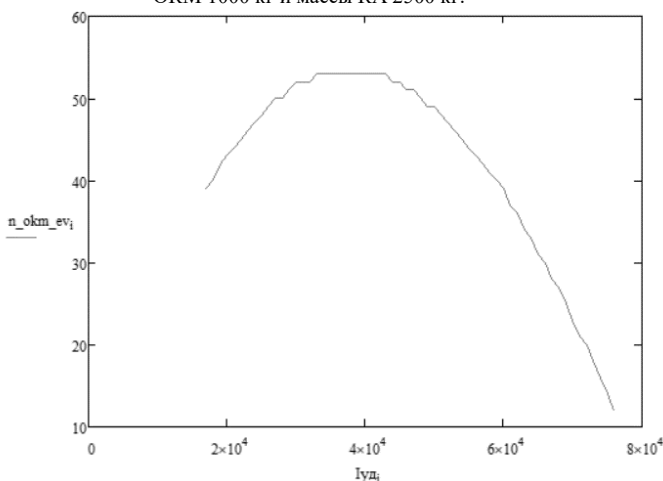


Рисунок 5 - График зависимости количества рейсов от значений удельного импульса при значениях массы ОКМ и КА 4000 кг

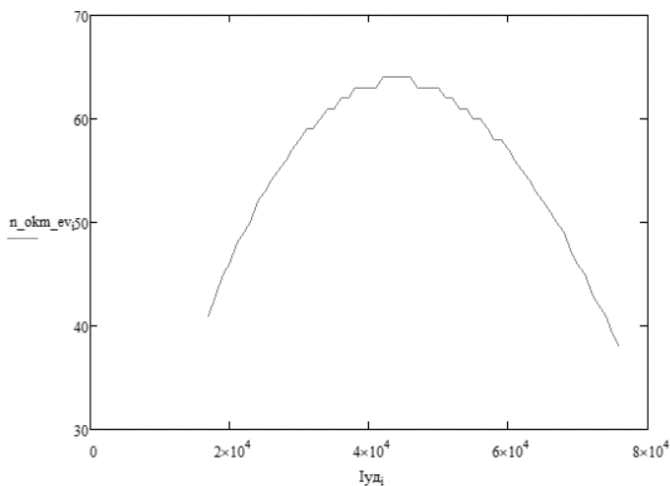


Рисунок 6 - График зависимости количества рейсов от значений удельного импульса при значениях массы ОКМ 2000 кг и массы КА 2500 кг

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе была разработана проектная математическая модель КА бесконтактного увода мусора с ГСО на орбиту захоронения. Продемонстрирована применимость разработанной модели для оценки оптимального удельного импульса двигателей, позволяющих обеспечить максимальное количество уводимых одним КА-ликвидатором ОКМ.

Библиографический список

1. Сердюк, В. К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов 1 под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с.
2. Никольский, В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов: учебник / В.В. Никольский. - Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – С. 135-137.
3. Теория и расчёт энергосиловых установок космических летательных аппаратов: учебное пособие для вузов / Л. А. Квасников [и др.]. - 2-е изд., перераб. и доп. - М. : Изд-во МАИ, 2001.
4. Чеботарев, В.Е., Косенко, В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного. Учебное пособие. — Красноярск: СибГАУ, 2011. – 44 с.
5. Brown, C. D. Elements of Spacecraft Design - Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002.
6. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи/ Н.А. Важенин, В.А. Обухов, А.П. Плохих, Г.Л. Попов. – М: ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 432 с.
7. Ермолаев, В.И. Двигательные установки космических летательных аппаратов: учебник / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 214с.

УДК 629.78

ОБЛИК КА-БУКСИРА С СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

И.А. Подомарёв

ВКА им. А.Ф. Можайского

В работах [1,2] приведены результаты концептуально-проектных исследований облика электроракетного разгонного блока (ЭРБ) – космического транспортного блока (буксира) с маршевыми электроракетными двигателями (ЭРД), питаемыми от солнечных батарей. Рассмотрена задача развертывания многоплоскостной низкоорбитальной группировки малых космических аппаратов (МКА) с использованием ЭРБ. Смену плоскостей орбиты функционирования МКА предложено формировать на основе учета влияния разности скоростей прецессии опорной и рабочей орбит из-за влияния нецентральной гравитационного поля Земли. Определены требования к энергодвигательной системе ЭРБ с учетом ее работы для компенсации аэродинамического сопротивления в процессе ожидания на опорной орбите поворота плоскости орбиты функционирования МКА.

Решение задачи разведения МКА по ячейкам баллистической структуры многоспутниковой ОГ предлагается на основе применения специального КА-буксира. КА-буксир – разгонный блок, предназначенный для транспортирования КА с опорной орбиты на целевую, и при необходимости обратно.

Разведение МКА КА-буксиром осуществляется по следующей схеме:

- 1) Шесть МКА и КА-буксир образуют общий транспортный блок, рис. 1.
- 2) Четыре КА-буксира образуют сборку ТБ представленную на рис. 2.
- 3) Пакет из четырех соединенных тандемом ТБ помещаются под ГО РН Союз 2.1 (б).
- 4) Пуск РН осуществляется с 1 ГИК МО РФ (космодром Плесецк) на опорную орбиту высотой 200 км с наклоном от 63 до 88 градусов (в зависимости от типа МКА).

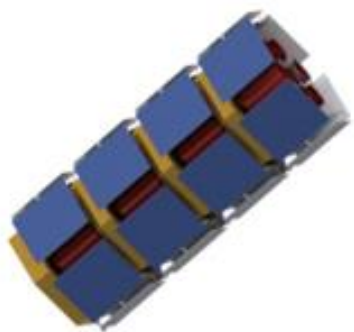


Рис.1. Транспортный блок

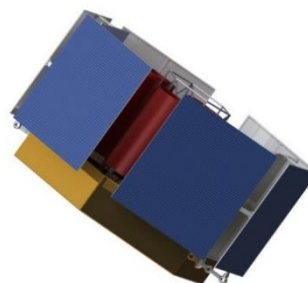


Рис.2. Сборка из четырех ТБ КА буксиров

Смена плоскостей орбиты предполагается на основе учета влияния прецессии орбиты из-за влияния гравитационного поля Земли.

Скорость прецессии плоскости орбиты в сутки имеет вид [3]:

$$X = 9.97 * \left(\frac{R_3}{a}\right)^{3.5} * \cos(i)/(1 - e^2)^2,$$

где R_3 – экваториальный радиус Земли; a – большая полуось оси орбиты; i – наклонение орбиты; e – относительный эксцентриситет орбиты.

Для орбиты высотой в 200 км прецессия линии узлов орбиты составляет 4,49 градуса в сутки, для орбиты в 600 км – 3,652 градуса в сутки. Разница в скорости прецессии орбит составляет 0,838 градуса в сутки. Это обстоятельство используется для построения плоскости орбиты орбитальной группировки. Каждый КА буксир оснащен солнечной электрореактивной двигательной установкой (СЭРДУ), обеспечивающей перелет КА буксира с 6 МКА с низкой опорной орбиты на рабочую. Период выведения одного транспортного блока на рабочую орбиту занимает 20,4 суток, за это время поворот плоскости текущей орбиты выведения относительно исходной, на которой осталась сборка из трех ТБ, составит около 2 градусов. Для разведения орбит на 45 градусов требуется дополнительная прецессия плоскостей в течении 51,3 суток, что с учетом времени перелета на рабочую орбиту составит 71,7 суток для первого цикла разведения блоков по смежным плоскостям. При этом следующие плоскости ОГ формируются таким образом, чтобы к моменту выхода в заданное положение плоскости ОГ на высоте рабочей орбиты был установлен очередной транспортный буксир. Общее время формирования орбитальной группировки в 4 плоскостях составит $71,7 + 3 * (45/0,838) = 233$ суток. После поворота плоскости орбиты на угол $\varphi_{\text{прец}} = 45^\circ$ в результате прецессии, происходящей в течение времени $t_{\text{прец}}$ транспортный буксир производит установку КА на орбите. Условие оперативного формирования ОГ с применением указанного алгоритма является выполнение неравенства:

$$t_{\text{прец}} \geq t_{\text{вывед}}, \quad (1)$$

где $t_{\text{вывед}}$ – время перелета транспортного буксира с низкой опорной орбиты на рабочую.

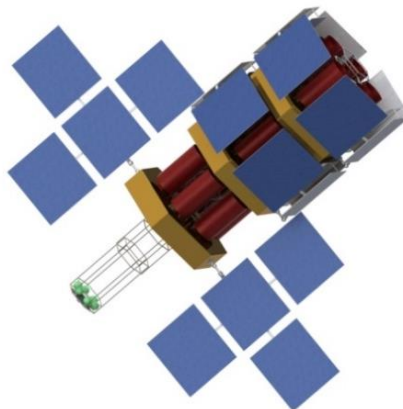


Рис. 3. Сборка ТБ на опорной орбите после отделения 1 КА-буксира

Показано, что в режиме ожидания предполагается постоянная работа трех СПД-100 для преодоления силы лобового сопротивления в 200 мН. При этом будет потрачено около 250 кг РТ, с учетом того, что все три КА-буксира в начальной стадии полета будут жестко сцеплены, и будет работать только 3 СПД одного из буксиров [2].

После выведении сборки КА-буксиров на опорную орбиту высотой 200 км двигатели нижнего блока работают непрерывно в течении 233 суток, для поддержания опорной орбиты сборки КА-буксиров в ожидании необходимой прецессии. Ресурс двигателей должен быть не меньшей продолжительности.

Применение ракеты-носителя Союз 2.1(б) [4] приводит к ограничениям по массогабаритным характеристикам: масса полезного груза до 7,8 т, объем полезного груза до 80 м³. Масса одного транспортного блока не должна превышать 1950 кг, из которых 1500 кг это суммарная масса 6 МКА, 450 кг – масса КА-буксира. Учитывая, что нижний блок требует значительно больших затрат топлива и приняв запас массы на элементы крепления, пирозамки разделения блоков и другие элементы, ограничим массу КА-буксира до 300 кг, из которых 210 кг (70%) приходится на массу ЭДС и 90 кг (30%) на массу конструкции, ЭВТИ. Это позволяет определить требование по массе ЭДС не более 210 кг.

Таким образом, требования к ЭДС КА-буксира будут следующими:

- ресурс работы не менее 6200 часов;
- масса ЭДС не более 210 кг;
- тяга СПД выше силы лобового сопротивления.

Требования по массе выполняется при выборе ЭДС с минимальными массовыми характеристиками.

Требования по тяге выполняется путем применения ЭРД с оптимальной тягой или использованием нескольких ЭРД для достижения необходимой суммарной тяги. В работе [1]

показано, указанным требованиям отвечает применение КА буксира с СЭРДУ на основе трех СПД-100В с тягой 0,24Н. Создаваемый уровень тяги обеспечивает поддержание высоты орбиты на высоте 200 км и перелет КА буксиров на 600 км.

Расчёт массы КА выполняется от значения конечной массы КА – $M_{КАР}$, доставляемой на рабочую орбиту, которую можно определить следующим выражением

$$M_{КАР} = M_{ПН} + M_{СБ} + M_{АБ} + M_{СЭС} + M_{ЭРДУ} + M_{СХРТ} + M_{КАК}, \quad (2)$$

где $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки, $M_{СБ}$ – масса СБ, $M_{АБ}$ – масса АБ, $M_{СЭС}$ – масса системы электроснабжения, $M_{ЭРДУ}$ – масса ЭРДУ, $M_{СХРТ}$ – масса системы хранения и подачи рабочего тела (без рабочего тела), $M_{КАК}$ – масса конструкции КА.

Площадь $S_{СБ}$ зависит от её электрической мощности $P_{СБ}$ и КПД $\eta_{СБ}$

$$S_{СБ} = \frac{P_{СБ}}{\eta_{СБ} E_C} = \frac{k_{РЭУ}}{\eta_{СБ} E_C} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (3)$$

где $E_C = 1380 \text{ Вт/м}^2$ – Солнечная постоянная, а масса СБ равна

$$M_{СБ} = \rho_{СБ} S_{СБ} = \frac{\rho_{СБ}}{\eta_{СБ} E_C} P_{СБ} = \rho_{СБ} \frac{k_{РЭУ}}{\eta_{СБ} E_C} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (4)$$

где $\rho_{СБ}$ – удельная масса СБ, с учетом с длительного нахождения в радиационных поясах (РП) Земли, вызывающих деградацию ФЭП, выбирается в диапазоне 3,5...4,5 кг/м² [7].

Масса АБ зависит от её ёмкости

$$M_{АБ} = \frac{E_{АБ0}}{w_{АБ}} = (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) \frac{T_T}{w_{АБ}} + \frac{E_{АБ00}}{w_{АБ}}, \quad (5)$$

где $w_{АБ}$ – удельная энергоёмкость АБ, Дж/кг.

Массу СЭС целесообразно соотнести с проектной мощностью СБ по формуле

$$M_{СЭС} = \mu_{СЭС} P_{СБ} = \mu_{СЭС} k_{РЭУ} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}), \quad (6)$$

где $\mu_{СЭС}$, кг/Вт – коэффициент массы СЭС.

Массу ЭРДУ можно определить соотношением, связывающим количество ЭРД – N_D с их массой, функционально связанной с мощностью одного двигателя

$$M_{ЭРДУ} = N_D \cdot \mu_D P_{ЭРД}^\beta,$$

где μ_D – коэффициент массы ЭРД, β – показатель влияния мощности ЭРД на массу двигателя.

Так, например, по данным [3] можно принять следующие оценки коэффициентов в этой формуле: $\mu_D = 1.9 \text{ кг/(кВт)}^\beta$, $\beta = 0,75$.

Для дальнейшего применения эту формулу целесообразно преобразовать, заменив количество двигателей отношением полного расхода РТ к расходу через один ЭРД $m_{ЭРД}$.

$$M_{ЭРДУ} = \mu_D \frac{M_{РТ}}{T_{ДУ} m_{ЭРД}} P_{ЭРД}^\beta = \mu_D \frac{M_{РТ}}{T_{ДУ}} \frac{1}{(2\eta_{ЭРД})^\beta} \frac{I_{ЭРД}^{1+\beta}}{F_{ЭРД}^{1-\beta}}. \quad (7)$$

Определим массу энерго-двигательной системы (ЭДС) КА

$$M_{ЭДС} = M_{СБ} + M_{АБ} + M_{СЭС} + M_{ЭРДУ} = \mu_{ЭДС} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) + \frac{E_{АБ00}}{w_{АБ}} + \mu_D P_{ЭРД}^\beta N_D, \quad (8)$$

где $\mu_{ЭДС} = k_{РЭУ} \left(\frac{\rho_{СБ}}{\eta_{СБ} E_C} + \mu_{СЭС} \right) + \frac{T_T}{w_{АБ}}$, кг/Вт – коэффициент массы ЭДС, слагаемые которого непосредственно связаны с мощностью элементов ЭС КА.

В данной работе принята газобаллонная система хранения и подачи рабочего тела (СРТ) на основе унифицированных сферических баллонов высокого давления (БВД) комбинированной конструкции с композитной оболочкой и металлическим лейнером. На основе этих данных в расчёты заложен сферический БВД объёмом $V_{БВД} = 25 \text{ дм}^3$, массой $M_{БВД} = 6,2 \text{ кг}$ с рабочим давлением $P_{РТ} \leq 340 \text{ атм}$. Масса рабочего тела, содержащаяся в одном баллоне, по уравнению состояния идеального газа равна:

$$M_{РТ1} = \frac{\mu P_{РТ}}{R \cdot T_{РТ}} V_{БВД},$$

где μ – молекулярная масса рабочего тела, $T_{РТ}$ – давление и температура рабочего тела, R – универсальная газовая постоянная.

В частности, масса ксенона в одном БВД при $P_{РТ} = 340 \text{ атм}$ и $T_{РТ} = 300 \text{ К}$ равна $M_{РТ1} = 44,6 \text{ кг}$. Фактически расчёт запаса рабочего тела на транспортную операцию сводится к определению количества БВД в СРТ – $N_{БВД}$. Масса всей СРТ с учётом запаса рабочего тела, пускорегулирующей арматуры и элементов пневмоавтоматики составит

$$M_{СРТ} = (1 + k_{СХРТ}) N_{БВД} (M_{РТ1} + M_{БВД}) = k_{СРТ} (M_{РТ} + N_{БВД} M_{БВД}), \quad (9)$$

где $k_{СХРТ}$ – коэффициент увеличения массы СРТ за счёт пускорегулирующей арматуры и элементов пневмоавтоматики, $k_{СРТ} = 1 + k_{СХРТ}$.

Начальная масса КА с учётом (14), (15) и массы полезной нагрузки составит

$$M_{КА0} = (1 + k_{КА}) (M_{ПН} + M_{ЭДС} + M_{СРТ}) = (1 + k_{КА}) \left[M_{ПН} + \mu_{ЭДС} (P_{ЭРДУ} + P_{ТС}) + \frac{E_{АБ00}}{w_{АБ}} + \mu_D N_D P_{ЭРД}^\beta + k_{СРТ} M_{РТ} \right], \quad (10)$$

где $k_{КА}$ – коэффициент массы конструктивных элементов КА (корпуса, ферм крепления ПН, бортового оборудования и т.п.), определяющих массу конструкции КА – $M_{КАК}$.

Способ развертывания орбитальной группировки, предложенный в работах [1,2], не исчерпывает все возможности применения ЭРБ с СЭРДУ. Выполнение условия формирования ОГ обеспечивается выбором баллистических параметров группировки, определяющей время прецессии ТБ на заданный угол поворота плоскости орбиты за время $t_{\text{прец}}$ и конструктивными характеристиками ТБ, определяющими время выведения ТБ на рабочую орбиту $t_{\text{вывед}}$.

Увеличение высоты рабочей орбиты уменьшает время прецессии за счет увеличения скорости прецессии и одновременно увеличивает время доставки МКА, что ограничивает применение способа развертывания по высоте рабочей орбиты и числу плоскостей ОГ.

С целью расширения баллистических параметров ОГ при использовании рассматриваемого алгоритма формирования группировки рассмотрим возможности сокращения времени перелета на рабочую орбиту, за счет уменьшения массы КА буксира при прочих равных условиях. Конструктивно это может быть достигнуто делением платформы КА буксира с шестью МКА полезной нагрузки, изображенных на виде сверху на платформе КА буксира, рис. 4а, на две части. Каждая из полученных частей, как показано на рис. 4б, является КА буксиром, функционально идентичным другому по составу оборудования и возможности обеспечить автономный перелет на рабочую орбиту с выведением трех МКА полезной нагрузки. В транспортном положении два таких КА буксира, соединенных вместе, по-прежнему образуют конструкцию, аналогичную, приведенной на рис.4а.

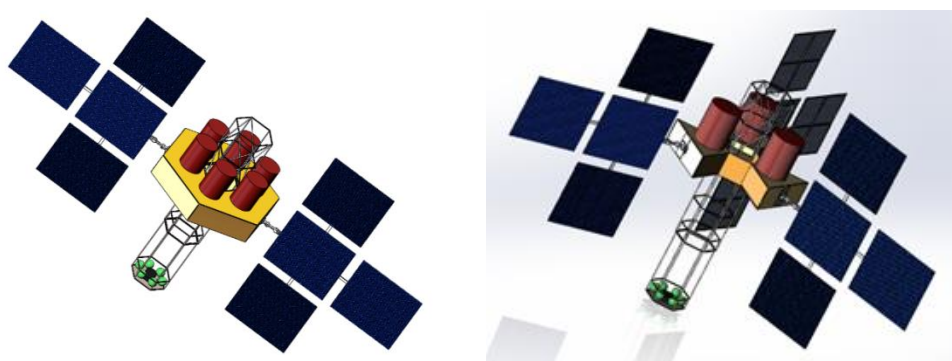


Рис. 4. а) вариант размещения 6 МКА на ТБ;
 б) вариант размещения 3 МКА на ТБ;
 1 – платформа КА – буксира; 2 – МКА; 3 – панели солнечных батарей

Это позволяет сохранить прежний алгоритм функционирования при выведении четырех транспортных блоков на низкую опорную орбиту ракетой -носителем Союз 2.1(б).

После выведения на НОО сборки из четырех ТБ включаются бортовые системы одного из КА буксиров, расположенных в последнем в сборке транспортном блоке, который стабилизирует положение сборки ТБ. Поочередно КА буксиры отделяются от сборки ТБ и переходят в режим синхронного автономного перелета на рабочую орбиту. Время перелета на рабочую орбиту высотой 600 км КА буксира с тремя МКА массой каждого 250 кг сокращается вдвое и составляет 10,4 суток.

Через 53,7 суток плоскость орбиты двух КА буксиров, достигших высоты рабочей орбиты, повернется в результате прецессии на 45 градусов относительно плоскости, в которой находится сборка из трех КА буксиров на НОО. К этому моменту на рабочей орбите должны находиться два очередных КА буксира, отправленных с НОО с учетом времени перелета. Сборка ТБ удерживается на высоте НОО СЭРДУ одного из КА буксиров, расположенных в очередном транспортном блоке сборки. Общая потребная масса рабочего тела для этой операции составляет около 200 кг, рабочее тело располагается во втором, третьем и четвертом транспортных блоках. Таким образом формируется каждая из плоскостей ОГ в которых производится расстановка МКА по рабочим точкам.

Некоторое усложнение конструкции КА буксира позволяет сократить время развертывания ОГ с высотой рабочей орбиты 600 км на 10 суток.

Расчет параметров перелета КА буксира с СЭРДУ с исходными данными принятыми выше, выполнен на основе интегрирования системы уравнений движения КА буксира с применением методики, изложенной в работе [7]. Результаты расчета приведены в таблице 1.

Таблица 1 Результаты расчета параметров перелета КА буксира

		Высота рабочей орбиты, км					
		600		1000		2000	
		Количество МКА на буксире					
		6	3	6	3	6	3
1	Продолжительность перелета НОО-РО, сутки	20,4	10,4	39,1	19,8	83,3	42,8
2	Продолжительность развертывания ОГ, сутки	233,2	223,2	-	144,2	-	-
3	Скорость прецессии, град/сутки	0,783	0,783	1,45	1,45	2,50	2,50
4	Продолжительность прецессии, сутки	53,7	53,7	31,1	31,1	17,9	17,9

5	Удельный импульс ЭРДУ, м/с	12600	9028	17630	12655	27755	20170
6	Мощность СЭУ, кВт	5,6	4,0	7,8	5,6	9,7	7,0
7	Площадь панелей СБ, м ²	17,6	12,1	24,5	17,6	30,7	22,2
8	Масса панелей СБ, кг	28,1	20,3	39,5	28,3	49,0	35,6
9	Масса аккумуляторной батареи, кг	15,6	12,2	20,7	15,7	28,6	21,7
10	Масса ЭРДУ, кг	5,8	4,5	7,4	5,8	10,4	8,1
11	Масса СЭС, кг	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
12	Масса ЭДС, кг	50,2	37,6	68	50,4	89,3	66,3
13	Масса рабочего тела (Хе) на один перелет, кг	34,4	24,0	45,4	35,1	64,5	47,4
14	Масса системы хранения и подачи РТ, кг	14,3	12,5	24,6	14,5	27,8	24,4
15	Масса конструкции КА буксира, кг	199,1	103,0	205,5	106,1	210,0	111,0
16	Стартовая масса КА буксира, кг	1798,6	928,0	1846	956,3	1892,2	999,0

Анализ результатов показывает, что увеличение высоты рабочей орбиты до 1000 км нарушает условие оперативного развертывания для варианта размещения шести МКА на одном КА буксире и приводит к значительному увеличению времени развертывания ОГ, не имеющем практического значения. Вместе с тем, применением КА буксира с тремя МКА позволяет сократить время развертывания ОГ до 144 суток. Для высоты рабочей орбиты 2000 км оба варианта оснащения КА буксира являются неприемлемыми из-за значительного роста времени перелета. Дополнительные расчеты показывают, что возможность развертывания сохраняется при принятых исходных данных до высоты около 1200 км для КА буксира с тремя МКА и около 800 км для КА буксира с шестью МКА. Таким образом, принятые конструктивные решения по уменьшению общей массы КА буксира с ЭРДУ с целью расширения области его применения могут быть оправданы.

На основе анализа алгоритма функционирования системы выведения ОГ КА с применением транспортных блоков с СЭРДУ разработаны требования к ЭДС ТБ КА буксира. Результаты расчетов показывают, что для развертывания орбитальной группировки из 24 МКА в четырех плоскостях с выведением одной РН оптимальным вариантом будет применение ЭДС КА транспортного буксира в составе солнечной батареи и трех ЭРД СПД-100В как маршевых двигателей. Для снижения стоимости эксплуатации ЭДС с ЭРД ведутся работы по созданию электроракетных двигателей, использующих в качестве рабочего тела йод и другие рабочие тела [6].

Заключение

1. Рассмотрена задача развёртывания в нескольких плоскостях орбитальной группировки малых КА с использованием вариантов ЭРБ — транспортных блоков с СЭРДУ.
2. Сформулировано условие оперативного построения плоскостей орбиты функционирования ОГ на основе учёта прецессии опорной орбиты из-за влияния нецентральности гравитационного поля Земли.
3. Определены требования к энергодвигательной системе ЭРБ с СЭРДУ с учётом работы системы на опорной орбите в процессе ожидания смены плоскости орбиты из-за влияния гравитационного поля Земли.
4. Выполнено концептуальное проектирование вариантов ЭРБ с СЭРДУ на основе ЭРД СПД-100В и арсенид-галлиевых солнечных батарей.
5. Показана возможность развёртывания в четырёх плоскостях орбитальной группировки из 24 малых КА массой ~250 кг каждый одним пуском РН среднего класса («Союз-2.1б») до высоты около 1200 км для КА буксира с тремя МКА и 800 км для КА буксира с шестью МКА.

Библиографический список

1. Мосин Д.А., Уртминцев И.А., Михайленко А.В., Северенко А.В. Способ развёртывания многоспутниковой орбитальной группировки малых космических аппаратов // Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2019. С. 82–86.
2. Левандович А.В., Мосин Д.А., Синявский В.В., Тютюкин А.Е., Уртминцев И.А. Концептуально-проектные исследования электроракетного разгонного блока для развёртывания многоплоскостной орбитальной группировки малых космических аппаратов//Космическая техника и технологии №2(33) 2021г., с. 68-80.
3. Кинг-Хили Д. Искусственные спутники и научные исследования / Под ред. А.Г. Масевич. М.: Иностранная литература, 1963, 262 с.
4. ГК «Роскосмос». Ракета-носитель «Союз-2». [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.roscosmos.ru/468> (дата обращения 11.03.2021 г.).

5. АО ОКБ «Факел». Продукция. Стационарные плазменные двигатели. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://fakel-russia.com/produksiya> (дата обращения 11.03.2021 г.).

6. Сиявский В.В., Тютокин А.Е., Мосин Д.А., Уртминцев И.А., Евдокимов Р.А., Левандович А.В. Энергетические установки космических аппаратов: Учебник / Под ред. проф. В.В. Сиявского. Королёв: РКК «Энергия», 2019. 484 с.

7. Тютокин А.Е., Уртминцев И.А. Энергомассовая модель космического аппарата с солнечной электроракетной двигательной установкой // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского № 683 2022г., с.273-282.

УДК 629.78

ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МОНИТОРИНГА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ

Д.Д. Процело

ВКА им. А.Ф. Можайского

В настоящее время одной из актуальных угроз, наносящей огромный, часто непоправимый ущерб политике и экономике Российской Федерации, а также безопасности местного населения и территории является угроза возникновения и развития чрезвычайных ситуаций (ЧС) природного и техногенного характера.

На основании данных 2020 года [4], в результате возникновения ЧС на территории Российской Федерации за год погибло 326 и пострадало 6257 человек, а нанесенный ущерб составил 163778 млн руб. При этом, на основании анализа данных [7] за 2018-2020 года можно сделать вывод, что происходит увеличение суммы экономического ущерба от ЧС более чем в 14 раз, а рост количества ЧС почти в 4 раза в сопоставлении с 2018 годом.

Применяемые в настоящее время средства мониторинга ЧС не позволяют оперативно получать данные об очаге её возникновения и дальнейшем развитии, что лишает оперативные органы реагирования значительной информации для принятия решений.

Так, как основной тенденцией последних лет, является миниатюризация элементной базы КА, появляется возможность уменьшения его массо-габаритных характеристик. Что в свою очередь, позволяет многократно снизить стоимость запуска КА. Применяемые в настоящее время КА форм-фактора CubeSat обладают более низкой стоимостью и при сравнении оказываются в десятки раз дешевле крупногабаритных аналогов. Все достоинства применяемых космических микроаппаратов (МКА) (малые массо-габаритные характеристики, низкая стоимость производства и вывода на орбиту, малое время производства и подготовки КА) позволяют выводить их на орбиту Земли в огромных количествах, образуя таким образом мега орбитальные группировки (МОГ) (орбитальные группировки с численностью космических аппаратов более 100). Применение МОГ позволяет оперативно получать информацию обо всей поверхности Земли каждые сутки.

Оперативные группы, создаваемые для мониторинга развития ЧС и передачи информации группам предупреждения и ликвидации последствий ЧС, для увеличения эффективности работы могут иметь оперативный доступ к информации, получаемой с помощью МОГ. При этом, снижение ущерба от ЧС даже на 10% (порядка 1637,78 млн руб.) по сравнению с 2020 годом многократно окупит развертывание данной МОГ для решения задач предупреждения и ликвидации ЧС.

Одна из важных целей, которая стоит в настоящее время – доказать реализуемость возможности применения технологии КА ДЗЗ типа CubeSat со следующими характеристиками:

1. Разрешение на местности – до 3 метров;
2. Срок активного существования – до 2 лет;
3. Минимальная масса КА (до 20 кг).

Так, докажем реализуемость данного проекта на примере спроектированного МКА ДЗЗ типа CubeSat.

Схема спроектированного МКА представлена на рисунке 1.



Рисунок 1 – Схема МКА ДЗЗ

В качестве целевой нагрузки выбран оптический телескоп и астрономическая камера (фотоприемное устройство) со следующими характеристиками: оптическая схема – Ричи-Кретьена, диаметр объектива – 150 мм, фокусное расстояние – 1370 мм, относительное отверстие – F/9, материал оптики – ВК-7, коэффициент отражения главного зеркала – 95%, материал трубы – металл, габаритные размеры телескопа – 193x381 мм, масса телескопа – 5,4 кг, тип матрицы – КМОП цветная, число мегапикселей – 8, размер пикселя – 3,0x3,0 мкм, кадровая частота – 30 кадр./сек, АЦП – 10 бит, масса камеры – 0,1 кг, габариты камеры – 50x43x31,75 мм.

Основные требования со стороны ЦС:

1. Допустимая температура: от - 20 °С до + 70 °С;
2. Рабочая температура: от + 10°С до + 30 °С;
3. Радиационная стойкость: до 20 крад.

Далее необходимо определить параметры целевой орбиты МКА для его исправного функционирования и эффективного выполнения целевой задачи. Для оптико-электронных систем КА целесообразно учитывать два типа ограничений их разрешающей способности: ограничение по дифракционному пределу оптической системы и ограничение по размеру ячейки (пикселя) оптико-электронного преобразователя.

Ограничение разрешающей способности целевой системы по дифракционному пределу ПСС определяется по выражению:

$$L_d = \frac{1,22 * \lambda * H_0}{D}, \quad (1)$$

где λ – среднее значение спектрального диапазона излучения, регистрируемого целевой системой КА в ПСС (0,7 мкм); D – диаметр входного отверстия оптической системы МКА (150 мм); H_0 – начальная высота орбиты МКА.

Для обеспечения требуемого САС (5 лет), примем высоту орбиты равной 475 км. Тогда:

$$L_d = \frac{1,22 * \lambda * H_0}{D} = \frac{1,22 * 0,7 * 10^{-6} * 475000}{0,15} = 2,7 \text{ м}$$

Ограничение разрешающей способности целевой системы по размеру пикселя оптико-электронного преобразователя для ПСС определяется по выражению:

$$L_f = \frac{d_f * H_0}{f}, \quad (2)$$

где d_f – размер пикселя оптико-электронного преобразователя (3x3 мкм); f – фокусное расстояние оптической системы (1370 мм).

Откуда требуемая высота равна:

$$H_0 = \frac{L_f * f}{d_f} = \frac{2,7 * 1,37}{3 * 10^{-6}} = 1233 \text{ км} . \quad (3)$$

Следовательно, принимаем орбиту Н = 475 км (САС около 5 лет), удовлетворяющую двум условиям – по дифракционному пределу и по размеру пикселя.

Для МКА ДЗЗ целесообразно выбрать солнечно-синхронную орбиту (ССО). Прецессия этой орбиты вокруг оси Земли происходит с той же угловой скоростью, что и скорость Земли вокруг Солнца.

Наклонение солнечно-синхронной орбиты определяется по следующему выражению:

$$i = \left[\arccos \left[\frac{d\Omega}{-3 * \pi * I_2 * \left(\frac{R_3}{R_3 + H} \right)} \right] \right] * \frac{180}{\pi}, \quad (4)$$

где $d\Omega$ - скорость прецессии орбиты; e – относительный эксцентриситет орбиты ($e = 0$); H – высота орбиты ($H = 475$ км); k – гравитационный параметр Земли ($k = 3.986 * 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$); R_3 – радиус Земли ($R_3 = 6371,136 * 10^3$ м); π - число Пифагора ($\pi = 3,14$); I_2 – коэффициент потенциала гравитационного поля земли ($I_2 = 1082,636 * 10^{-6}$).

Для определения скорости прецессии необходимо определить количество витков МКА вокруг Земли за одни сутки:

$$n = \frac{T_{сут}}{T_{обр}} = 15,33 \text{ об} . , \quad (5)$$

где $T_{сут}$ - время 1 суток (86400 с); $T_{обр}$ - период обращения МКА ДЗЗ вокруг Земли.

Период обращения МКА ДЗЗ вокруг Земли равен:

$$T_{обр} = 2 * \pi * \sqrt{\frac{(R_3 + H)^3}{k}} = 5 637,41 \text{ с} . \quad (6)$$

Тогда скорость прецессии орбиты равна:

$$d\Omega = \frac{2 * \pi}{365,25 * n} = 1,122 * 10^{-3} \text{ рад/об} . \quad (7)$$

Подставив значения в уравнение 4, получим наклонение солнечно-синхронной орбиты, которое равно 96,79°.

Далее определим РН, которая будет осуществлять вывод МКА на орбиту. Ракеты-носители (РН) характеризуются следующими основными показателями: массой выводимого полезного груза, стоимостью пуска и стоимостью вывода 1 кг полезного груза. Выбор типа РН для выведения КА в качестве попутной полезной нагрузки (ППН) на орбиту Земли зависит от следующих основных показателей: стоимость вывода 1 кг полезного груза и объема головного обтекателя (ГО) для размещения под ним КА. Поскольку выводимый КА является микроаппаратом и обладает небольшими массо-габаритными характеристиками, то основным критерием при выборе РН будет

стоимость вывода 1 кг полезной нагрузки.

Для вывода данного КА на орбиту Земли в большей степени подходят две следующие РН: «Союз-2.1Б» и «Союз-2.1В» (РКН типа «Ангара» имеют большую стоимость пуска). Объединим требуемые характеристики данных РН в таблицу 1.

Таблица 1 – Характеристики РН

Ракета-носитель	«Союз-2.1Б»	«Союз-2.1В»
Класс	средний	лёгкий
Таблица 1 (продолжение) – Характеристики РН		
Масса полезного груза (НОО), т	8,25	2,8
Стоимость пуска, млн. \$	48,5	35
Стоимость вывода 1 кг полезного груза, \$	5878	4603

Таким образом, как видно из таблицы 1, наиболее рациональным для вывода МКА на целевую орбиту будет использовать РКН легкого класса «Союз 2.1В» с разгонным блоком «Волга».

Далее определим баллистическую схему вывода МКА на целевую орбиту. Существует множество методов вывода КА на заданную орбиту, но в данном случае для выполнения миссии целесообразно использовать кластерный (групповой) запуск МКА в качестве попутной полезной нагрузки (ППН) в транспортно-пусковом контейнере (ТПК).

Для выполнения миссии в качестве номинальной была определена схема полета РБ «Волга» с двухимпульсным маневром выведения на конечную орбиту, представленная на рисунке 2.

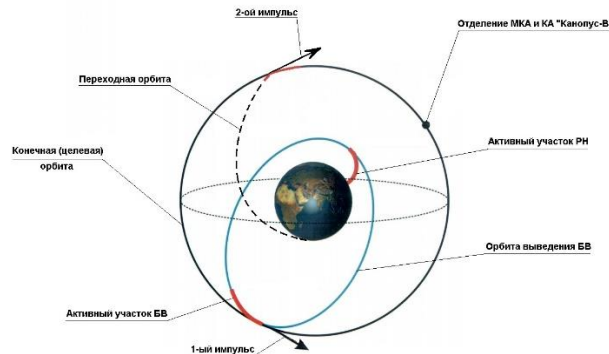


Рисунок 2 – Баллистическая схема вывода МКА

Первый импульс – разгонный, выдается в апогее переходной орбиты. Отделение пускового контейнера с ПН происходит на втором витке. Далее МКА отделяются от контейнера с помощью пружинных толкателей. После этого производится второй импульс – тормозной, для перехода РБ на переходную орбиту и увода его с орбиты для дальнейшего затопления.

Далее определим габариты корпуса МКА из анализа характеристик ЦС. Корпус МКА имеет габариты 56,7x22,6x22,6 см (CubeSat 20U). Стенки корпуса соединены друг с другом через раму при помощи заклепок и болтов для обеспечения удобного и быстрого доступа лиц боевого расчета при проверке и подготовке КА к запуску. Навесными элементами корпуса КА являются раскрывающаяся защитная крышка оптической системы с расположенными на ней антеннами S- и X-диапазона, а также четыре раскрывающиеся панели СБ с расположенными на них ФЭП. Навесные элементы соединяются с корпусом КА при помощи механизмов раскрытия и фиксации.

В качестве конструкционных материалов для применения в составе проектируемого МКА наиболее эффективным будет использование алюминиевых сплавов, которые отвечают основным требованиям, поскольку у сплавов данного металла оптимальное соотношение всех его прочностных характеристик, массовых характеристик, стоимости, а также отсутствуют газовыделения в вакууме.

Таким образом, для изготовления приборного отсека, а также панелей СБ и защитной крышки будут применяться сплавы Д16 и В95, а применяемые заклепки и болты будут изготовлены из сплавов В65 и В94.

Далее произведем расчет основных параметров бортовых обеспечивающих систем.

Согласно конструктивно-компоновочной схеме КА, радиаторы расположены на каждой стенке корпуса. На основании проведенных расчетов всех внутренних и внешних тепловых потоков КА, определим площадь радиатора, которая необходима для эффективного излучения излишек тепловой энергии при функционировании КА на орбите Земли, по следующей формуле:

$$F_p = \frac{Q_{\text{внmax}}}{\varepsilon \sigma_0 T_p^4 - \left(A_s q_s \frac{F_{\text{PS}}}{F_p} + A_s q_{\text{отр}} \frac{F_{\text{Рор}}}{F_p} + \varepsilon q_{\text{соб}} \frac{F_{\text{Рсоб}}}{F_p} + q_{\text{атм}} \frac{F_{\text{Ратм}}}{F_p} \right)}, \quad (8)$$

где: $\varepsilon=0,94$ – коэффициент излучения радиатора; $A_s=0,155$ – коэффициент поглощения радиатора; $q_s=1396 \text{ Вт/м}^2$ – солнечный тепловой поток; $q_{\text{отр}}=233,665 \text{ Вт/м}^2$ – отраженный от Земли солнечный тепловой поток; $q_{\text{соб}}=190,418 \text{ Вт/м}^2$ – собственный тепловой поток Земли; $q_{\text{атм}}=5,736 \cdot 10^{-12} \text{ Вт/м}^2$ – атмосферный тепловой поток; $T_p = 288\text{К}$ – средняя температура радиатора; F_p – общая площадь радиатора; F_{PS} – площадь проекции радиатора на плоскость, перпендикулярную направлению прямого солнечного теплового потока; $F_{\text{Рор}}$ – площадь проекции радиатора на плоскость,

перпендикулярную направлению отраженного от Земли солнечного теплового потока; $F_{\text{Рсобр}}$ – площадь проекции радиатора на плоскость, перпендикулярную направлению собственного теплового потока Земли; $F_{\text{Рам}}$ – площадь проекции радиатора на плоскость, перпендикулярную вектору скорости КА (площадь миделя радиатора); $Q_{\text{внmax}}$ – внутренний максимальный тепловой поток.

Тогда, суммарная площадь радиатора равна:

$$F_p = \frac{38Bm}{0,94 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} Bm/(m^2 \cdot K^4) \cdot (288K)^4 - (0,155 \cdot 1396Bm/m^2 \cdot 0,25 + 0,155 \cdot 223,665Bm/m^2 \cdot 0,25 + 0,94 \cdot 190,418Bm/m^2 \cdot 0,25 + 5,736 \cdot 10^{-12} Bm/m^2 \cdot 0,25)} = 0,146625m^2$$

Необходимую мощность нагревательной пленки определим из зависимости температуры радиатора в режиме минимальных тепловых потоков по следующему уравнению:

$$T_p = \sqrt[4]{\frac{1}{\varepsilon \sigma_0} \left(\frac{Q_{\text{внmin}}}{F_p} + \varepsilon q_{\text{собр}} \frac{F_{\text{Рсобр}}}{F_p} + q_{\text{ам}} \frac{F_{\text{Рам}}}{F_p} \right)} \quad (9)$$

$$T_p = \sqrt[4]{\frac{1}{0,94 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} Bm/(m^2 \cdot K^4)} \left(\frac{20Bm}{0,146625m^2} + 0,94 \cdot 190,418Bm/m^2 \cdot 0,25 + 5,736 \cdot 10^{-12} \cdot 0,25 \right)} = 241,5K$$

Температура радиатора должна быть выше минимальной температуры для целевой аппаратуры, диапазон которой лежит в интервале 273...301K (0...28 °C).

Таким образом, на основе проведенных расчетов видно, что минимальная температура радиатора во время прохождения МКА теневого участка орбиты при минимальных тепловых потоках равна $T_{\text{pmin}} = 241,5K = -31,5^\circ C$, что на 31,5K меньше минимальной температуры, допустимой для целевой аппаратуры.

Найдём требуемое тепловыделение при оптимальной температуре работы приборов $t_{\text{np}}^{\text{opt}}$:

$$Q^{\text{треб}} = T^4 \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot F_p - (\varepsilon \cdot q_{\text{собр}} + q_{\text{ам}}) \cdot F_p \quad (10)$$

$$Q^{\text{треб}} = (288K)^4 \cdot 0,94 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} Bm/(m^2 \cdot K^4) \cdot 0,146625m^2 - (0,94 \cdot 190,418Bm/m^2 + 5,736 \cdot 10^{-12} Bm/m^2) \cdot 0,146625m^2 = 27,52Bm$$

Отсюда определим требуемую мощность пленочного электрообогревателя:

$$Q_{\text{ПЭО}} = Q^{\text{треб}} - Q_{\text{np}}^{\text{min}} \quad (11)$$

где $Q_{\text{np}}^{\text{min}}$ - минимальное количество выделяемой аппаратурой энергии на борту КА.

$$Q_{\text{ПЭО}} = 27,52Bm - 19Bm = 8,52Bm$$

Расчет необходимой площади ФЭП панелей СБ произведем по следующей формуле:

$$S_{\text{СБ}} = \frac{N_{\text{СБ}}^{\text{треб}}}{q_s \cdot \eta_{\text{ФЭП}} \cdot k_{\text{зан}} \cdot \exp(-k_d \cdot T_{\text{САС}}) \cdot \cos \psi_{\text{СБ}}^{\text{cp}}} \quad (12)$$

где: $N_{\text{СБ}}^{\text{cp}}$ – требуемая мощность СБ; $q_s = 1396 \text{ Вт/м}^2$ – солнечный тепловой поток; $\eta_{\text{ФЭП}} = 0,18$ – КПД панелей СБ; $k_{\text{зан}} = 0,9$ – коэффициент заполнения; $k_d = 0,08$ – коэффициент деградации панелей СБ; $T_{\text{САС}} = 5 \text{ лет}$ – срок активного существования; $\cos \psi_{\text{СБ}}^{\text{cp}} = 0,7165$ – средний косинус угла освещенности панелей СБ.

Тогда:

$$S_{\text{СБси}} = \frac{40Bm}{1396Bm/m^2 \cdot 0,18 \cdot 0,9 \cdot \exp(-0,08 \cdot 5 \text{ лет}) \cdot 0,7165} = 0,368265603m^2$$

Далее произведем расчет требуемой емкости АБ. В процессе работы СЭС энергии разряда и заряда АБ равны.

Таким образом:

$$E_{\text{АБ}} = ((N_{\text{max}} - N_{\text{СБ}}^{\text{cp}}) \cdot \tau_c + N_{\text{oc}} \cdot t_T) \cdot k_{\text{рез}} \quad (13)$$

где $N_{\text{max}} = 40 \text{ Вт}$ – максимальная мощность энергопотребления МКА; $N_{\text{СБ}}^{\text{cp}} = 30,5 \text{ Вт}$ – средняя мощность панелей СБ; $\tau_c = 530 \text{ с}$ – время работы целевой аппаратуры; $N_{\text{oc}} = 20 \text{ Вт}$ – минимальная мощность, потребляемая обеспечивающими системами; $t_T = 1491,947 \text{ с}$ – время нахождения МКА в тени Земли; $k_{\text{рез}} = 1,5 \dots 3$ – коэффициент резерва, который учитывает допустимую глубину разряда и деградацию АБ.

Тогда:

$$E_{\text{АБ}} = ((40 \text{ Вт} - 30,5 \text{ Вт}) \cdot 530 \text{ с} + 20 \text{ Вт} \cdot 1491,947 \text{ с}) \cdot 2 = 69747,88 \text{ Вт} \cdot \text{с} = 19,374 \text{ Вт} \cdot \text{ч} \approx 20 \text{ Вт} \cdot \text{ч}$$

Обобщим все объемно-массовые характеристики МКА в виде таблицы 2.

Таблица 2 – Объемно-массовые характеристики проектируемого МКА

Номер элемента	Элементы	Масса, кг	Масса, %	Объем, см ³	Масса ПО, кг	Навесные элементы, кг
1	ЦС	5,500	37,5737	11230,70	5,500	-
	СЭС		26,3924	-	-	-

2	ПСБ	2,9139	19,9065	-	-	2,9139
3	БХА	0,558	3,8120	713,0	0,558	-
4	РФ	0,2914	1,9907	-	-	0,2914
5	Эл. каб.	0,100	0,6832	-	0,100	-
	СОТР		8,8114	-	-	-
6	Радиат	1,0998	7,5134	-	1,0998	-
7	ТТ	0,09	0,6148	80	0,09	-
8	Пл. нагр.	0,100	0,6832	-	0,100	-

Таблица 2 (продолжение) – Объемно-массовые характеристики проектируемого МКА

	БКУ		2,9444	-	-	-
9	БВМ	0,055	0,3757	112,956	0,055	-
10	СЭ	0,058	0,3962	119,616	0,058	-
11	Пер.Х-д	0,195	1,3322	223,479	0,195	-
12	Ант.Х-д	0,020	0,1366	-	-	0,020
13	Пер.УКВ	0,043	0,2938	105,183	0,043	-
14	УКВ ант.	0,060	0,4099	-	-	0,060
	СУД		7,4464	-	-	-
15	ДвМах	0,502	3,4295	752,72	0,502	-
16	Маг.ИО	0,20	1,3663	-	0,20	-
17	ЗвД	0,386	2,5140	623,616	0,386	-
18	СолД	0,020	0,1366	17,360	0,020	-
19	Корпус	2,4458	16,7087	-	2,4458	-
	КА	14,6379	100	13978,63	11,3526	3,2853
	Всего	14,6379		29062,63		

Конструктивно-силовой схемой данного МКА будет непосредственно сама рама МКА. Для определения прочности конструкции, способной выдерживать напряжения и деформации, возникающих в раме в процессе функционирования МКА, необходимо задать максимальные значения нагрузок, которые возникают на этапе завершения работы 1-ой ступени РН с перегрузкой 4g.

Для расчета конструкции на прочность, необходимо определить значения напряжений и деформаций, которые возникают в процессе эксплуатации МКА. Для достижения этих целей, необходимо задать параметры и произвести расчеты, которые возможно выполнить с помощью ПО «SolidWorks».

Упрощенная конструктивно-силовая схема разработана в программе Solid Works 2016 и представлена на рисунке 3.

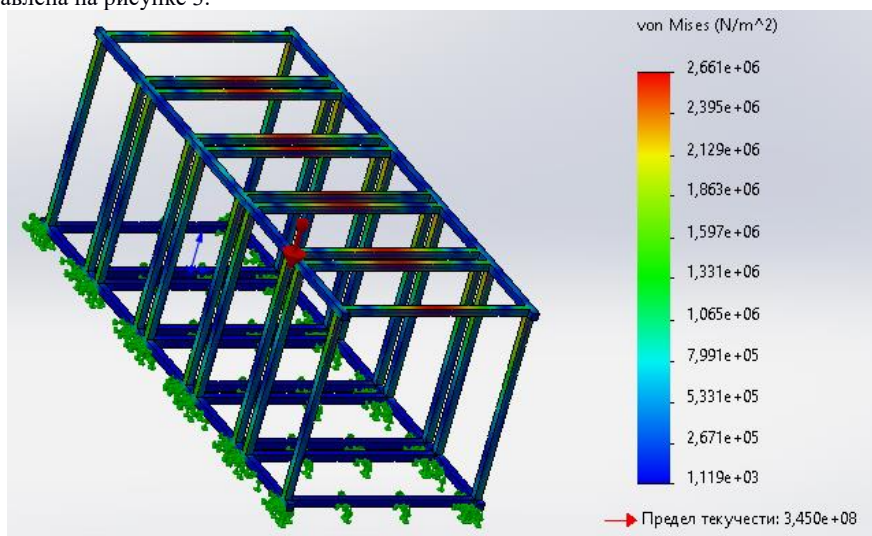


Рисунок 3 – КСС и действующие на конструкцию напряжения при выведении МКА в горизонтальном положении.

Проверку на потерю устойчивости МКА осуществим при горизонтальном способе выведения на орбиту.

Стержни уголкового профиля используются в данной конструкции в горизонтальном и вертикальном направлениях.

Сила, действующая на раму МКА рассчитана по формуле 14.

$$N = \sum m_i * n * g * f, \quad (14)$$

где $\sum m_i = 15$ кг – сумма масс систем и конструкций МКА; $n=4$ – перегрузка, действующая на силовой набор; $f=1,25$ – коэффициент безопасности.

Таким образом, нагрузка, действующая на силовой набор на конечном участке активного полета равна 740 Н.

Таким образом, выполненные расчеты с помощью ПО «SolidWorks» показали, что рама МКА соответствует требованиям прочности конструкции и способна выдерживать нагрузки, возникающие в процессе эксплуатации и на этапах полета РН.

На основе проведенных расчетов и разработанной конструктивно-компоновочной и конструктивно-силовой схем создана массо-габаритная 3D-модель МКА (рисунок 4, а-в).

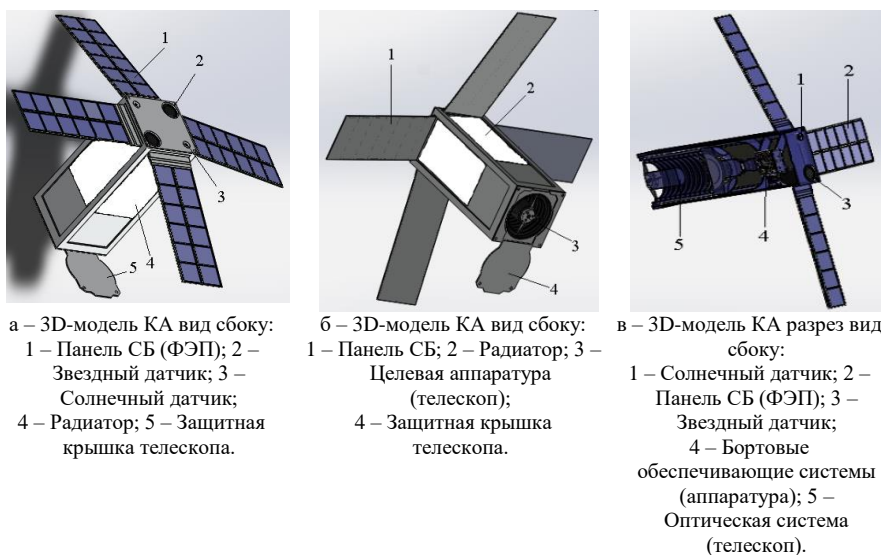


Рисунок 4 – 3D-модель МКА

В настоящее время идет процесс создания массо-габаритного макета данного МКА.

Выводы

Создание ОГ состоящей из представленных МКА ДЗЗ позволит осуществлять оперативный контроль за наличием и развитием очагов ЧС, что позволит в кратчайшие сроки получить данную информацию и на ее основе принять меры для предупреждения и ликвидации очагов возникновения ЧС и их последствий, что значительно сократит финансово-экономический ущерб от действия ЧС на территории РФ.

В результате проведенных расчетов бортового оборудования и конструкции МКА была доказана возможность создания и функционирования МКА ДЗЗ типа CubeSat при заявленных требованиях к его ТТХ. При этом минимизация массы КА позволит значительно сократить расходы на его производство, подготовку и запуск на орбиту Земли.

В результате создания и проведения испытаний с 3D-моделью МКА была доказана надежность данного КА, возможность его вывода на орбиту и исправного функционирования без выхода из строя в течении предъявленного срока активного существования.

В результате проведенных расчетов и моделирования доказана возможность создания опытного образца для проведения дальнейших испытаний в реальных условиях функционирования МКА, что позволит произвести серийный выпуск данного МКА, вывода данной МОГ на орбиту Земли и ввод ее в состав ОГ КА РФ для эффективного выполнения задач по назначению.

Библиографический список

1. Бабич С.А., Костюков А.С. Обзор и сравнение систем ориентации наноспутников класса CubeSat // Решетневские чтения. 2014. С. 495-497.
2. Данилкин А.П., Воронков В.Н., Казанцев О.Ю., Кетов В.А., Коптев Ю.Н., Пластинин Ю.А., Струля И.Л., Татарников А.В. Космическая система оперативного мониторинга земной поверхности на базе малых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2021. №1(32). С. 42-55.
3. Кириллов С.Н., Егорова Е.В. Эколого-экономическая оценка предотвращения и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций // Вестник ВолГУ. 2011. Серия 11. №1(1). С. 48-54.
4. Ломакин М.И., Докукин А.В., Мошков В.Б., Олтян И.Ю., Ниязова Ю.М. Оценка ущерба от чрезвычайной ситуации в условиях неполных данных // Технологии гражданской безопасности. 2022. Серия 19. №3(73). С. 32-36.
5. Цаплин С.В., Большев С.А. Исследование тепловых режимов оптико-электронного телескопического модуля наноспутника в условиях эксплуатации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2019. Т. 18. №2. С. 96-111.
6. Цаплин С.В., Большев С.А. Оценка и анализ влияния ионизирующего излучения на функционирование бортовой радиоэлектронной аппаратуры наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 77-96.
7. Якунина В.А. Экологические угрозы финансово-экономической безопасности России // Инновационная наука. 2021. №11-1. С. 74-77.

УДК 629.783

ИССЛЕДОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ СПОСОБОВ ПРИМЕНЕНИЯ И ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

М.Е. Сиякин

Балтийский государственный университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Разработана математическая модель движения малого космического аппарата (МКА) под действием тяги электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) и силы аэродинамического

сопротивления в центральном гравитационном поле Земли. На основе данной модели рассмотрена задача поддержания низкой околоземной орбиты при характерных для МКА значениях баллистического коэффициента. Среди рассмотренных способов коррекции по критерию минимизации массы ЭРДУ лучшей оказалась постоянная коррекция с непрерывно действующей тягой. Установлено, что важнейшими направлениями совершенствования МКА являются использование ЭРДУ и снижение баллистического коэффициента.

Ключевые слова: малый космический аппарат, низкая околоземная орбита, электроракетная двигательная установка, способ коррекции

Актуальность

На сегодняшний день создание МКА информационного обеспечения является перспективным направлением развития космической техники. Это объясняется относительно низкой стоимостью МКА, и их выведения на орбиту.

Для обеспечения требуемых значений показателей качества информационного обеспечения малые космические аппараты целесообразно разворачивать на низких околоземных орбитах высотой до 600 км. Перспективным является использование сверхнизких орбит высотой менее 300 км.

Однако на таких высотах под влиянием атмосферы Земли МКА будут испытывать значительное торможение. Это обстоятельство существенно ограничивает время активного существования МКА.

Одним из возможных решений данной проблемы является осуществление коррекции орбит с помощью ЭРДУ.

Целью исследования является анализ параметров ЭРДУ и сравнение альтернативных способов коррекции орбиты МКА.

Математическая модель

В разработанной математической модели рассматривалось движение МКА под действием тяги ЭРДУ и силы аэродинамического сопротивления в центральном гравитационном поле Земли.

Модель основана на использовании системы дифференциальных уравнений движения КА в оскулирующих элементах при использовании в качестве независимой переменной аргумента широты [2-6, 9, 10]:

$$\begin{aligned}
 \frac{dp}{du} &= \frac{2 \cdot \gamma^* \cdot p^2}{\mu_3 \cdot q^3} \cdot a_s, \\
 \frac{di}{du} &= \frac{\gamma^* \cdot p^2}{\mu_3 \cdot q^3} \cdot \cos u \cdot a_w, \\
 \frac{d\Omega}{du} &= \frac{\gamma^* \cdot p^2}{\mu_3 \cdot q^3} \cdot \frac{\sin u}{\sin i} \cdot a_w, \\
 \frac{d\lambda_1}{du} &= \frac{\gamma^* \cdot p^2}{\mu_3 \cdot q^3} \cdot \left[\left(\frac{\lambda_1 + \sin u}{q} + \sin u \right) \cdot a_s - a_r \cdot \cos u - \frac{\lambda_2 \cdot \sin u \cdot \text{ctgi}}{q} \cdot a_w \right], \\
 \frac{d\lambda_2}{du} &= \frac{\gamma^* \cdot p^2}{\mu_3 \cdot q^3} \cdot \left[\left(\frac{\lambda_2 + \cos u}{q} + \cos u \right) \cdot a_s + a_r \cdot \sin u + \frac{\lambda_1 \cdot \sin u \cdot \text{ctgi}}{q} \cdot a_w \right], \\
 \frac{dt}{du} &= \frac{\gamma^* \cdot p^{3/2}}{\sqrt{\mu_3 \cdot q^3}},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $q = 1 + \lambda_1 \cdot \sin u + \lambda_2 \cdot \cos u$, $\gamma^* = \frac{1}{1 - \frac{p^2}{\mu_3 \cdot q^3} a_w \cdot \text{ctgi} \cdot \sin u}$, p – фокальный параметр орбиты, Ω –

долгота восходящего узла, μ_3 – гравитационный параметр Земли, i – наклонение орбиты, a_s, a_r, a_w – трансверсальная, радиальная и бинормальная составляющие ускорения от тяги и силы аэродинамического сопротивления, λ_1, λ_2 – компоненты вектора Лапласа, t – текущее время перелета по спиральному участку.

Вместо эксцентриситета орбиты и аргумента перигея используются компоненты вектора Лапласа:

$$\begin{aligned}
 \lambda_1 &= e \cdot \cos \omega, \\
 \lambda_2 &= e \cdot \sin \omega,
 \end{aligned} \tag{2}$$

где e – эксцентриситет орбиты, ω – аргумент перигея орбиты.

Составляющие ускорения от тяги:

$$\begin{aligned}
 a_{ps} &= a_p \cdot \cos \alpha \cdot \cos \gamma, \\
 a_{pr} &= a_p \cdot \cos \alpha \cdot \sin \gamma, \\
 a_{pw} &= a_p \cdot \sin \alpha,
 \end{aligned} \tag{3}$$

где a_p – ускорение МКА, создаваемое ЭРДУ; α – угол между плоскостью орбиты и вектором силы лобового сопротивления; γ – угол между трансверсальным направлением и направлением силы аэродинамического сопротивления.

В данном исследовании тяга ЭРДУ принималась направленной по трансверсали. Значит $\alpha = 0$, $\gamma = 0$ и $\gamma^* = 1$ [2, 7, 10].

Сила лобового сопротивления имеет тангенциальное направление. Составляющие ускорения от силы лобового сопротивления можно выразить следующим образом [2]:

$$\begin{aligned} a_{aS} &= a_a \cdot \cos \alpha \cdot \cos \gamma, \\ a_{aT} &= a_a \cdot \cos \alpha \cdot \sin \gamma, \\ a_{aW} &= a_a \cdot \sin \alpha, \end{aligned} \quad (4)$$

где a_a – ускорение КА, создаваемое силой аэродинамического сопротивления.

Сила лобового сопротивления действует в плоскости орбиты. Значит $\alpha = 0$, $\gamma^* = 1$. Угол γ можно выразить:

$$\gamma = \arctg \frac{e \cdot \sin \vartheta}{1 + e \cdot \cos \vartheta}. \quad (5)$$

где ϑ – истинная аномалия.

Ускорение МКА, создаваемое ЭРДУ:

$$a_p = \frac{P}{M_0 - \dot{m} \cdot t}, \quad (6)$$

где P – тяга ЭРДУ, M_0 – начальная масса МКА, \dot{m} – массовый расход рабочего тела.

Сделав преобразования, получим:

$$a_p = \frac{a_0}{1 - \frac{a_0 \cdot t}{I_{y\delta}}}, \quad (7)$$

где a_0 – начальное реактивное ускорение (начальная тяговооруженность) КА, $I_{y\delta}$ – удельный импульс ЭРДУ.

Ускорение, создаваемое силой аэродинамического сопротивления:

$$a_a = \beta \cdot \rho \cdot v^2, \quad (8)$$

где β – баллистический коэффициент, ρ – плотность атмосферы Земли, v – скорость космического аппарата.

Баллистический коэффициент:

$$\beta = \frac{1}{2} \cdot \frac{c_x \cdot F_a}{M}, \quad (9)$$

где c_x – коэффициент лобового сопротивления, F_a – площадь миделя, M – масса МКА.

Плотность верхней атмосферы Земли является динамично изменяющейся величиной, зависящей от многих факторов.

Для определения плотности использовалась модель верхней атмосферы Земли для высот 120-1500 км [1].

За один цикл солнечной активности (СА) индекс F_0 может изменяться в диапазоне $(75 - 250) \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$.

В рамках исследования значение фиксированного среднесуточного индекса СА F_0 принималось равным среднему – $170 \cdot 10^{-22} \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{Гц})$.

Скорость полета космического аппарата:

$$v = \sqrt{\frac{\mu_3}{p}} \cdot \sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos \vartheta}. \quad (10)$$

Масса ЭРДУ представляет собой разность между начальной массой КА и массой КА без ЭРДУ:

$$M_{\text{ЭРДУ}} = M_0 - M_{\text{КАП}}, \quad (11)$$

где M_0 – начальная масса МКА, $M_{\text{КАП}}$ – масса МКА без ЭРДУ.

Начальная масса МКА представляет собой сумму [8]:

$$M_0 = M_{КАП} + M_{РТ} + M_{СХП} + M_{ДВ} + M_{ЭУ} + M_{СПУ} + M_{КОС} + M_K, \quad (12)$$

где $M_{РТ}$ – масса рабочего тела ЭРДУ, $M_{СХП}$ – масса системы хранения и подачи (СХП), $M_{ДВ}$ – масса ЭРД, $M_{ЭУ}$ – масса энергетической установки (ЭУ), $M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления (СПУ), $M_{КОС}$ – масса комплекса обеспечивающих систем (КОС), M_K – масса элементов конструкции ЭРДУ.

Масса РТ определяется выражением:

$$M_{РТ} = M_0 \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{хар}}{I_{y\partial}}\right) \right), \quad (13)$$

где $\Delta V_{хар}$ – потребный запас характеристической скорости на выполнение перелета.

Затраты характеристической скорости:

$$V_x = -I_{y\partial} \cdot \ln\left(1 - \frac{a_0 \cdot t_{\partial\sigma}}{I_{y\partial}}\right), \quad (14)$$

где $t_{\partial\sigma}$ – время работы ЭРДУ.

Масса СХП находится из зависимости:

$$M_{СХП} = k_{сxn} \cdot M_{РТ}, \quad (15)$$

где $k_{сxn}$ – относительная масса СХП ($k_{сxn} = 0,03 - 0,05$).

Выражение для массы ЭРД:

$$M_{ДВ} = \gamma_{\partial\sigma} \cdot \frac{a_0 \cdot M_0 \cdot I_{y\partial}}{2 \cdot \eta_{\partial\sigma}} \cdot \max\left(\frac{t_{\partial\sigma\Sigma}}{L_{ДВ}}, 1\right), \quad (16)$$

где $\gamma_{\partial\sigma}$ – удельная масса ЭРД ($\gamma_{\partial\sigma} \approx 0,2 \cdot 10^{-3} \text{ кг/Вт}$), $t_{\partial\sigma\Sigma}$ – суммарное время работы ЭРДУ при осуществлении требуемых маневров, $L_{ДВ}$ – ресурс ЭРД ($L_{ДВ} = 10000 - 15000 \text{ ч}$), $\eta_{\partial\sigma}$ – КПД ЭРД.

Эмпирическая зависимость для КПД ЭРД:

$$\eta_{\partial\sigma} = \begin{cases} 0,315 + 6,25 \cdot 10^{-6} \cdot I_{y\partial}, \text{ при } 10000 \leq I_{y\partial} \leq 60000 \text{ м/с.} \\ 0,6 + 1,5 \cdot 10^{-6} \cdot I_{y\partial}, \text{ при } 60000 < I_{y\partial} \leq 100000 \text{ м/с.} \end{cases} \quad (17)$$

Выражение для массы ЭУ:

$$M_{ЭУ} = \gamma_{\text{эу}} \cdot N_{\text{эл}}, \quad (18)$$

где $\gamma_{\text{эу}}$ – удельная масса ЭУ ($\gamma_{\text{эу}} = 6 \cdot 10^{-3} - 15 \cdot 10^{-3} \text{ кг/Вт}$); $N_{\text{эл}}$ – электрическая мощность, потребляемая ЭРД.

Электрическая мощность, потребляемая ЭРД:

$$N_{\text{эл}} = \frac{a_0 \cdot M_0 \cdot I_{y\partial}}{2 \cdot \eta_{\partial\sigma} \cdot \eta_{\text{спу}}}, \quad (19)$$

где $\eta_{\text{спу}}$ – КПД СПУ ($\eta_{\text{спу}} = 0,85 - 0,9$).

Масса СПУ:

$$M_{СПУ} = \gamma_{\text{спу}} \cdot N_{\text{эл}} \cdot \eta_{\text{спу}}, \quad (20)$$

где $\gamma_{\text{спу}}$ – удельная масса СПУ ($\gamma_{\text{спу}} = 2 \cdot 10^{-3} - 4 \cdot 10^{-3} \text{ кг/Вт}$).

Масса КОС определяется следующим образом:

$$M_{КОС} = k_{\text{кос}} \cdot (M_0 - M_{КАП}), \quad (21)$$

где $k_{\text{кос}}$ – относительная масса КОС ($k_{\text{кос}} = 0,07 - 0,09$).

Выражение для массы элементов конструкции ЭРДУ имеет вид:

$$M_K = k_K \cdot (M_{ДВ} + M_{ЭУ} + M_{СПУ} + M_{РТ} + M_{СХП} + M_{КОС}) \quad (22)$$

где k_K – относительная масса элементов конструкции ЭРДУ ($k_K = 0,02 - 0,03$).

Анализ способов коррекции орбиты МКА

Моделирование движения МКА осуществлялось в программе Mathcad 15.

Срок активного существования аппарата принимался равным 5–7 лет. Масса без ЭРДУ – 600 кг. Диапазон высот рабочей орбиты 250–600 км.

В настоящее время при проектировании МКА основное внимание уделяется снижению массы. Поэтому современные МКА имеют достаточно большие значения баллистического коэффициента, находящегося в диапазоне $0,0025 - 0,05 \text{ м}^2/\text{кг}$.

В рамках исследования решалась оптимизационная задача. Критерием оптимальности являлся минимум массы ЭРДУ.

Начальное реактивное ускорение (начальная тяговооруженность) рассматривалось в качестве оптимизируемого параметра. Удельный импульс принимал фиксированное значение, равное 20000 м/с .

В расчетах допустимое снижение высоты для периодических способов коррекции принималось равным 3 км.

Вводилось ограничение на ресурс работы ЭРД – 12500 часов.

Ограничение по потребляемой ЭРДУ электрической мощности не устанавливалось.

Рассматривалась задача коррекции орбиты тремя способами: постоянная коррекция с непрерывно действующей тягой, периодическая коррекция с непрерывно действующей тягой, периодическая коррекция с протяженными активными участками.

Особенностью первого способа является то, что тяга ЭРДУ должна постоянно компенсировать влияние силы лобового сопротивления.

Во втором случае коррекция осуществлялась после снижения высоты орбиты.

Перелет для обоих маневров происходил по спиральной схеме.

При реализации третьего способа коррекции активные участки размещались в окрестности оптимальных точек импульсного изменения скорости МКА. Перелет осуществлялся по ступенчатой схеме. Сначала производился подъем апогея до достижения им рабочей орбиты, затем перигея.

На рисунке 1 для постоянной коррекции с непрерывно действующей тягой представлены зависимости массы ЭРДУ от высоты рабочей орбиты при различных значениях баллистического коэффициента.

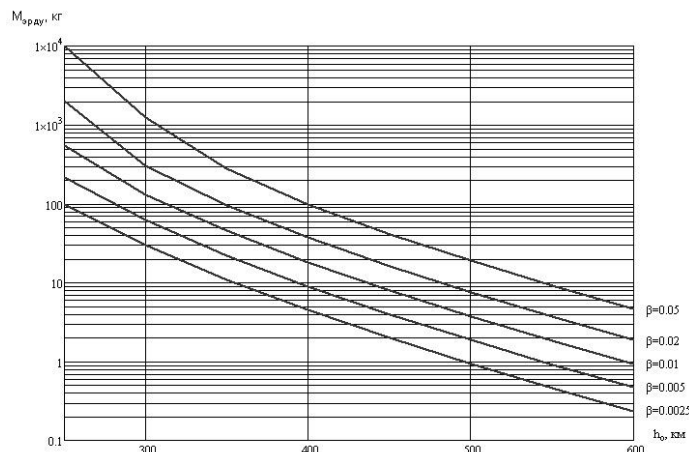


Рисунок 1 – Зависимости массы ЭРДУ от высоты рабочей орбиты при различных значениях баллистического коэффициента

Из представленных зависимостей видно, что на орбитах, высота которых более 400 км, масса ЭРДУ не превышает 100 кг при всем диапазоне значений баллистического коэффициента. Однако при использовании таких высот сложно обеспечить приемлемые функциональные характеристики МКА.

На высотах менее 400 км в зависимости от значений баллистического коэффициента масса ЭРДУ меняется в широком диапазоне.

Рассмотрим периодическую коррекцию с непрерывно действующей тягой.

На рисунке 2 представлены зависимости массы ЭРДУ от начального реактивного ускорения на высоте 400 км при различных значениях баллистического коэффициента.

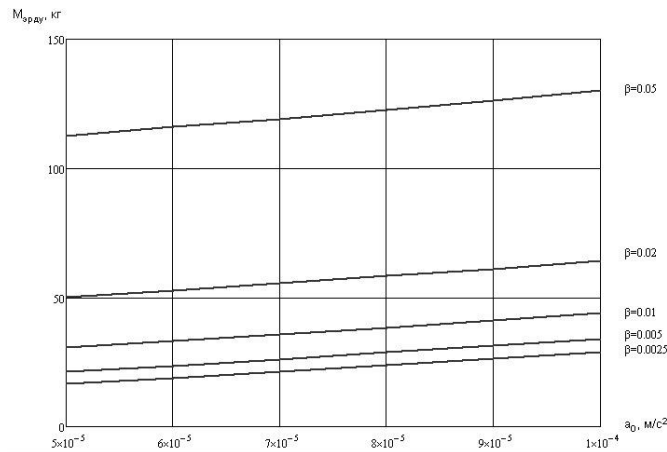


Рисунок 2 – Зависимости массы ЭРДУ от начального реактивного ускорения на высоте 400 км при различных значениях баллистического коэффициента

Для обеспечения минимальной массы ЭРДУ нужно минимизировать начальное реактивное ускорение. При отсутствии ограничения на время коррекции оптимальным является случай, при котором периодическая коррекция состоит из одного активного участка продолжительностью, равной сроку активного существования КА за вычетом времени одного снижения. Следовательно, целесообразно увеличение продолжительности коррекции.

Рассмотрим периодическую коррекцию с протяженными активными участками.

На рисунке 3 представлены зависимости массы ЭРДУ от начального реактивного ускорения на высоте 400 км при различных значениях баллистического коэффициента.

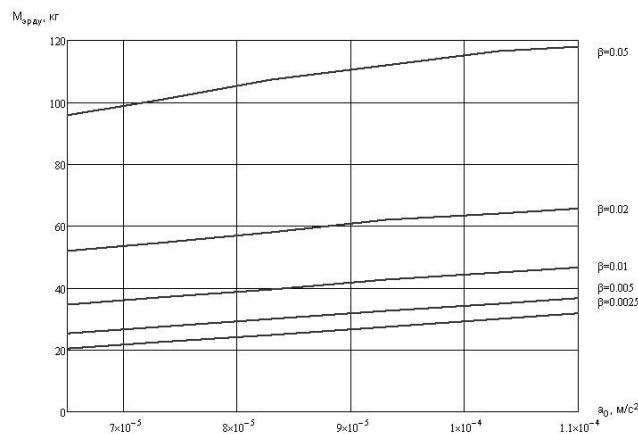


Рисунок 3 – Зависимости массы ЭРДУ от начальной тяговооруженности при различных значениях баллистического коэффициента на высоте 400 км

Оптимизационная задача в данном случае решается аналогичным образом. Однако сложность состоит в том, что активные участки достаточно небольшие. Основную часть составляют пассивные участки, на которых будет происходить снижение из-за действия атмосферы. Поэтому значения начального реактивного ускорения будут выше, чем при других способах коррекции. Следовательно, выигрыш в массе рабочего тела является несущественным по сравнению с возрастанием массы двигателей.

На рисунке 4 представлены зависимости массы ЭРДУ от баллистического коэффициента на высоте 400 км для разных способов коррекции при оптимальных значениях начального реактивного ускорения.

Постоянная коррекция обеспечивает минимальную массу ЭРДУ во всем диапазоне значений высот и баллистических коэффициентов. Это объясняется тем, что для компенсации влияния силы аэродинамического сопротивления нужно создавать и поддерживать достаточно небольшую тягу.

Однако создание ЭРДУ, которая в течение всего срока активного существования МКА способна постоянно функционировать, является чрезвычайно сложной задачей.

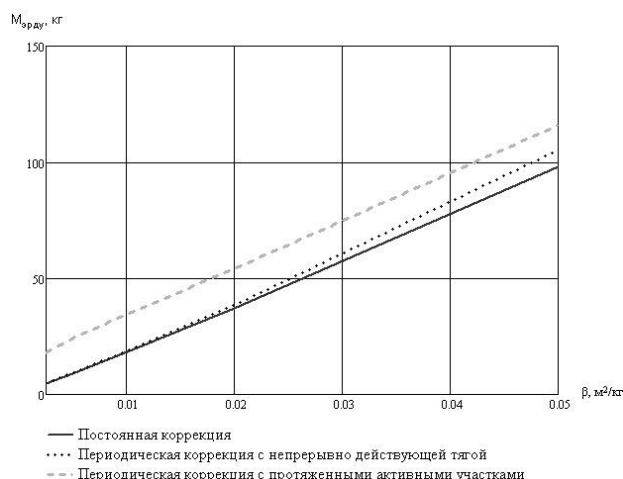


Рисунок 4 – Зависимости массы ЭРДУ от баллистического коэффициента на высоте 400 км для разных способов коррекции при оптимальных значениях начального реактивного ускорения

Периодическая коррекция с непрерывно действующей тягой может обеспечить выигрыш в суммарном времени работы двигателя при приемлемой массе ЭРДУ. Варьируя начальное реактивное ускорение, можно добиться требуемого времени работы, которое не должно превышать ресурс двигателя. Тем самым можно уменьшить количество блоков двигателей.

Периодическая коррекция с протяженными активными участками может оказаться выгодна в тех случаях, когда ресурс работы двигателя является крайне небольшим. Это объясняется меньшим, по сравнению с другими способами, суммарным временем работы двигателя.

Выводы

1. Разработана математическая модель движения МКА под действием тяги ЭРДУ и силы аэродинамического сопротивления в центральном гравитационном поле Земли.
2. С использованием программных средств Mathcad 15 для рассматриваемых способов коррекции было осуществлено моделирование движения МКА.
3. Оптимальным способом коррекции с точки зрения минимальной массы ЭРДУ является постоянная коррекция с непрерывно действующей тягой.
4. Баллистический коэффициент оказывает существенное влияние на массу ЭРДУ. Поэтому снижение баллистического коэффициента является одной из проблем в процессе создания МКА информационного обеспечения.
5. Использование ЭРДУ для коррекции низких околоземных орбит МКА является актуальным и перспективным направлением разработки. Поэтому целесообразно осуществление дальнейших исследований, направленных на определение оптимальных типов ЭРДУ, их характеристик и способов выполнения маневров коррекции.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015).

Библиографический список

1. ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. - М.: Изд-во стандартов, 2004 – 28 с.
2. Механика космического полета: Учебник для вузов / М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин, В.К. Безвербый; Под ред. В.П. Мишина. - М.: Машиностроение, 1989. - 408 с.
3. Ермолаев, В.И. Проектирование транспортных космических аппаратов: учебное пособие / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 65 с.
4. Матвеев, Н.К. Моделирование возмущенного орбитального движения космического аппарата: практическое пособие / Н.К. Матвеев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2019. – 29 с.
5. Баллистика космических аппаратов: учебное пособие / А.С. Шалыгин, В.А. Санников, И.Л. Петрова; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2006. - 131 с.
6. Левантовский, В.И. Механика космического полета в элементарном изложении / В.И. Левантовский. – 3 изд. доп. и перераб. – М.: Наука, 1980. – 512 с.
7. Маневрирование космических аппаратов / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. - М.: Машиностроение, 1970. - 232 с.
8. Ермолаев В.И., Чилин Ю.Н., Наркевич Н.Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов / Под редакцией А.П. Ковалёва - СПб.: Типография ФГУП ЦКБ "Рубин", 2003. - 585 с.
9. Балк, М.Б. Элементы динамики космического полета / М.Б. Балк. - М.: Машиностроение, 1965. - 340 с.
10. Салмин, В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой: Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением / В.В. Салмин. - М.: Машиностроение, 1987. - 208 с.

АПРИОРНАЯ ОЦЕНКА ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.А. Шкурупий¹, Н.Л. Будный¹

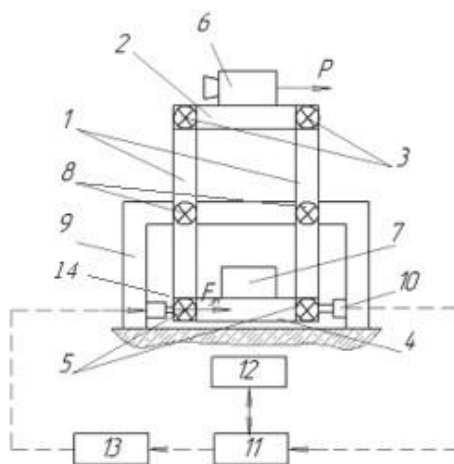
¹Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

ВВЕДЕНИЕ

В настоящей работе под энергетическими характеристиками электроракетного двигателя (ЭРД) понимаются тяга, удельный импульс, КПД. Измерение тяги ЭРД является достаточно сложной задачей ввиду малости создаваемых двигателем усилий. Удельный импульс и КПД измеряются с помощью косвенных методов, что предъявляет определенные требования к выбору измерительной аппаратуры. По этой причине следует рационально подходить к выбору проектных параметров и состава измерительной системы. Одним из критериев синтеза может быть минимизация погрешностей измерения. В работе рассматривается подход к априорной оценке инструментальной составляющей погрешности, который может быть полезен при синтезе систем измерения характеристик ЭРД.

ВИД СТЕНДА

В качестве базового варианта конструкции стенда для измерения тяги электроракетного двигателя используется стенд с противовесом, схема которого представлена на рисунке 1, работа которого подробно описана в работе [1].



- 1 – Стержни;
- 2 – Верхняя подставка;
- 3, 5, 8 – Гибкие шарниры;
- 4 – Нижняя подставка;
- 6 – Исследуемый двигатель;
- 7 – Противовес;
- 9 – Неподвижное основание;
- 10 – Линейный дифференциальный трансформатор;
- 11 – Модуль ввода-вывода аналоговых сигналов;
- 12 – ЭВМ;
- 13 – Усилитель;
- 14 – Актуатор.

Рисунок 1 – Стенд уравнивающего преобразования с противовесом

Подвижная часть стенда состоит из стержней 1, соединенных с верхней подставкой 2 гибкими шарнирами 3, и с нижней подставкой 4 гибкими шарнирами 5. На верхней подставке 2 монтируется исследуемый двигатель 6. На нижней подставке 4 монтируется противовес 7. Подвижная часть с помощью гибких шарниров 8 соединяется с неподвижным основанием 9. При включении двигателя происходит вращение стержней под действием момента. Вращательное движение стержней за счет наличия гибких шарниров преобразуется в плоскопараллельное перемещение пластин. Перемещение пластины измеряется с помощью датчика (линейного дифференциального трансформатора) 10. Датчик соединяется с модулем ввода-вывода аналоговых сигналов 11, соединенного с ЭВМ 12. Сигнал отклонения положения подвижной части стенда на ЭВМ преобразуется в управляющий сигнал, который через модуль ввода-вывода 11 подается через усилитель 13 на электромагнит (актуатор) 14, сердечник которого закреплен на подвижной части стенда, а обмотка – на неподвижной. В результате приложения управляющей силы, по мере прохождения переходного процесса, подвижная часть стенда возвращается в исходное нулевое положение. Сформированный управляющий сигнал с ЭВМ будет являться функцией тяги двигателя. Противовес позволяет исключить влияние посторонних вибраций на процесс измерения (в случае, если стенд будет идеально статически уравновешенным). Конструкция стенда должна также предусматривать ряд дополнительных устройств: систему тарирования, электромагнит компенсации дрейфа нуля и т.п.

ДИНАМИЧЕСКАЯ ПОГРЕШНОСТЬ

В соответствии с условиями измерения различают статическую и динамическую погрешности. Динамическая свойственна условиям динамического измерения [2], проявляется при протекании переходных процессов в системе. Следовательно, для определения динамической погрешности может использоваться моделирование динамики измерительной системы. Вращательное движение подвижной части стенда может быть описано следующим уравнением:

$$I\ddot{\theta} = Pl_{об} \cos\theta - F_{эм}l_{эм} \cos\theta + \sum_{i=1}^{N_1} M_{T,i} + \sum_{i=1}^{N_2} M_{x,i} + \sum_{i=1}^{N_3} M_{y,i} + \sum_{i=1}^{N_4} M_{ш,i} \quad (1)$$

где I – момент инерции подвижной части стенда, θ – угол отклонения подвижной части стенда от вертикального положения, P – тяга двигателя, $l_{об}$ – расстояние от точки установки двигателя до оси, $l_{эм}$ – расстояние от точки установки электромагнита до оси, M_T – момент силы тяжести, создаваемый каждым элементом конструкции, M_x – момент действия виброускорения по оси x при наличии посторонних вибраций конструкции, M_y – момент действия виброускорения по оси y при наличии посторонних вибраций конструкции, $F_{эм}$ – сила со стороны электромагнита, $M_{ш}$ – шарнирный момент.

Численное моделирование работы системы, описываемое уравнением (1), позволяет оптимизировать параметры измерительной системы для минимизации динамических погрешностей и улучшения качества переходных процессов. Подробно вопрос моделирования функционирования был рассмотрен в [1].

СТАТИЧЕСКАЯ ПОГРЕШНОСТЬ

В статическом случае система окажется уравновешенной. Выходным сигналом системы будет служить управляющее напряжение, которое подается на усилитель электромагнита для компенсации тяги. Входной величиной будет являться тяга двигателя. Рассматривая положение равновесия и пренебрегая малостью угла поворота стенда, можно получить следующее выражение для управляющего напряжения:

$$U_{упр} = \frac{R \left(Pl_{об} \cos\theta + \sum_{i=1}^{N_1} M_i g l_i \frac{x_{изм}}{l_{изм}} + \sum_{i=1}^{N_4} k_{ш,i} \frac{x_{изм}}{l_{изм}} \right)}{k_F k_y l_{эм}} \quad (2)$$

где R – активное сопротивление обмотки, M_i – масса элемента конструкции, g – ускорение свободного падения, l_i – расстояние до точки закрепления от оси, $x_{изм}$ – линейное перемещение, измеряемое датчиком, $l_{изм}$ – расстояние до точки установки датчика от оси, $k_{ш,i}$ – жесткость шарнира, k_F – коэффициент чувствительности, k_y – коэффициент усиления.

В результате действия случайных факторов, величины, которые входят в выражение (2) становятся случайными, что в результате приводит к появлению случайной составляющей инструментальной статической погрешности. Для её оценки на стадии проектирования можно воспользоваться методом линеаризации в окрестности рабочей точки, соответствующей нулевому положению подвижной части стенда. Выражение для дисперсии погрешности управляющего напряжения $\Delta U_{упр}$ в таком случае может быть определено как:

$$D[\Delta U_{упр}] = \sum_{i=0}^m \left(\frac{\partial U_{упр}}{\partial a_i} \right)^2 D[\Delta a_i] + 2 \sum_{i=0}^m \sum_{j=1}^{i-1} r_{ij} \sqrt{D[\Delta a_i] D[\Delta a_j]} \frac{\partial U_{упр}}{\partial a_i} \frac{\partial U_{упр}}{\partial a_j} \quad (3)$$

где a_i , a_j – внутренние параметры измерительной системы, входящие в выражение (2), r_{ij} – коэффициент корреляции между a_i , a_j . Оценив дисперсию (3) с учетом известных характеристик случайных величин, можно определить среднеквадратическое отклонение погрешности $\sigma[\Delta U_{упр}]$, после чего погрешность может быть найдена как $\Delta U_{упр} = K\sigma[\Delta U_{упр}]$, где K – коэффициент, зависящий от вида закона распределения и доверительной вероятности. С учетом того, что измеренное значение тяги $P_{изм} = K_{пр} U_{упр}$, где $K_{пр}$ – статический коэффициент преобразования системы, пользуясь оценкой погрешности управляющего напряжения можно определить погрешность измерения тяги.

Другими важнейшими характеристиками являются удельный импульс $J_{уд}$ и КПД η :

$$J_{уд} = \frac{P}{\dot{m}} \quad (4)$$

$$\eta = \frac{P^2}{2N_3 \dot{m}}$$

Измерение дельного импульса и КПД может быть выполнено только косвенно. Пользуясь методом линеаризации можно выполнить оценку погрешностей измерения приведенных параметров. При этом точность измерения расхода рабочего тела \dot{m} и подводимой к двигателю электрической мощности N_3 определяется метрологическими характеристиками расходомера и измерителя мощности.

В качестве примера рассмотрим оценку погрешности стенда для испытания СПД-140Д. Основные характеристики стенда были определены ранее в работе [1]. При оценке погрешности измерения тяги учитывались погрешности датчика перемещения, актуатора, усилителя. Использовались метрологические характеристики коммерчески доступных измерительных преобразователей, которые по диапазону измерения удовлетворяют требованиям. Было сделано допущение, что все случайные величины распределены по нормальному закону. В результате

выполненного расчета были получены следующие результаты: относительная погрешность измерения тяги составила 4,8 %, относительная погрешность измерения удельного импульса составила 4.9%, КПД – 5.3%. Полученные результаты в целом соответствуют точностным характеристикам некоторых существующих стендов.

По результатам работы можно сделать следующие выводы. Рассмотрен подход к априорной оценке точности стенда для измерения характеристик электроракетного двигателя, которая подразумевает численное моделирование динамики стенда для оценки динамической погрешности, а также использование метода линеаризации для оценки статической составляющей погрешности. Описанный подход продемонстрировал работоспособность и может быть применен при анализе измерительных систем для определения тяговых характеристик, а также для задачи синтеза проектных параметров вновь разрабатываемых стендов.

Библиографический список:

1. Шкурупий, В.А. Моделирование динамики стенда для измерения тяги электроракетного двигателя / В.А. Шкурупий, Н.Л. Будный // Молодежь. Техника. Космос: труды четырнадцатой общерос. молодежн. научн. – техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб, 2022. – С. 170 – 174.
2. Сулаберидзе, В.Ш. Методы анализа и обработки измеренных значений величин / В.Ш. Сулаберидзе. – Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т., 2013. – 122 с.

Авторы сборника

<i>Абрахманов Р.Р.</i>	4
<i>Бабунова В.Е.</i>	7
<i>Будный Н.Л.</i>	18, 39
<i>Лукьяненко С.Н.</i>	12
<i>Пелина А.В.</i>	18
<i>Подомарёв И.А.</i>	22
<i>Процело Д.Д.</i>	27
<i>Синякин М.Е.</i>	33
<i>Шкурупий В.А.</i>	39

К печати сборник подготовлен Д.К. Дмитриевым.

Подписано в печать 10.08.2023. Формат 60×84/16. Бумага документная.
Печать цифровая. Усл. печ. л. 3,2. Тираж 15 экз. Заказ № —
Балтийский государственный технический университет
Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1