

На правах рукописи



Жумаев Зайнулла Серикович

**МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА С
СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ**

Специальность 05.07.02 —
Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва — 2022

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель д.т.н., профессор
Щеглов Георгий Александрович

Официальные оппоненты: Геча Владимир Яковлевич,
д.т.н., профессор,
акционерное общество «Научно-производственная
корпорация «Космические системы мониторинга,
информационно-управляющие и электромеханические
комплексы» имени А.Г. Иосифьяна» (АО «Корпорация
«ВНИИЭМ»),
заместитель генерального директора по научной работе

Абдурахимов Алексей Александрович,
д.т.н., профессор,
федеральное государственное бюджетное военное
образовательное учреждение высшего образования
«Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского»
Министерства обороны Российской Федерации,
начальник кафедры космических аппаратов и средств ме-
жорбитальной транспортировки

Ведущая организация Акционерное общество «Центральный научно-
исследовательский институт машиностроения» (АО
«ЦНИИмаш»), г. Москва

Защита состоится 26 апреля 2022 г. в 09 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.10, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Волоколамское ш., д. 4, г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=163372#.

Автореферат разослан « »

2022 г..

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д 212.125.10,
к.т.н., доцент

Денискина Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования.

В первом десятилетии XXI века значительно увеличилось количество ежегодно запускаемых сверхмалых космических аппаратов: только за 2019-2021 гг. было запущено более 1000 таких кубсатов – наноспутников формата CubeSat. Если первоначально данный формат использовался для создания университетских космических аппаратов (КА) и отработки технологий, то в настоящее время большая часть кубсатов создается для решения коммерческих задач. Переход от образовательных задач к индустриальным привёл к формированию группировок кубсатов, т.н. созвездий, включающих от нескольких десятков до нескольких сотен КА. Возникла актуальная задача быстрого построения таких созвездий, которая остаётся пока не решенной. На околоземную орбиту кубсаты выводятся преимущественно кластерными пусками или с борта Международной космической станции (МКС) и начинают движение по орбите фактически из одной точки. Распределение по орбите происходит только за счет незначительного разброса начальных скоростей при отделении от пускового адаптера и различий в силе аэродинамического сопротивления. Однако время, необходимое для построения созвездия таким способом, оказывается сопоставимым со сроком активного существования спутника. Для решения указанной проблемы актуально создание маневрирующих кубсатов, оснащенных компактными двигательными установками, позволяющими за короткое время сформировать эффективную орбитальную группировку. Проектирование таких наноспутников соответствует приоритетному направлению развития науки техники и технологии РФ (Указ президента РФ от 07 июля 2011 года): 07 Транспортные и космические системы и относится к критическим «Технологиям создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения».

Степень разработанности темы исследования.

В настоящее время существует множество работ посвященных двигателям для орбитального маневрирования наноспутников, описанных, например, в обзорах J. Mueller, R. Hofer, J. Ziemer, K. Lemmer. Плазменные двигатели исследованы в работах Sforza, M. Pasquale, S. Ciaralli. Ионные двигатели представлены в работах D. Krejci, M. Silva, M.D. Rayman. Экспериментальная отработка метода аэродинамического фазирования рассмотрена в работе C. Foster. Двигательные установки (ДУ) на сжатом газе рассмотрены в работах R. Sandau, R. Ranjan. Химические двигательные установки представлены в работах R. Amrousse, D.A. Goza, A.S. Gohardani, C. Rossi. Однако существующие двигатели недостаточно эффективны. Низкие значения тяги электрореактивных ДУ делают их пригодными только для длительных перелетов или компенсации возмущений орбиты. Двигатели на сжатом газе имеют низкий удельный импульс и запас характеристической скорости. Использование химических ДУ на борту кубсата проблематично из-за высоких температур и ограничений стандарта CubeSat на общий запас химической энергии. Электротермические двигатели способны создать значительную тягу, но их эффективность ограничена низким

к.п.д. фотоэлектрических преобразователей, а также дополнительными потерями в электронагревателях, аккумуляторах и системе управления питанием. Кроме того, использование ДУ потребляющих бортовую электроэнергию, приводит к значительному сокращению эффективного времени работы целевых и других бортовых систем наноспутника. В то же время достаточно давно известны солнечные энергодвигательные установки (СЭДУ), работа которых основана на прямом нагреве рабочего тела сфокусированным солнечным излучением. Теоретические исследования в области проектирования СЭДУ для тяжелых КА и разгонных блоков проводили В.А. Грилихес, О.И. Кудрин, А.С. Коротеев, С.Л. Финогенов, А.И. Коломенцев, К.А. Ehrlicke, С.С. Selph, F. Kennedy, P.L. Palmer, P.R. Henshall, K. Das, F. Leverone, A. Cervone. Однако летные испытания СЭДУ не проводились из-за сложности их конструкции. Известны отдельные работы, посвященные исследованию возможности применения СЭДУ для малых и сверхмалых наноспутников Т. Nakamura и R.H. Krech, С. Sandu, V. Silivestru, и др., М. Dhanasar, W. Edmonson, F. Ferguson. Однако, насколько позволяет судить обзор публикаций, теоретические основы проектирования кубсатов с такой двигательной установкой в настоящее время практически не разработаны.

Цель и задачи исследования.

Цель — разработка методики выбора проектных параметров маневрирующего наноспутника с солнечной энергодвигательной установкой.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **основные задачи**:

1. Разработка схемы СЭДУ, удовлетворяющей требованиям формата CubeSat, и математической модели ее функционирования.
2. Разработка связанной математической модели функционирования наноспутника с СЭДУ.
3. Разработка методики выбора проектных параметров наноспутника с СЭДУ и реализующего ее программного комплекса.
4. Определение проектных параметров и компоновочной схемы прототипа наноспутника с СЭДУ, выполняющего орбитальные маневры фазирования.

Объект исследования — маневрирующий наноспутник формата CubeSat, оснащенный солнечной электродвигательной установкой.

Предмет исследования — проектные параметры наноспутника и его бортовых систем: солнечная энергодвигательная установка, система электропитания, система ориентации и стабилизации, система управления движением.

Научная новизна исследования.

Научная новизна работы определяется разработкой новой методики выбора проектных параметров наноспутника с СЭДУ на основе связанной математической модели его функционирования, учитывающей взаимовлияние работы системы ориентации и стабилизации (СОС), СЭДУ, системы электропитания (СЭП) и орбитальное движение с прохождением теневых участков орбиты. Предложена новая схема СЭДУ для наноспутников, отличающаяся прямым нагревом

рабочего тела солнечным излучением, сконцентрированным при помощи линзы Френеля, капиллярной системой подачи и баком рабочего тела, совмещенным с накопителем давления. Проведен анализ проектных параметров новой компоновочной схемы прототипа перспективного маневрирующего наноспутника формата CubeSat 6U.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Теоретическая значимость.

В работе сформированы теоретические основы создания маневрирующих наноспутников с СЭДУ и разработаны методы математического обеспечения для решения функциональных задач: выбора состава и проектных параметров основных бортовых систем, а также выбора траектории полета для осуществления маневра фазирования. Построена методика научно обоснованного выбора проектных параметров, основанная на математической модели функционирования наноспутника с СЭДУ новой схемы, состоящая из системы уравнений описывающих взаимосвязанное функционирование подсистем: солнечной электродвигательной установки, систем электропитания, ориентации, стабилизации и системы управления движением. Разработан алгоритм управления движением наноспутника с СЭДУ для фазирования группировки спутников, не допускающий значительного увеличения эллиптичности орбиты в ходе маневрирования. С помощью предложенной методики определены проектные параметры маневрирующего наноспутника с СЭДУ, построенного по новой компоновочной схеме в формате CubeSat 6U.

Практическая значимость.

В рамках диссертационной работы создан реализующий разработанную методику программный комплекс, который используется в учебном процессе на кафедре «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Разработанная методика носит универсальный характер и может быть применена при проектировании маневрирующих КА с СЭДУ не только наноспутников формата CubeSat, но аппаратов классов пико-, микро- и мини. В частности, методика была использована при проектировании сверхмалого разгонного блока в рамках конкурса концепций сверхлегких средств выведения, организованного АНО «Аналитический центр «Аэронет».

Методология и методы исследования.

Для решения поставленных в диссертации задач использовались аналитические и численные методы структурного математического моделирования и анализа нестационарных процессов, протекающих в СЭДУ, СЭП и СОС наноспутников. При численном интегрировании системы жестких дифференциальных уравнений использовался метод перезапуска в точках скачкообразного изменения параметров. Для решения нелинейных уравнений использовался метод минимизации квадрата ошибки. Применялись программные комплексы и средства разработки с открытым исходным кодом: FreeCAD, Linux, Scilab, Python (библиотека SciPy для численных математических методов, а также библиотеки math, numpy, pyXSteam, astropy, OrbitalPy, pyquaternion, sgp4).

Положения, выносимые на защиту.

1. Математическая модель функционирования СЭДУ, предназначенной для использования в составе наноспутника использующей линзу Френеля, капиллярную систему подачи и бак рабочего тела, совмещенный с накопителем давления.
2. Математическая модель функционирования наноспутника с СЭДУ, учитывающая взаимовлияние работы СОС, СЭДУ, СЭП и орбитальное движение с прохождением теневых участков орбиты.
3. Методика выбора проектных параметров наноспутника с СЭДУ и реализующий ее программный комплекс.
4. Результаты определения проектных параметров для новой компоновочной схемы прототипа перспективного маневрирующего наноспутника формата CubeSat 6U, осуществляющего автономное фазирование в составе группировки.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность полученных результатов обеспечивается верификацией математической модели на известных открытых опубликованных данных экспериментальной отработки отдельных подсистем наноспутника. Баллистика и модель Солнца верифицирована с использованием открытых данных движения Международной космической станции. Модель системы ориентации и стабилизации верифицирована по опубликованным результатам эксперимента наземной отработки на аэродинамическом подвесе. Модель двигательной установки верифицирована по опубликованным результатам эксперимента истечения высокотемпературного пара из сопла. Результаты численного моделирования находятся в соответствии с результатами, полученными другими авторами.

Результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского, (Калуга 2019, 2021); Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства (Москва 2016, 2021) Всероссийской конференции «Необратимые процессы в природе и технике», (Москва 2013); Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России», (Москва 2011, 2012);

Личный вклад. Все исследования, изложенные в диссертационной работе, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций в диссертацию включен лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю, заимствованный материал обозначен в работе ссылками.

Публикации. Основные результаты по теме диссертации изложены в 9 печатных изданиях, 3 из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК, 1 — в периодических научных журналах, индексируемых Web of Science и Scopus, 5 — в тезисах докладов.

Структура и объем работы.

Диссертация объемом 145 страниц включает в себя введение, 4 главы, заключение, список сокращений и условных обозначений, словарь терминов, список литературы из 112 наименований, список рисунков, список таблиц, приложение. В работе содержится 66 рисунков и 5 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обосновывается актуальность исследований по построению созвездий кубсатов, проводимых в рамках данной диссертационной работы, приводится обзор научной литературы по различным типам двигателей для малых космических аппаратов, формулируется цель, ставятся задачи работы, излагается научная новизна и практическая значимость представляемой работы. В последующих главах сначала описывается общий принцип работы СЭДУ и её использование для фазирования спутников на орбите, описывается математическая модель совместной работы подсистем спутника, а потом идёт апробация модели на частных примерах: CubeSat 6U и разгонный блок для миниспутника.

Первая глава посвящена исследованию актуальности задачи построения созвездий кубсатов и сравнению пригодности различных двигателей малых КА для этой задачи.

Увеличивается не только количество запускаемых кубсатов, но и количество группировок кубсатов. В частности компания Planet Labs запустила 475 кубсатов для задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), а компания Spire запустила 141 кубсат для глобального сбора информации с судов. Важно что среди планируемых запусков отдельно выделены запуски с анонсированной датой и способом выведения, существенная часть планируемых кубсатов запланирована компаниями, уже имеющими спутники на околоземной орбите.

Компания Planet Labs использует нестандартный подход к построению группировки спутников. Запуская спутники из одной точки орбиты распределение по орбите происходит в первую очередь за счёт случайных факторов, таких как разброс начальных скоростей и различия атмосферного сопротивления. Основной упор делается на вероятностный подход и увеличение количества спутников. Предполагается, что при увеличении количества спутников будет увеличиваться вероятность получения ежедневного снимка любой точки.

За 6 месяцев работы группировки остались непокрытые участки¹, как показано на рисунке 1, наблюдается неравномерность покрытия. Снимки отдельного объекта неравномерны во времени, как показано на рисунке 2. Таким образом наблюдается как территориальная и временная неравномерность получаемых кубсатами снимков поверхности Земли компанией PlanetLabs.

Сложность использования ДУ на кубсатах компании PlanetLabs вызвана тем, что большая часть объема наноспутника занято камерой ДЗЗ. В этом случае остаётся мало места на другие бортовые системы. Расхождение треков

¹Image courtesy of Planet Labs, Inc. [Electronic Resource]. Accessed: 2021-05-15. <https://www.planet.com/gallery/>.



Рисунок 1 — Покрывение кадрами ДЗЗ в течении 6 месяцев



Рисунок 2 — Снимки аэропорта Бранденбурга с апреля 2009 по август 2017

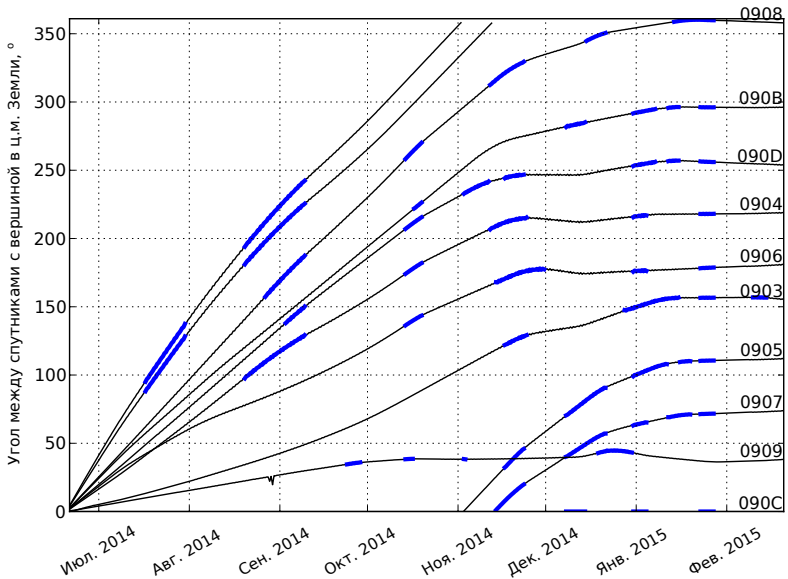
на рисунке 1 может свидетельствовать о недостаточно точной СОС, что при вероятностном подходе распределения спутников в созвездии может быть не принципиально, т.к. нет строгих требований о периодичности фотографирования произвольных точек на поверхности Земли.

Компания Planet Labs предпринимает попытки решить указанные выше трудности несколькими способами. Проводились летные испытания по формированию конфигурации созвездия управляя аэродинамическим сопротивлением отдельных спутников. Сопротивление повышалось за счет разворота плоскостью солнечных батарей (СБ) перпендикулярно направлению движения, таким образом площадь миделя увеличивалась более чем в 5 раз с 370 см^2 до 1950 см^2 .

Более чем за 6 месяцев было достигнуто относительно равномерное распределение спутников по орбите. Тем не менее заметна существенная остаточная неравномерность распределения², как показано на рисунке 3. Фактическое движение группировки относительно Flock 1-C достигнутое с помощью управления атмосферным сопротивлением, построено на основе измеренных координат.

²Constellation Phasing with Differential Drag on Planet Labs Satellites [Текст] / С. Foster [и др.] // Journal of Spacecraft and Rockets. 2018. Март. Т. 55, № 2. С. 473–483.

Конечное состояние показывает достигнутую степень равномерности распределения спутников и низкие относительные скорости.



Толстые синие линии соответствуют участкам повышенного аэродинамического сопротивления

Рисунок 3 — Угловое расстояние спутников группировки Flock 1-C до спутника 090C в зависимости от времени

Далее эта же компания в 2018 проводила летные испытания кубсата с электрическим ракетным двигателем (ЭРД). Использование ЭРД не приводит к деградации орбиты в отличие от аэродинамического метода, однако низкая тяга ЭРД также не позволяет быстро разводить кубсаты в созвездия.

Целевое значение количества спутников в группировке PlanetLabs составляет 150 спутников и при этом не достигается глобальное покрытие, т.к. ставка делается на увеличение плотности вероятности покрытия регионов интереса. Сравнение используемого вероятностного подхода со спутниками 3U без ДУ и глобального покрытия спутниками 6U с СЭДУ представлено в таблице 1.

Использование спутников 6U с СЭДУ целесообразно в случае наличия требований гарантированного ежесуточного глобального мониторинга и быстрого ввода в эксплуатацию обновленного поколения спутников.

Для выполнения быстрых маневров подходят только ДУ со значительной тягой, т.е. такие которые позволяют выполнять Хомановские перелеты как

Таблица 1 — Сравнение группировок наноспутников

	3U	6U
Кол-во КА	150 (целевое)	96 (192 объёма 3U)
Покрытие	вероятностное, часть суши	детерминированное, весь Земной шар
При добавлении новых спутников	фазирование 25..33% от САС	за перестроение созвездия за несколько суток
При потере части аппаратов	уменьшаются вероятности покрытия регионов	восстановление 100% покрытия за нескольких суток

показано на рисунке 4. Диаграмма отображает информацию по различным прототипам ДУ для малых спутников, собранных в единую базу данных³.

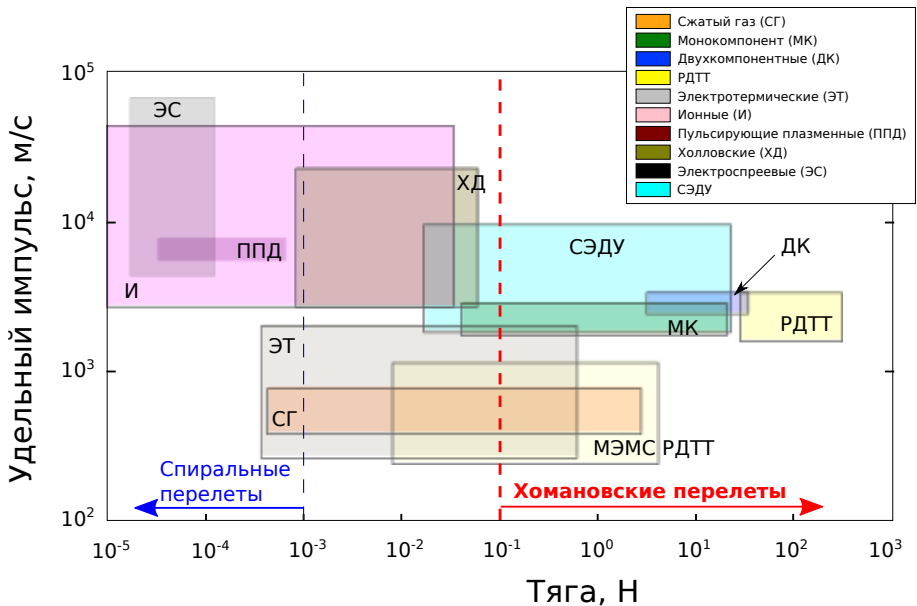


Рисунок 4 — Сравнение рабочих характеристик ДУ

³Leverone, F. Cost analysis of solar thermal propulsion systems for microsatellite applications [Текст] / F. Leverone, A. Cervone, E. Gill // Acta Astronautica. 2019. Т. 155. С. 90—110.

Экспертная оценка различных ДУ для фазирования наноспутников представлена в таблице 2. Общая оценка вычисляется как произведение коэффициентов по отдельным критериям

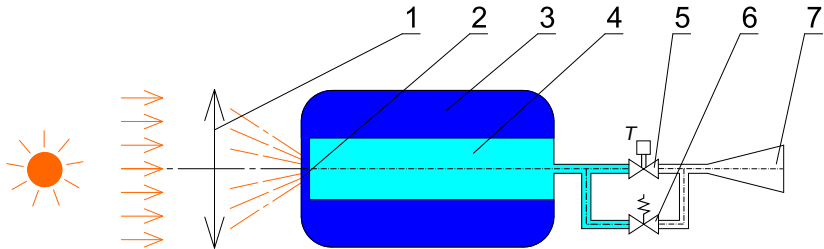
$$k = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4 \cdot k_5 \cdot k_6 \cdot k_7, \quad (1)$$

где k – ненормированная оценка, $k_{1..7}$ – коэффициенты критериев.

Таблица 2 — Экспертная оценка ДУ для фазирования наноспутников

К-т (больше — лучше)	ХД	ЭРД	ЭТ	МЭМС РДТТ	СГ	СЭДУ
К-т достаточности тяги	1	0,1	0,5	0,2	0,2	0,5
К-т достаточности ΔV	1	1	1	0,5	0,2	1
К-т автономности от СЭП	1	0,2	0,2	0,8	0,8	0,8
К-т миниатюрности	0,5	1	0,5	1	0,5	0,5
К-т TRL	1	1	1	1	1	0,5
К-т экологичности	0,1	1	1	0,3	1	1
К-т взрыво-, пожаробезопасности	0,1	0,9	0,9	0,9	0,8	0,9
Итоговая нормированная оценка	0,1	0,2	0,5	0,2	0,1	1,0

В данной работе предлагается упрощенная схема солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ), показанная на рисунке 5. Ввиду ограничений размера кубсат предлагается схема с капиллярной системой подвода рабочего тела и отсечным клапаном без регулировки давления. Отсечной клапан управляется по температуре, потому что датчик давления имеет гораздо большие габариты. Рабочее тело находится на линии насыщения, поэтому не только температура, но и давление также будет одинаковым при каждом открытии клапана.

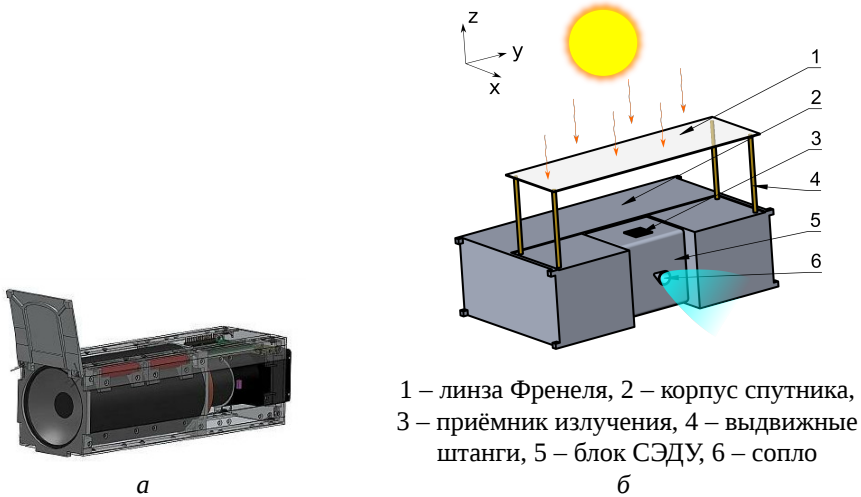


1 – линза Френеля, 2 – приёмник излучения, 3 – пористое тело контактирующее с приёмником излучения, свободное пространство содержащее газовую фазу,
5 – отсечной клапан, 6 – предохранительный клапан, 7 – сопло

Рисунок 5 — Предлагаемая упрощенная пневмогидросхема СЭДУ для наноспутника

Вторая глава посвящена методике проектирования и построению математической модели наноспутника с СЭДУ. На рисунке 6 представлено сравнение

традиционной компоновки кубсата Д33 форм-фактора 3U и предлагаемой компоновки кубсата 6U. В кубсате 3U Dove-1 камера Д33 оставляет мало места для других систем. В кубсате 6U дополнительные 3U используются для СЭДУ, СОС и других приборов.



1 – линза Френеля, 2 – корпус спутника, 3 – приёмник излучения, 4 – выдвижные штанги, 5 – блок СЭДУ, 6 – сопло

Рисунок 6 — Предлагаемое изменение компоновки наноспутника:
a — кубсат 3U Dove-1, *б* — компоновочная схема кубсата 6U с СЭДУ

В этой главе формализуется инженерная задача. Описывается методика проектирования, конструктивная схема и производится ее параметризация, описываются сделанные допущения. Строится система уравнений, определяются граничные условия и параметры задачи.

В наноспутнике с СЭДУ подсистемы оказывают существенно влияние друг на друга, как показано на рисунке 7. Двигательная установка влияет на работу системы ориентации и стабилизации создавая возмущающий момент, а работа системы ориентации и стабилизации в свою очередь влияет на угол ориентации на Солнце и соответственно на работу гелиоконцентратора, двигательная установка и система ориентации и стабилизации влияют на баллистику, которая в свою очередь влияет на другие системы через расписание прохождения теневых участков орбиты.

Для учёта взаимовлияния подсистем была построена взаимосвязанная математическая модель подсистем наноспутника и соответствующая методика проектирования наноспутника, показанная на рисунке 8, включающая в себя эту математическую модель.

Общий вектор состояния спутника состоит из 20 компонент, 19 из которых независимые, т.к. скалярная часть кватерниона используется для проверки

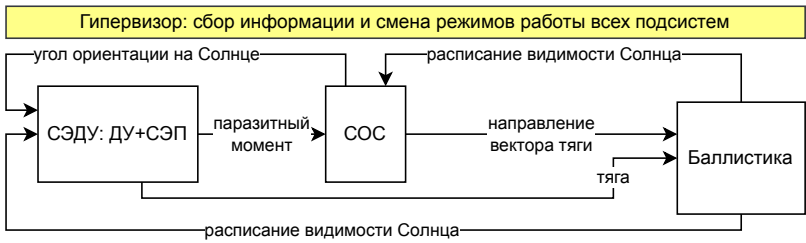


Рисунок 7 — Блок-схема математической модели наноспутника

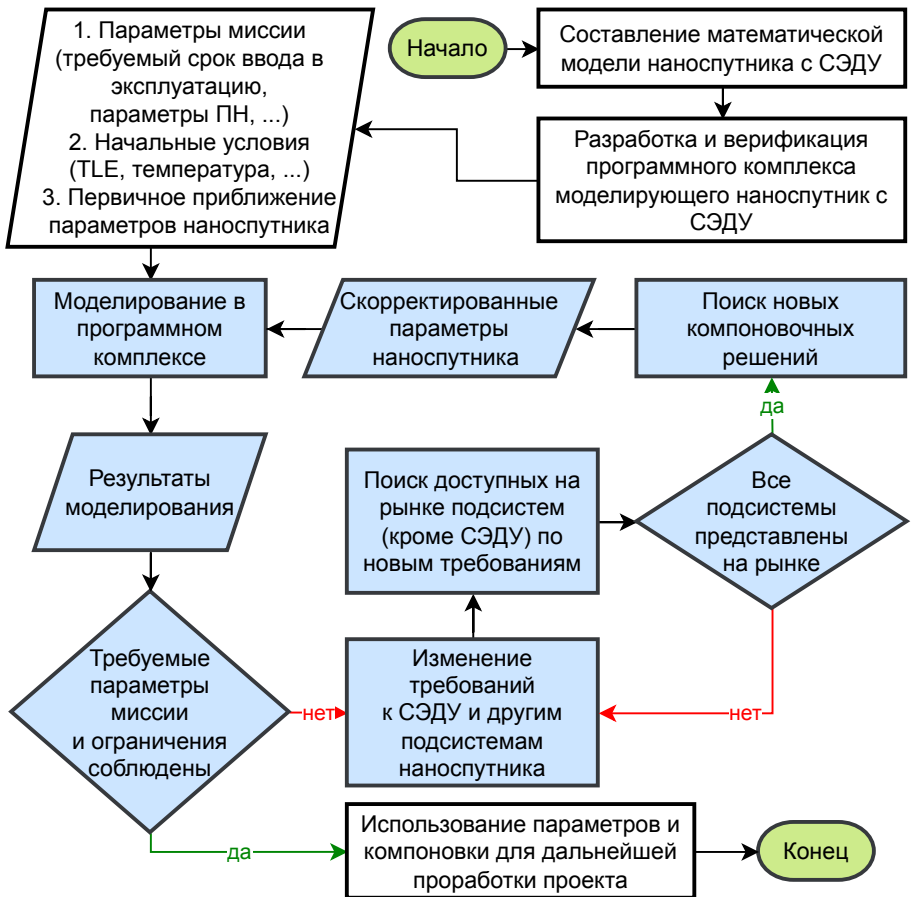


Рисунок 8 — Методика проектирования наноспутника с СЭДУ

ошибки численного интегрирования из условия нормированности кватерниона

$$y = \left(\overbrace{E, m_{fuel}}^{\text{ДУ}}, \overbrace{r_x, r_y, r_z, v_x, v_y, v_z, \omega_{b_x}^{bi}, \omega_{b_y}^{bi}, \omega_{b_z}^{bi}, q_0^{bi}, q_1^{bi}, q_2^{bi}, q_3^{bi}, \omega_{wh0}, \omega_{wh1}, \omega_{wh2}, \omega_{wh3}}^{\text{Баллистика}}, \underbrace{Q_e}_{\text{СЭП}} \right)^T, \quad (2)$$

где E – общая тепловая энергия рабочего тела и конструкции ДУ, m_{fuel} – масса рабочего тела, $r_x \dots r_z, v_x \dots v_z$ – положение и скорость КА, $\omega_{b_x}^{bi} \dots \omega_{b_z}^{bi}$ – компоненты угловой скорости, q_i – компоненты кватерниона ориентации, ω_{whi} – угловые скорости маховиков, Q_e – заряд аккумуляторной батареи (АБ).

Накопленная тепловая энергия и суммарная масса двух фаз рабочего тела полностью определяют все термодинамические параметры, а ориентация спутника и заряд АБ определяют состояние СЭП. Название режима работы спутника не входит в вектор состояния, но определяет набор дифференциальных уравнений описывающих динамику работы спутника и целевых параметров, например, требуемой ориентации.

Спутник переключается между режимами работы: полёт в зоне тени Земли, ориентация гелиоконцентратором на Солнце, орбитальная ориентация, ожидание разрешенной для маневра зоны орбиты, тяга, окончание топлива. Для каждого режима работы определены вектора целевой ориентации, коэффициенты управления и набор дифференциальных уравнений.

Динамика спутника описывается дифференциальными уравнениями (3–6):

$$\begin{aligned} \dot{E} &= W_h - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \cdot S_{radiation} - \dot{m} \cdot h_s(T), \\ \dot{m} &= p_c A_t / \beta \end{aligned} \quad (3)$$

где W_h – мощность нагрева, ε – приведенный коэффициент излучения излучающих поверхностей, σ – постоянная Стефана-Больцмана, $S_{radiation}$ – суммарная площадь излучающих поверхностей, $h_s(T)$ – энтальпия пара на линии насыщения при соответствующей температуре, β – расходный комплекс, p_c – давление в баке, A_t – площадь критического сечения сопла.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}_{sat} &= \mathbf{v}_{sat}, \\ \dot{\mathbf{v}}_{sat} &= \mathbf{F}_{\Sigma} / m_{sat}, \\ \mathbf{F}_{\Sigma} &= \mathbf{F}_{gravity} + \mathbf{F}_{thrust}, \\ \mathbf{F}_{gravity} &= \frac{-GM_{\oplus} m_{sat} \mathbf{r}_{\oplus sat}}{|\mathbf{r}_{\oplus sat}|^3}, \\ m_{sat} &= m_{sat \text{ dry mass}} + m_{fuel}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\mathbf{F}_{gravity}$ – вектор силы гравитационного воздействия Земли на космический аппарат, M_{\oplus} – масса Земли, $\mathbf{r}_{\oplus sat}$ – вектор Земля – космический аппарат, \mathbf{F}_{Σ} – вектор суммы действующих на космический аппарат сил, \mathbf{F}_{thrust} – вектор равнодействующей сил тяги двигателей.

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_B^{BI} &= (\mathbf{J}_B^c)^{-1} [\mathbf{L}_B^c - \omega_B^{BI} \times (\mathbf{J}_B^c \omega_B^{BI})], \\ \dot{\omega}_{rwi} &= m_i / J_{rwi}, \\ \dot{\mathbf{q}}_{BI} &= \frac{1}{2} \Omega(\omega_B^{BI}) \cdot \mathbf{q}_{BI},\end{aligned}\quad (5)$$

где \mathbf{J}_B^c – тензор инерции спутника, \mathbf{L}_B^c – суммарный момент от действующих сил в связанной системе координат, $\mathbf{m} = (m_1, m_2, m_3, m_4)$ – управляющие моменты электродвигателей-маховиков.

$$\dot{Q}_e = \begin{cases} 0, & \text{если } Q_e \geq Q_{max} \text{ и } W_{e\Sigma-} < W_{e\Sigma+} \\ 0, & \text{если } Q_e \leq 0 \text{ и } W_{e\Sigma-} > W_{e\Sigma+} \\ W_{e\Sigma+} - W_{e\Sigma-}, & \text{иначе} \end{cases}, \quad (6)$$

где $W_{e\Sigma-}$ – суммарная потребляемая мощность платформой и полезной нагрузкой (ПН), $W_{e\Sigma+}$ – поступающая электрическая мощность от СБ.

Третья глава посвящена выбору программного комплекса для проведения математического моделирования и верификации на модельных задачах. Рассматриваются особенности построения компьютерной модели в зависимости от выбора инструмента.

Общая схема модели СЭДУ в Matlab представлена на рисунке 9. Модель СЭДУ была перенесена в Scilab и расширена до общей модели кубсата добавлением других систем, как показано на рисунке 10. Конечная модель была выполнена в Python, для которого разработано большое количество библиотек с открытым исходным кодом и который является более стабильным решением чем Scilab. Разработанный в диссертации программный комплекс назван «CubeSats Modeling Tool».

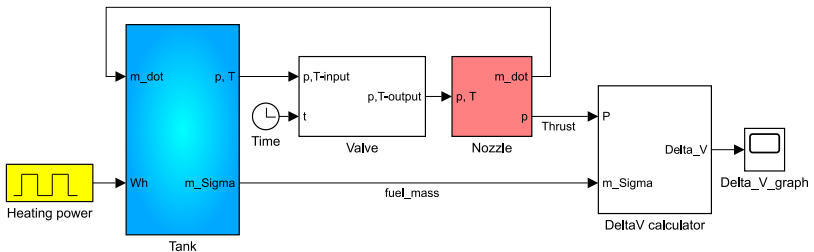


Рисунок 9 — Имитационная модель СЭДУ в Matlab

Выполнена верификация модели баллистики и положения Солнца, СОС, ДУ по экспериментальным данным, в том числе по данным экспериментов опубликованных другими исследователями.

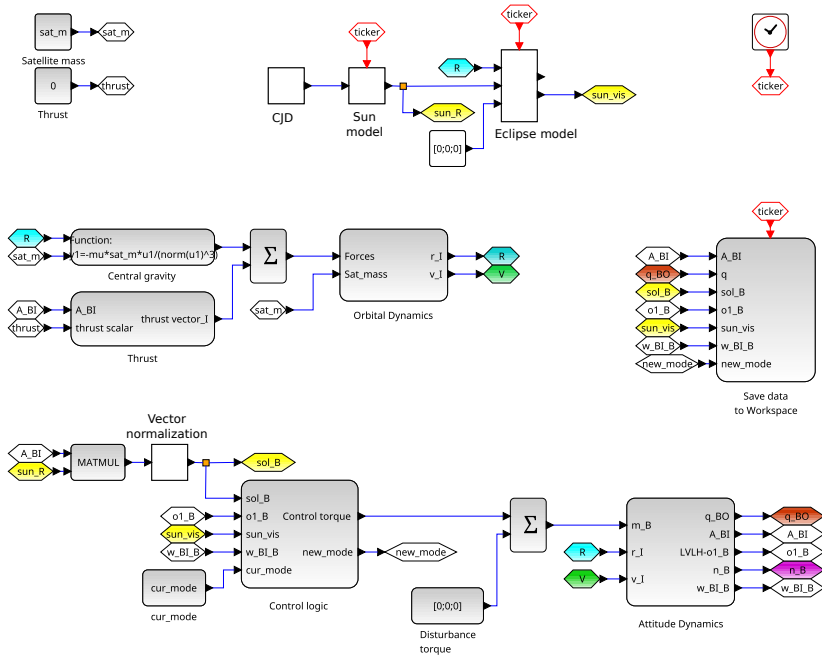


Рисунок 10 — Имитационная модель кубсата с СЭДУ в Scilab

Модель истечения из сопла была верифицирована по опубликованным данным экспериментальной отработки солнечной тепловой двигательной установки (СТДУ) альтернативной конструкции⁴. Отличие СТДУ из эксперимента в том, что рабочее тело нагревается только в непосредственной близости сопла. Несмотря на указанное отличие, данные эксперимента могут быть использованы для верификации модели истечения из сопла. В качестве рабочего тела в эксперименте также использовалась вода. Схема экспериментальной установки СТДУ показана на рисунке 11.

В эксперименте использовались следующие параметры установки: диаметр критического сечения сопла 0,4 мм, диаметр среза сопла 6,0 мм, давление в камере 68,0 кПа, температура в камере 1088 К.

Сравнение результатов моделирования с экспериментов представлено в таблице 3.

Значения тяги и удельного импульса по модели получились ниже чем экспериментальные данные по причине того, чтобы в модели были выбраны максимальные коэффициенты потерь из найденных в литературе.

⁴Iwaki, Y. Thermal design of a solar thermal thruster for piggyback satellites [Текст] / Y. Iwaki, T. Totani, H. Nagata // TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, SPACE TECHNOLOGY JAPAN. 2009. Т. 7, ists26. С. 71—76.

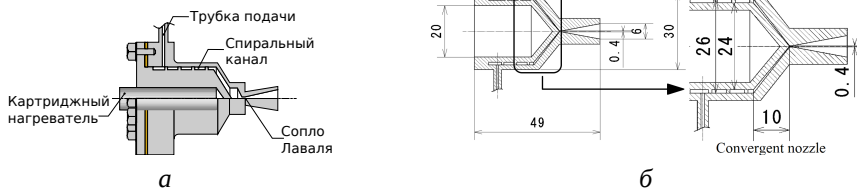


Рисунок 11 — Экспериментальная установка СТДУ:
 а — схема экспериментальной конструкции СТДУ, б — размеры сопла

Таблица 3 — Сравнение модели сопла и экспериментальных данных

Параметр	Модель	Эксперимент	Отн. ошибка
Тяга	15,8 Н	16,6 Н	5.0%
Удельный импульс	$1904 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$	$1991 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$	4.4%
Расход	$8,0 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1}$	$8,3 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1}$	3.6%

Модель СОС была верифицирована с наземным экспериментом для спутника в аэродинамическом подвесе⁵. Общая схема экспериментальной установки показана на рисунке 12.

Графики угловых скоростей платформы со спутником, полученные в ходе наземной экспериментальной отработки и по численной модели представлены на рисунке 13. Сравнение графиков позволяет сделать вывод о том, что модель достаточно хорошо согласуется с экспериментом. Различия в графиках вызваны в первую очередь погрешностями сенсоров и зоной нечувствительности исполнительных органов, которые могут быть учтены в дальнейшем.

Четвертая глава посвящена приложению методики к прототипу космического аппарата.

Сначала рассматривается кубсат форм-фактора 6U, показанный на рисунке 14.

На рисунке 15 показано скалярное произведение единичных радиус-векторов положений фазируемых спутников. Первый спутник сначала перелетает на более высокую орбиту вырабатывая примерно половину рабочего тела, а второй спутник, наоборот, сначала перелетает на более низкую орбиту, как показано на рисунке 16. Далее происходит фазирование в свободном полёте и оба спутника возвращаются на исходную орбиту в одну точку, при этом второй спутник пролетел на один виток орбиты больше чем первый.

⁵Design of Attitude Control Systems for CubeSat-Class Nanosatellite [Текст] / J. Li [и др.] // Journal of Control Science and Engineering. 2013. Т. 2013. С. 1—15. URL: <http://dx.doi.org/10.1155/2013/657182>.

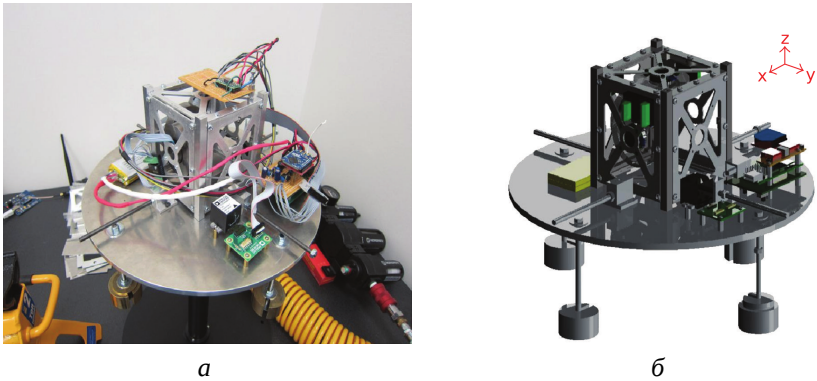


Рисунок 12 — Система наземной обработки СОС на аэродинамическом подвесе: а — фото экспериментальной установки СОС, б — 3d модель платформы со спутником

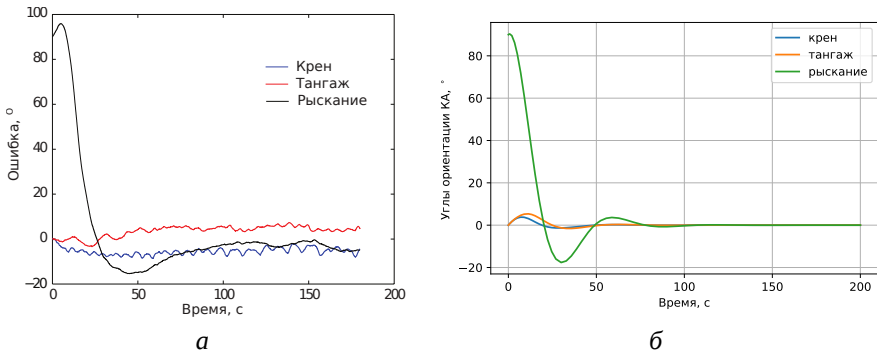
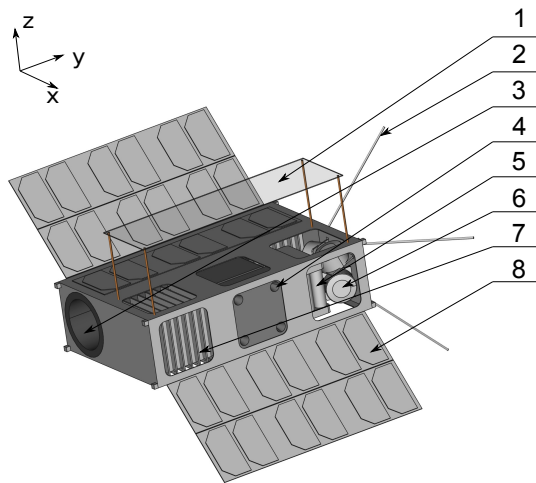


Рисунок 13 — Графики угловых ошибок ориентации платформы со спутником на аэродинамическом подвесе: а — измеренные в ходе эксперимента угловые ошибки, б — угловые ошибки в результате моделирования

Большую часть времени занимает фаза свободного полёта, когда за счёт разницы в орбитальных периодах спутники фазированы на нужный угол. Учитывается также время перелёта на орбиту фазирования и обратно, так чтобы разница в один виток была после выполнения всех этапов и после возвращения спутников на исходную круговую орбиту, у которой после выполнения всех маневров уменьшилась эллиптичность.

В рамках аппробации математической модели было также проведено моделирование перелета разгонного блока с миниспутником массой 150 кг с опорной круговой орбиты высотой 500 км на высоту 800 км.



1 – линза Френеля, 2 – антенна радиосвязи, 3 – ПН, 4 – система сопел, 5 – СЭП, 6 – блок маховиков, 7 – авионика, 8 – СБ

Рисунок 14 — Компонировка подсистем кубсата 6U с СЭДУ

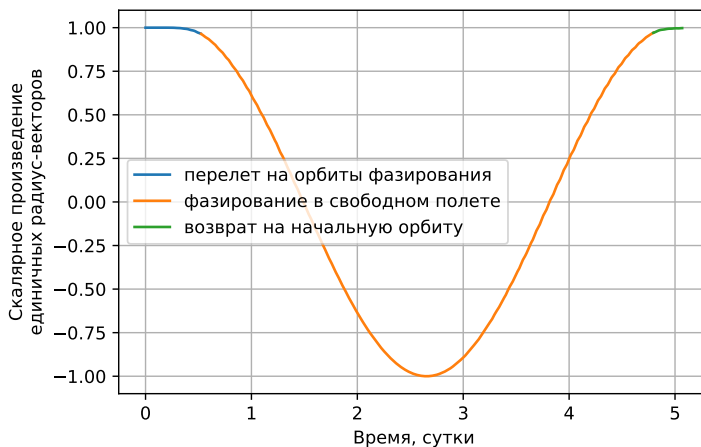


Рисунок 15 — Скалярное произведение нормированных радиус-векторов положений двух фазлируемых космических аппаратов

Работа по сверхмалому разгонному блоку для миниспутника выполнена в рамках конкурса НТИ «Аэронет».

Компоновочная схема разгонного блока с миниспутником представлена на рисунке 17. Вместо одной большой линзы может быть использована схема с

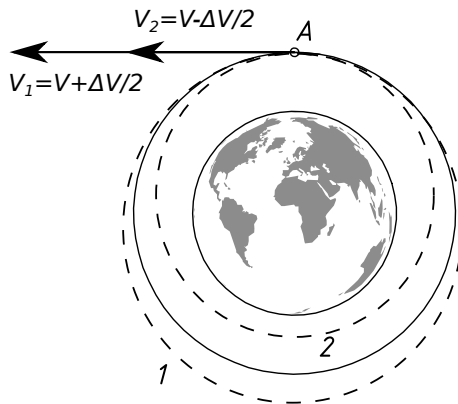
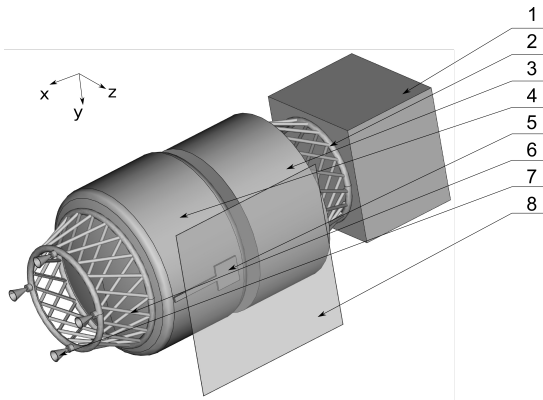


Рисунок 16 — Схема перелета на промежуточные орбиты

несколькими линзами меньшего размера и оптическим волокном для сбора излучения с нескольких концентраторов на одном приёмнике.



1 – миниспутник, 2 – адаптер крепления спутника, 3 – служебные системы,
4 – бак рабочего тела, 5 – приёмник излучения, 6 – ферма крепления сопел,
7 – сопла, 8 – линза Френеля

Рисунок 17 — Компонентная схема разгонного блока с миниспутником

В отличие от задачи фазирования кубсатов в задаче моделирования разгонного блока требуется значительное изменение высоты орбиты, но и в этом случае алгоритм коррекции эллиптичности орбиты показал свою работоспособность. На рисунке 18 видно что после перелета на конечную орбиту разница между максимальной и минимальной высотой орбиты составляет на более 20 км. Также на участке колебательного роста высоты орбиты наблюдаются две зоны уменьшения

разницы между максимальной и минимальной высотами орбиты, что соответствует уменьшению эллиптичности или скруглению орбиты.

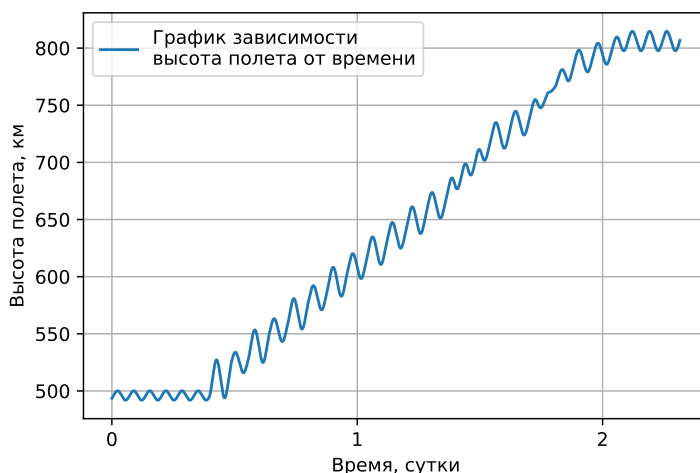


Рисунок 18 — Зависимость высоты полета от времени

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации разработана методика выбора проектных параметров маневрирующего наноспутника с солнечной энергодвигательной установкой. На основе разработанной методики выполнено проектирование наноспутника, во многом определяющее его облик.

Основные полученные в работе результаты и выводы:

1. Разработанная математическая модель функционирования СЭДУ позволила показать, что подобная двигательная установка, использующая линзу Френеля, капиллярную систему подачи и бак рабочего тела, совмещенный с накопителем давления является наиболее рациональной для использования в составе наноспутника формата CubeSat.
2. Разработанная связанная математическая модель функционирования наноспутника с СЭДУ, позволила учесть при выборе проектных параметров наноспутника работу СЭДУ, СЭП, СОС, а также работу системы управления движением при прохождении теневых участков орбиты.
3. Построенная методика выбора проектных параметров наноспутников с СЭДУ, основанная на разработанных математических моделях и валидированная на известных данных экспериментов других авторов,

которая реализована в виде программного комплекса, носит универсальный характер и может быть применена при проектировании маневрирующих КА с СЭДУ не только наноспутников формата CubeSat, но аппаратов классов пико-, микро- и мини.

4. Результаты определения проектных параметров для новой компоновочной схемы прототипа перспективного маневрирующего наноспутника формата CubeSat 6U, показывают возможность использования СЭДУ для задачи оперативного фазирования наноспутников в созвездия за время, меньшее 6 суток, что существенно (более чем в 20 раз) меньше существующих сроков фазирования подобных КА.

Таким образом, все поставленные задачи исследования решены, и общая цель проведенных исследований достигнута.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. *Жумаев, З. С.* Анализ проектных параметров солнечной энергодвигательной установки для наноспутника [Текст] / З. С. Жумаев, Г. А. Щеглов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. — 2012. — № 12. — С. 59—65. — (ВАК).
2. *Жаренов, И. С.* Система обеспечения теплового режима микроспутника «ТаблетСат-Аврора»: проектирование и лётная отработка [Текст] / И. С. Жаренов, З. С. Жумаев // Вестник Московского авиационного института. — 2015. — Т. 22, № 3. — С. 63—75. — (ВАК).
3. *Жумаев, З. С.* Математическая модель маневрирующего наноспутника с гелиотермической двигательной установкой и маховичной системой ориентации и стабилизации [Текст] / З. С. Жумаев // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2021. — Т. 5. — (ВАК).
4. *Zhumaev, Z. S.* Operations dynamics analysis of solar thermal propulsion for CubeSats [Текст] / Z. S. Zhumaev, G. A. Shcheglov // Advances in Space Research. — 2019. — Авг. — Т. 64, № 4. — С. 815—823. — (Scopus, WoS).

Другие публикации

5. *Жумаев, З. С.* Математическое моделирование солнечной энергодвигательной установки для наноспутника [Текст] / З. С. Жумаев, Г. А. Щеглов // Необратимые процессы в природе и технике: Труды седьмой всероссийской конференции. — 2013. — С. 213—216.

6. Жумаев, З. Математическое моделирование работы солнечной энергодвигательной установки наноспутника [Текст] / З. Жумаев, Г. Щеглов // XL Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. — Москва, 2015. — С. 56—57.
7. Жумаев, З. Анализ динамики функционирования солнечной энергодвигательной установки для наноспутников типа CubeSat [Текст] / З. Жумаев, Г. Щеглов // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. — 2019. — С. 66—68.
8. Жумаев, З. Математическая модель для выбора проектных параметров наноспутника типа CubeSat с солнечной энергодвигательной установкой [Текст] / З. Жумаев, Г. Щеглов // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. — Москва, 2021. — С. 350—352.
9. Жумаев, З. Повышение производительности созвездия кубсатов за счёт быстрого фазирования в созвездие с использованием СЭДУ [Текст] / З. Жумаев // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Материалы 56-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. — 2021. — С. 66—68.

Жумаев Зайнулла Серикович

Методика проектирования наноспутника с солнечной энергодвигательной установкой

Автореф. дис. на соискание ученой степени к.т.н.

Подписано в печать ____ . ____ . ____ . Заказ № _____

Формат 60×90/16. Усл. печ. л. 1. Тираж 100 экз.

Типография _____