ОБЩЕСТВО С ОГРАНИЧЕННОЙ ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ
«МЕЖОТРАСЛЕВОЙ ИНЖИНИРИНГОВЫЙ ЦЕНТР
МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»
(ООО «МИЦ МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»)

ОТЧЕТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

ИССЛЕДОВАНИЕ РЫНОЧНЫХ ПРИМЕНЕНИЙ И ФОРМИРОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ СОЗДАНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ БУКСИРОВ НАНО- И МИКРО-КЛАССА

Москва – 2024

Реферат

Отчет 147 с., 1 кн., 54 рисунка, 15 таблиц, 117 источн.

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР, МАЛАЯ ТЯГА, НИЗКАЯ ОРБИТА, ОТЛЁТНАЯ ТРАЕКТОРИЯ, ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

В ближайшие годы запланированы к созданию группировки малых аппаратов численностью в сотни и тысячи единиц. Следовательно, ожидается развитие спроса на услугу их перемещения между орбитами, стоимость которой весьма велика при использовании эксплуатируемых и разрабатываемых изделий. Также увеличивается количество запусков научных микро- и нано аппаратов к другим телам Солнечной системы. Поэтому актуальной является задача создания малобюджетных межорбитальных буксиров, способных обеспечить перемещения космических аппаратов между низкими орбитами, а также выведение их на отлётные траектории.

Поэтому целью работы было обоснование выбора направлений разработок в области создания малобюджетных межорбитальных буксиров для малых космических аппаратов и проработка облика основных концепций этих изделий. Объектом исследования были приняты межорбитальные буксиры нано- и микрокласса, предназначенные для работы на низких орбитах или для выведения на отлётные траектории. Методика проведения исследования предусматривала баллистическое обоснование наиболее выгодных схем межорбитальных переходов раздельно для переходов между низкими орбитами и выведения на отлётную траекторию, выбор малобюджетной двигательной установки под принятую схему и формирование технического облика малогабаритного межорбитального буксира с её использованием.

Результатом данной работы является краткий обзор рыночной ситуации, концепции построения малобюджетных межорбитальных буксиров и технический облик этих изделий. Данные результаты обладают предметной новизной, поскольку возможность использования малобюджетных двигательных установок не учтена в литературных источниках. Потенциальными потребителями результата настоящего исследования являются разработчики средств выведения и космических аппаратов.

Определения, обозначения и сокращения

GEO - геостационарный

HTS – High Throughput Satellite

Non-GEO - негеостационарный

АБ – аккумуляторная батарея

АТ – тетраоксид азота

БКУ – бортовой комплекс управления

ГПО - геопереходная орбита

ДУ – двигательная установка

ЕКА – европейское космическое агентство

ЖРД - жидкостной ракетный двигатель

КА – космический аппарат

МКС – международная космическая станция

МРБ – малый разгонный блок

НДМГ – несимметричный диметилгидразин

НИР – научно-исследовательская работа

НКУ – наземный комплекс управления

ПН – полезная нагрузка

РДТТ – ракетный двигатель твёрдого топлива

РН – ракета-носитель

СБ – солнечная батарея

СПД – стационарный плазменный двигатель

ЭНД – электронагревный двигатель

ЭРД - электрореактивный двигатель

Оглавление

Реферат 2

Определения, обозначения и сокращения 3

Оглавление 4

Введение 6

1. Анализ полезных нагрузок межорбитальных нано- и микро-буксиров.. 7

2. Анализ задач ДУ межорбитальных нано- и микро-буксиров и требований к ним 17

3. Баллистическое обоснование и выбор схемы межорбитальных перелётов. 23

3.1 Схемы выведения с большой тягой, с малой тягой и с аккумулированием энергии 23

3.2 Гравитационные потери и продолжительность маневра в различных схемах выведения 24

3.3 Сравнительная оценка схем выведения по доле ПН 33

3.3.1 Формирование расчётных зависимостей и исходных данных 33

3.3.2 Низкоорбитальные маневры 38

3.3.3 Выведение на геостационарную орбиту 39

3.3.4 Схема с аккумулированием энергии с использованием электролиза 42

3.3.5 Выведение на отлётную траекторию 45

3.3.6. Обоснование выбора схемы выведения и класса ДУ для типовых задач 48

4. Задачи, концепция и рынок малобюджетного низкоорбитального нано-буксира 56

4.1Формирование и поддержание нано-группировок 57

4.2 Поддержание нано-КА на сверхнизких орбитах 58

4.3 Транспортное обслуживание пилотируемых станций 65

5. Задачи, концепция и рынок малобюджетного межпланетного микро-буксира 71

6.Технический облик малобюджетного низкоорбитального нано-буксира и возможности использования полученного задела 92

7. Технический облик малобюджетного межпланетного микро-буксира и возможности использования полученного задела 99

Заключение 105

Перечень использованных источников..... 106

Приложение А. Возможности доработки низкоорбитального буксира .. 117

А.1. Повышение удельного импульса 117

А.2. Адаптация к высоким орбитам 135

Введение

В конце прошлого и начале этого столетия благодаря новейшим достижениям в электронике и других областях науки и техники, приведшим к возможности миниатюризации практически всех служебных систем космических аппаратов без ущерба для их функциональных качеств, появилась возможность использовать для решения комплексных научных и прикладных задач малые аппараты.

Продолжающееся накопление опыта их проектирования, производства и эксплуатации позволило, находясь в рамках ограниченного финансирования, создавать и выводить на орбиту действующие согласованно группировки аппаратов, предназначенных для решения общей задачи. Применение таких группировок позволяет сделать скачок в качестве исследований на основе использования космических средств, прежде всего, значительно повышая их производительность и оперативность.

Быстрое развитие миниатюрной космической техники как составной части глобального рынка пусковых услуг требует создания соответствующих ей по размерности средств выведения, в т.ч. межорбитальных буксиров. Однако миниатюризация средств выведения может значительно увеличить их стоимость в расчёте на килограмм веса. Это заставляет рассматривать малобюджетный подход к их созданию в этом размерном классе.

Вплоть до настоящего времени в России отсутствуют межорбитальные буксиры для развертывания КА нано- и микрокласса. При этом подобные изделия уже запускаются в нашей стране в существенных количествах, что обуславливает актуальность темы. Поэтому проведение данной работы должно показать перспективы создания малобюджетных межорбитальных буксиров нано- и микрокласса и возможный эффект от их использования. Исходные данные для проведения НИР брались на основании открытых материалов, находящихся в публичном доступе, и не содержат закрытые либо конфиденциальные сведения. Проведение НИР не предусматривало патентных исследований, за исключением включения референсных патентов в ссылочный аппарат, а также метрологического обеспечения.

1. Анализ полезных нагрузок межорбитальных нано- и микро-буксиров

С начала второго десятилетия 21 века пусковая активность игроков рынка начала заметно возрастать после многих лет стагнации. Количество космических пусков [1] в мире растёт почти линейно (Рисунок 1). При этом, однако, пусковая активность России снижается также линейно.

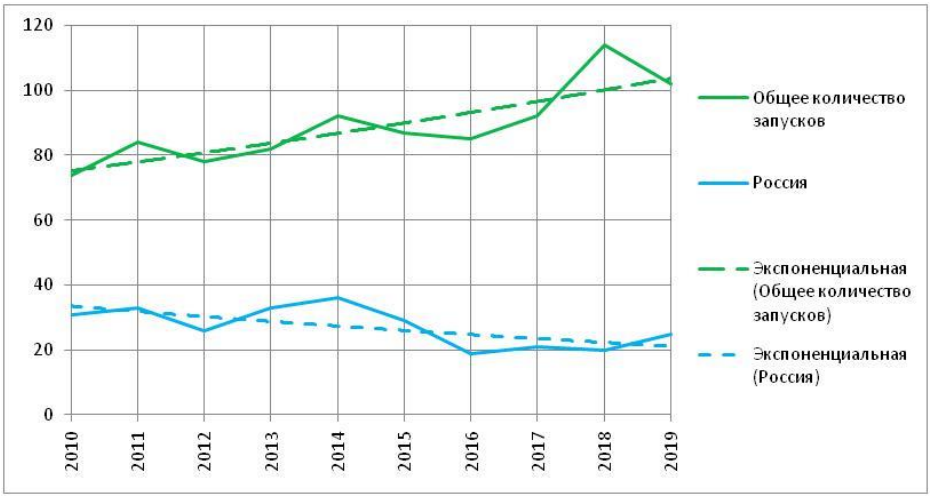


Рисунок 1 - Динамика запусков РН

Ещё больше активность рынка характеризует количество запущенных космических аппаратов (Рисунок 2).

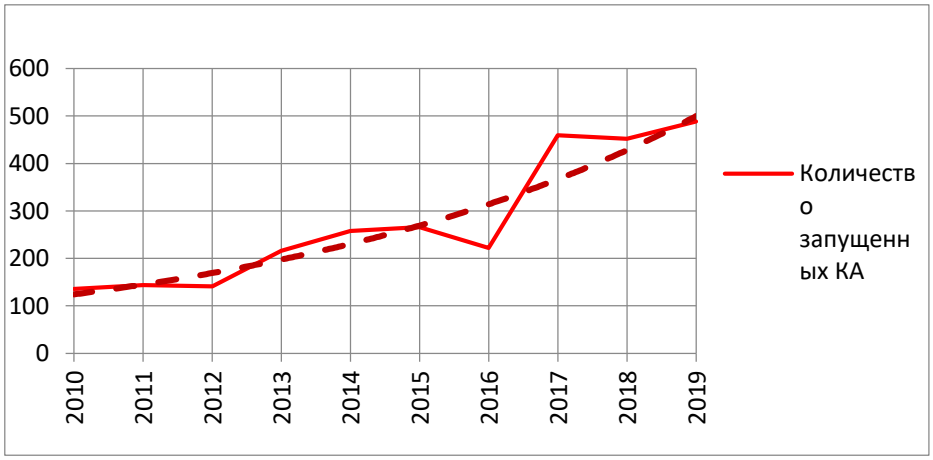


Рисунок 2 - Динамика запусков спутников

При этом выведение космических аппаратов производится в основном на низкие и геостационарную орбиты. Пуски на высокие орбиты и отлётные траектории не образуют значимой доли рынка[2]. В свою очередь, количество

аппаратов, выводимых на геостационарную орбиту, мало по сравнению с выводимыми на низкие орбиты (Рисунок 3).

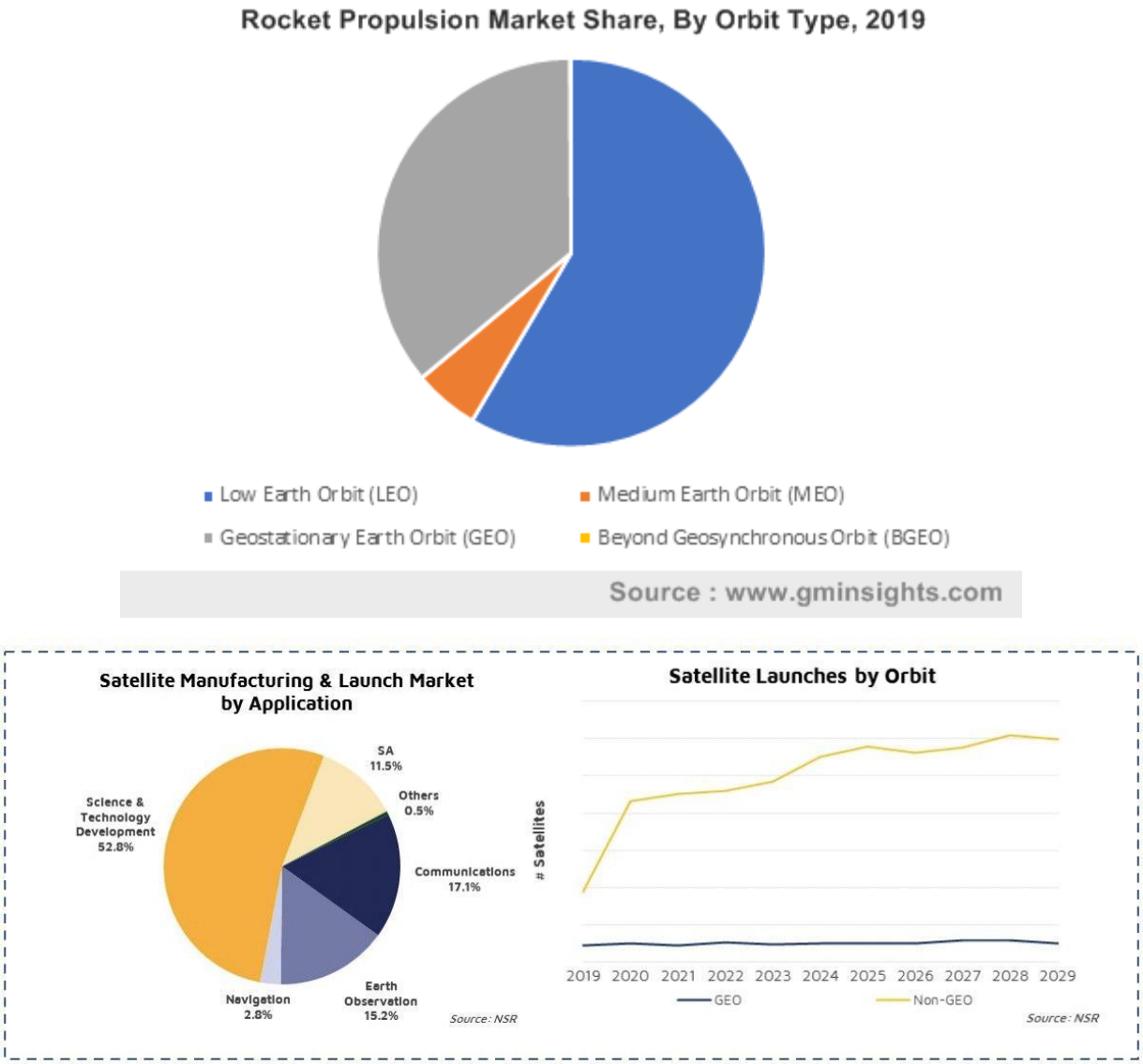


Рисунок 3 - Сегментация спутников по задачам и типам орбит (GEO-геосинхронные орбиты, Non-GEO – прочие орбиты)

Рост количества запускаемых спутников имеет ярко выраженный экспоненциальный характер – в 3,6 раза за 10 лет, тогда как количество запусков выросло всего лишь примерно в 1,5 раза. Данный факт объясняется взрывным ростом рынка малых космических аппаратов, которые превратились в один из важнейших факторов, влияющих не только на сегментацию и характер космического рынка, но и на облик современных и перспективных средств выведения. Их быстрое развитие в последние два десятилетия было

обеспечено прогрессом в области микроминиатюрных электромеханических устройств, электронной компонентной базы коммерческого класса, снижением массы целевой нагрузки.

Особенно быстро прогрессировали спутники дистанционного зондирования Земли. Например, «Ресурс-Ф3» (1980-е гг.) весил шесть тонн. Сейчас его функции могут успешно выполнять спутники нано класса серии Flock (созданные фирмой Planet) массой всего 5 килограммов (Рисунок 4).

Рисунок 4 - Спутники серии Flock

Современные технологии позволяют уже сегодня создать спутник дистанционного зондирования массой 20-50 кг с оптикой субметрового разрешения, в том числе с возможностью мульти- и гиперспектральной съёмки, позволяющей повысить информативность снимков при неизменном разрешении. Важное значение для прогресса малых аппаратов сыграл стандарт CubeSat, созданный в конце 1990-х гг. и позволяющий создавать нано- и микроспутники массой от 1 до 12 кг. Стоимость набора составляет несколько десятков тысяч долларов, что делает кубсат доступным не только для организаций, но и для частных лиц.

До недавнего времени спутники форм-фактора кубсат использовались в основном для обучения, а также для отработки некоторых технологий, компонентов и технических решений. Но в настоящее время, по крайней мере,

кубсаты в компоновке 6U и 12U уже обладают прикладным значением. Большая часть кубсатов проектируется на срок активного существования около года, чего достаточно для выполнения их задач, но при потребности он может быть увеличен. Так, средний срок работы университетских кубсатов составляет 1,1 года, но он обусловлен в основном ранними отказами из-за плохой технологической дисциплины (48%) и малым сроком баллистического существования из-за работы на низкой орбите без двигательной установки [3]. Наряду с короткоживущими существуют и такие аппараты, как CUTE 1, разработанный Токийским университетом. Запущенный в 2003 году, он всё ещё продолжает работать на орбите [4].

Следует отметить, что указанная тенденция снижения массы и стоимости практически не затронула геостационарные спутники связи, поскольку их масса определяется, прежде всего, массой, количеством и энергопотреблением транспондеров. Однако средняя масса таких спутников практически перестала расти благодаря появлению так называемых «электросатов» - спутников, у которых химические двигательные установки заменены электрореактивными.

Также потребность в выведении на геостационарную орбиту резко снижается из-за появления технологии HTS (HighThroughputSatellite) – это спутник, пропускная способность которого превышает во много раз пропускную способность "классических" спутников связи при том же диапазоне и объеме выделенных частот. Из-за этой технологической революции рынок спутниковой связи, начиная с середины этого десятилетия, находится в полной дезорганизации. Превышение предложения над спросом привело к падению цен. Цены на емкость постоянно снижаются, в результате число заказов геостационарных спутников снизилось с 20+ в год до 5.

При получившемся отношении увеличения стоимости спутников (в 2-3 раза) к его пропускной способности в 30-40 раз, владелец аппарата HTS уменьшает себестоимость скорости для абонента практически в 10 раз. И это разрушает бизнес-планы владельцев классических аппаратов.

Поэтому рынок спутниковой связи, начиная с середины прошлого десятилетия, находится в полной дезорганизации. Во-первых, на рынок

поступило в 2 и более раз больше емкости, чем планировалось ранее (Рисунок5).

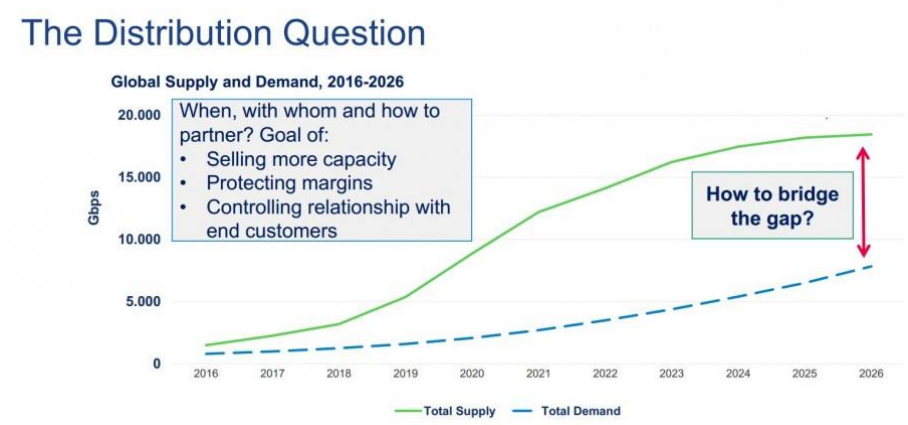


Рисунок 5 - Превышение предложения пропускной способности спутниковой связи над спросом

Превышение предложения над спросом привело к падению цен. Цены на емкость постоянно снижаются (Рисунок 6).

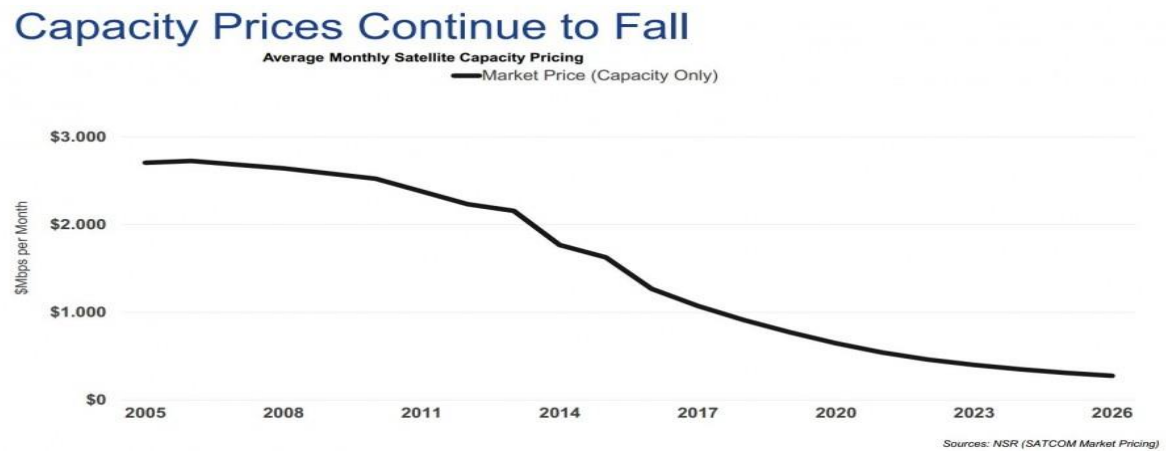


Рисунок 6 - Снижение стоимости пропускной способности спутниковой связи

Владельцы спутников не понимают, что ожидает их в будущем, банки не уверены в их жизнеспособности и не хотят давать кредиты. Это ударило и по компаниям, которые строили спутники, и по владельцам ракет. А те, кто первым запустил свои спутники по технологии HTS, продолжают быстро захватывать рынок.

Рост пусковой активности, количества запускаемых спутников, снижение их стоимости приводят к формированию больших спутниковых группировок, таких как StarLink (SpaceX), OneWeb, предназначенных для оказания услуг

широкополосного интернета, доступного практически во всех уголках Земли. При этом стоимость развёртывания первой из них оценивается примерно в 10 млрд. долл. Речь идёт о группировке из 12-42 тысяч малых аппаратов массой не более 260 кг.

Иными словами, вся группировка может стоить не более 50 современных «больших» геостационарных спутников. Такие масштабы производства планируется обеспечить конвейерной сборкой спутников с использованием роботов. Практически речь идёт о полной смене парадигмы производства спутников – переход от штучного к крупносерийному выпуску, сравнимому с объёмом выпуска автомобилей.

При этом резкий рост количества запускаемых спутников, происходящий за счёт низкоорбитальных аппаратов, формирование многоспутниковых низкоорбитальных группировок и необходимость их систематического восполнения влечёт за собой изменение требований к структуре и составу средств выведения. Оказываются востребованными буксиры для микро- и наноспутников. Для определения наиболее экономически эффективного размерного класса создаваемого буксира необходимо рассмотреть существующие перспективные планы по развёртыванию орбитальных группировок.

С конца 90-х до 2015 г. было несколько попыток предложить большие спутниковые группировки для коммерческих целей. Среди них были компании ViaSat, Boeing, Samsung, Ялини, Globalstar и Iridium. Во всех случаях целевой задачей являлось обеспечение глобальной связи с различными стратегиями. Все эти проекты были отложены, переработаны или отменены [5].

Теперь можно сказать, что в то время бизнес-модель не была устойчивой из-за небольшого рынка, высоких начальных затрат и затрат на обслуживание. Доступ к космосу теперь расширяется благодаря миниатюризации спутников и опыту проектирования. Из-за прогнозов об огромном увеличении скорости запуска малых спутников (от пико- до микро) [6], группировки снова привлекают внимание бизнеса [7]. Также наряду с коммерческими

разворачиваются государственные группировки, например, для целей глобальной навигации: GPS, ГЛОНАСС, Galileo и BeiDou.

Целевые области применения можно сгруппировать по трем категориям: дистанционное зондирование Земли (ориентированное на науку или бизнес), связь и наблюдение космических объектов. При этом на последнюю задачу приходится всего 4% проектов, тогда как количество реализующих первые две примерно одинаково.

На Рисунок7 показана динамика количества предполагаемых спутников в группировках, которые, как ожидается, будут находиться на орбите в ближайшие годы. Спутники, по которым неизвестен ожидаемый год выведения, отнесены к категории «NC». В начале 2020 г. по объявленным планам ожидалось, что большинство спутников будет выведено на орбиту к 2022 г. с пиком в 2020 г., хотя текущий кризис заставляет предположить смещение этих планов примерно на год. Это отражает быстрое развитие рынка и высокую конкурентоспособность, которую подчеркивает сокращение времени вывода на рынок. Явным примером является группировка Starlink от SpaceX из 4425 элементов, доминирующим в столбцах с 2019 по 2024 год - года, в котором она, как ожидается, будет завершена.

Учитывая среднюю современную (за рубежом) продолжительность работ не более трёх лет от начала до запуска космического аппарата, возможный спад после 2021 г. обусловлен только тем, что соответствующие проекты ещё не объявлены – все планируемые уже сейчас группировки будут развернуты раньше.

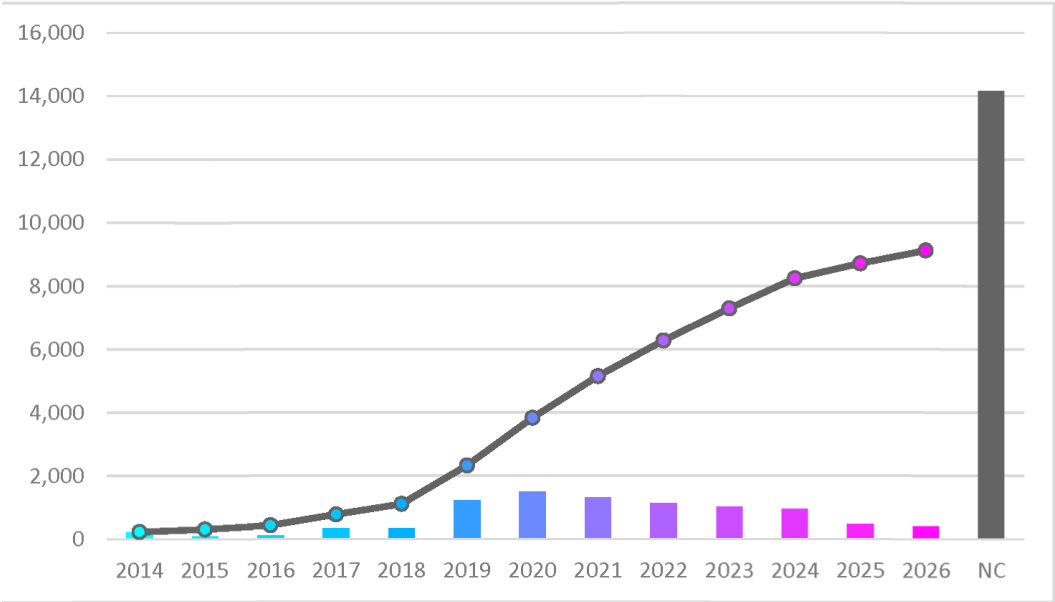


Рисунок 7 - Динамика выведения спутников в запланированных группировках

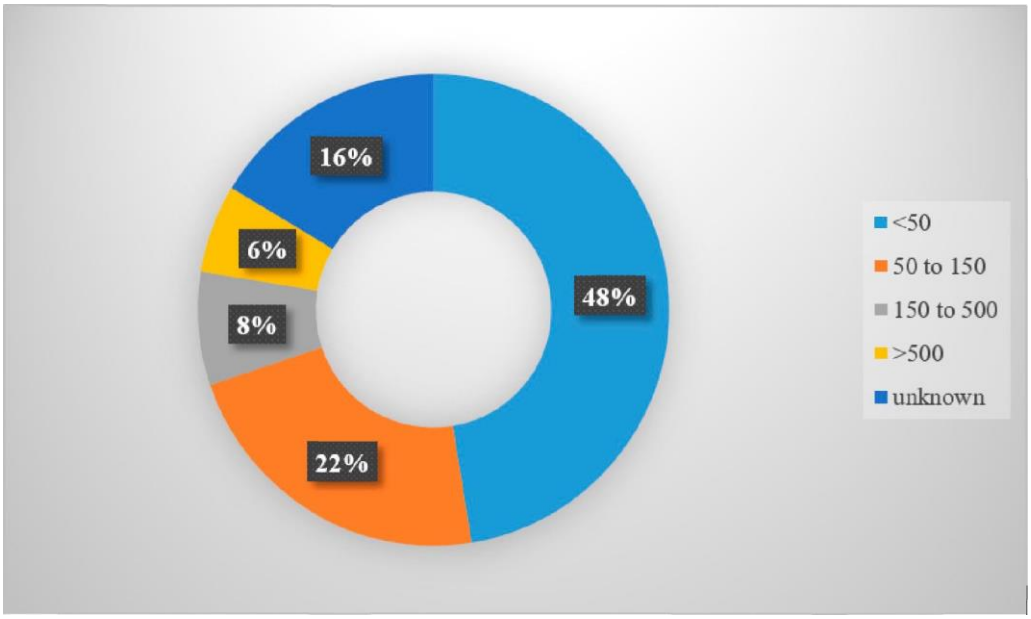


Рисунок 8 - Распределение группировок по количеству спутников [5]

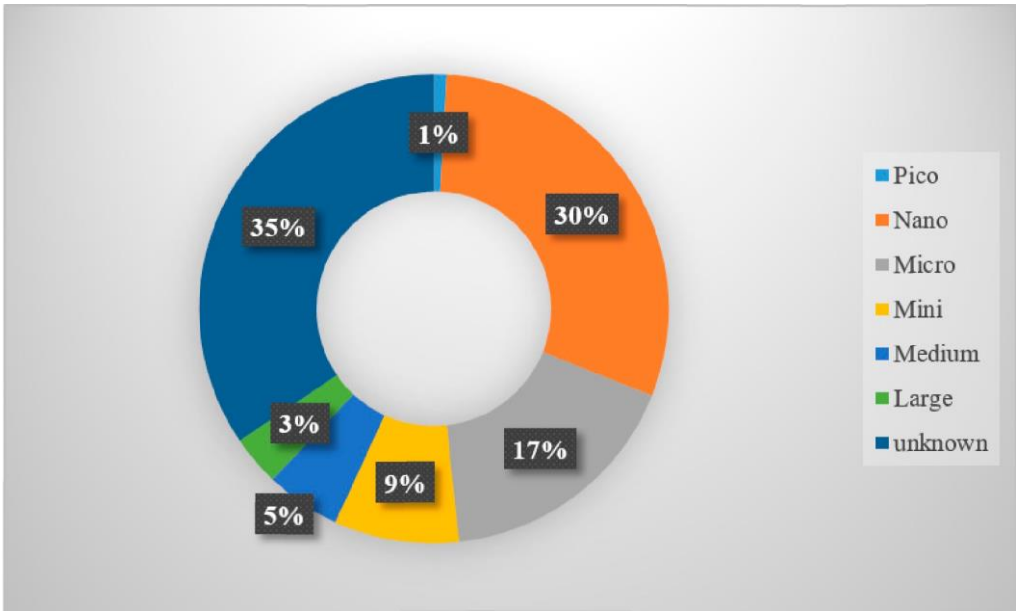


Рисунок 9 - Распределение группировок по массе спутников (масса < 1 кг = pico; 1 кг < масса < 10 кг = nano; 10 кг <mass < 100 кг = micro; 100 кг < масса < 500 кг = mini; 500 кг < масса <1000 кг = medium, масса >1000 кг = large).[5]

Согласно Рисунок 8, примерно половина группировок относительно невелика и содержит менее 50 аппаратов. Группировки с числом спутников от 50 до 150 имеют долю в 22% проектов. Проекты группировок большего размера малочисленнее, но по общему количеству аппаратов превалируют.

Размеры спутников демонстрируют явный уклон в сторону микро- и нано-классов, отражая тенденцию к миниатюризации спутниковых платформ в целом (Рисунок 9). Хотя 35% проектов группировок не декларируют размеры, 32% относятся к нано-классу и 18% - к микроклассу. Пико, мини, средний и большой классы отражают меньшинство с общей долей 15%. Это означает, что группировки будут состоять из спутников массой в основном от 1 до 100 кг.

Анализ доступной информации по используемым этими спутниками двигательным установкам показывает, что большинство аппаратов (из тех, для которых известно хотя бы количество в группировке – 59%, более 10 тысяч) планируется к запуску без двигательных установок. В аппаратах, имеющих двигательную установку, 91% используют электрореактивный двигатель (ЭРД) малой тяги (более семи тысяч спутников). Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) представлены в основном однокомпонентными, в которых гидразин

постепенно вытесняется более экологически чистыми и безопасными составами – перекисью водорода и другими «зелёными» монотопливами различного состава. Общее число спутников, в которых планируется использовать химические и газореактивные двигатели, не достигает 1 тысячи.

При этом следует отметить, что для проектов большей степени проработки, в которых уже определена примерная масса, картина меняется. Так, из наноаппаратов химический двигатель будут иметь 10,5%, электрореактивный – 38,4%, однако все они относятся к одной группировке SatRevolution, использующей электронагревные двигатели на воде британской фирмы SteamJet [8]. Не имеют двигательной установки, соответственно, 49% спутников.

В классе микроспутников электроракетными двигателями оснащаются 12% спутников, а доля спутников, имеющих на борту жидкостные, возрастает до 33%. Наконец, в сегменте миниспутников доминируют группировки связи Starlink и OneWeb, оснащённые электроракетными двигателями. Поэтому в нём практически все спутники имеют двигатели.

Учитывая различия в оснащённости спутников двигателями, для определения их потребности в буксире целесообразно рассмотреть задачи, возлагаемые на двигательные установки, и возможность их выполнения самим аппаратом.

2. Анализ задач ДУ межорбитальных нано- и микро-буксиров и требований к ним

Буксир по своему назначению решает задачи, которые могут также решаться собственной двигательной установкой. Его использование целесообразно тогда, когда свой двигатель отсутствует, неспособен решить соответствующую задачу либо должен экономить ресурс.

А) Поддержание орбиты

Использование двигателя для удержания на орбите необходимо для большей части спутников, что требует противодействовать отклонениям гравитационного поля Земли от поля однородной сферы, притяжению Солнца / Луны, давлению солнечного света и сопротивлению воздуха [9].

Типовые задачи:

- для поддержания высоты МКС необходима характеристическая скорость 1-2 м/с/месяц [10] или полный импульс тяги за месяц 400-1000 кН*с;

- спутник EKA GOCE, который находился на орбите 255 км, использовал ионные двигатели тягой 20 мН, чтобы компенсировать сопротивление на лобовой площади около 1 м^2 [11];

- для спутника на солнечно-синхронной орбите бюджет коррекций составляет порядка 1-2 м/с/год [12];

- суммарная характеристическая скорость коррекций геостационарных аппаратов составляет до 700 м/с [13]

Вывод: задача поддержания орбиты может решаться любым собственным двигателем спутника, а на высоких орбитах может не требовать активных коррекций вовсе. При работе на низких орбитах требуется постоянно пристыкованный буксир, особенно при отсутствии собственного двигателя.

Б) Поддержание группировок на низких орбитах и полёт в группировках

Для увеличения функциональности наноспутников они могут быть собраны в группировку и действовать как сложный объект, увеличивая надежность и снижая стоимость по сравнению с единичными спутниками [14].

Типовая задача:

- для двигателей, имеющих $I_{уд}$=1000с и тягу 100 мкН, выстраивание формации из кубсатов 3U после выведения требует 3 грамма топлива, т.е. характеристической скорости около 10 м/с [15].

Вывод: для поддержания группировки необходима двигательная установка малой тяги или постоянно пристыкованный буксир.

В) Маневрирование и межорбитальные переходы на низких орбитах

Маневрирование спутников на низких орбитах может использоваться для решения различных задач, в основном, довыведения, стыковки, перестройки орбитальной группировки и перенацеливания спутников дистанционного зондирования Земли [16]. В отличие от поддержания орбиты, межорбитальные переходы требуют гораздо больших как затрат характеристической скорости, так и тяг применяемых двигателей для завершения маневра в приемлемое время. При переходе между низкими орбитами представляют интерес в основном два класса маневров: изменение высоты орбиты и её наклонения, и фазы положения на орбите [9]

Расчёты [17] показывают, что значимое изменение высоты на низких орбитах достижимо практически любым из существующих типов электрореактивных или химических двигателей с их характерным удельным импульсом. Однако изменение наклонения намного сложнее. На полезную нагрузку и остальные служебные системы спутника в этом случае остаётся слишком малая доля массы для успешного их создания.

Вывод: ввиду более высоких требований к двигательной установке потребность в буксире для маневрирования может возникнуть даже при наличии на борту спутника собственного двигателя. Буксир или собственный двигатель могут применяться для изменения высоты орбиты и положения орбиты в неизменной плоскости, однако изменение наклонения в настоящее время практически недоступно.

Г) Выведение на геостационарную орбиту

Находящийся на геостационарной орбите спутник неподвижен относительно земной поверхности: период обращения спутника равен периоду вращения Земли, а плоскость орбиты лежит в плоскости экватора. Для связи с

таким спутником достаточно неподвижных антенн без следящих приводов. Значительная высота орбиты обеспечивает хороший охват земной поверхности: для организации глобальной связи в принципе достаточно системы из трех спутников. Поэтому уже на заре развития космонавтики геостационар стал использоваться для размещения спутников связи и телевещания.

Однако эта орбита требует высокой энергетики от ракеты, т.к. характеристическая скорость выведения на нее достаточно велика. Это связано со значительной высотой орбиты и с необходимостью изменять наклонение орбиты, если космодром находится не на экваторе. Поэтому в настоящее время выведение спутников на геостационарную орбиту производится в основном тяжелыми ракетами, оснащёнными дополнительными разгонными блоками. Основной проблемой выведения на геостационар с опорной орбиты для разгонного блока на химических двигателях является малая относительная величина полезной нагрузки. Несмотря на то, что запуск на опорную орбиту производится ракетами среднего и тяжёлого класса, масса выводимого на геостационар спутника составляет всего несколько тонн. Причина в том, что характеристическая скорость выведения на геостационар двигателями большой тяги с Байконура составляет 4884 м/с, с Плесецка уже 5196 м/с, а с мыса Канаверал – только 4291 м/с. Минимальную величину она имеет при выведении с экватора, например, с не работающего сейчас «Морского старта» - 3932 м/с [9]

Довыведение с помощью электроракетной двигательной установки уменьшает затраты топлива по сравнению с химическими двигателями ценой значительного увеличения длительности перелёта. Так, время выхода в точку стояния с опорной орбиты может составлять от полугода до года. При этом за счёт возрастания гравитационных потерь увеличивается и характеристическая скорость выведения. При старте с низкой орбиты высотой 300 км и наклонением, равным широте космодрома Байконур, её расчётная величина при выведении методом Лебедева [18] составляет 7866 м/с. Значительная продолжительность электрореактивного довыведения приводит к существенному радиоактивному облучению спутника в радиационных поясах.

Вывод: для выхода на рынок выведения на геостационар нужен высокоэффективный буксир, способный перемещать значительную массу полезной нагрузки при маневрах с высокими затратами характеристической скорости. Возможность выведения средствами самого аппарата выглядит проблематичной.

Д) Межпланетные перелёты

Расчётные значения характеристической скорости для типовых задач межпланетных перелётов представлены для большой (Таблица 1) и малой (Таблица 2) тяги соответственно [19,20] Следует отметить, что указанные значения соответствуют минимумам, для которых длительность ожидания окна пуска может составлять до нескольких лет.

Таблица 1 - Типовые характеристические скорости для перелётов с большой тягой

Маневр	Начало	Конец	Типовая характеристическая скорость, км/с
Отлёт	Низкая орбита	Отлёт	3.22
	Геопереходная орбита (ГПО)		0.8
	Геостационарная орбита		1.3
	Суперсинхронная ГПО*		0.35
Переход на траекторию к Луне	Низкая орбита	Попадающая траектория	3.1
	Геопереходная орбита		0.7
	Суперсинхронная ГПО		0.3
Переход на орбиту спутника Луны	Попадающая траектория	Орбита спутника Луны	0.8
Переход на траекторию к Марсу(8.5 месяцев, скорость встречи 2.1 км/с)	Низкая орбита	Попадающая траектория	3.5
	Геопереходная орбита	Попадающая траектория	1.2+
Переход на орбиту спутника Марса	Попадающая траектория	Орбита спутника Марса	0.9
Переход на низкую орбиту спутника Марса	Попадающая траектория	Низкая орбита спутника Марса	2.7
Переход на траекторию к Венере(4.8 месяцев, скорость встречи 3.4 км/с)	Низкая орбита	Попадающая траектория	3.6
	Геопереходная орбита	Попадающая траектория	1.0+

* Суперсинхронная ГПО – геопереходная орбита с периодом обращения большим 24 часов

Характеристические скорости перелётов к околоземным астероидам с импульсной тягой составляют 6-8 км/с в зависимости от места назначения и 8-10 км/с для перелёта к телам пояса астероидов

Таблица 2 - Типовые характеристические скорости для маневров с малой тягой

Маневр	Начало	Конец	Типовая характеристическая скорость, км/с
Выход из сферы тяготения Земли	Низкая орбита	Отлёт с нулевой скоростью	7.3
	Геопереходная орбита		3.9
	Геостационарная орбита		2.7
	Суперсинхронная ГПО		2.7
Вход в сферу тяготения Луны	Низкая орбита	Захват Луной	6.7
	Геопереходная орбита		3.1
Переход на низкую окололунную орбиту	Захват Луной	Низкая окололунная орбита	1.4
Перелёт к Марсу	Отлёт с нулевой скоростью	Выход к границе сферы тяготения Марса	5.6
Перелёт к Венере		Выход к границе сферы тяготения Венеры	4.9
Переход на низкую околомарсианскую орбиту	Выход к границе сферы тяготения Марса	Низкая околомарсианская орбита	0.5-1.5

Вывод: для межпланетных перелётов энергетические затраты значительно выше, чем при выведении на геостационар. Возможность межпланетного перелёта средствами самого аппарата практически исключена.

3. Баллистическое обоснование и выбор схемы межорбитальных перелётов.

3.1 Схемы выведения с большой тягой, с малой тягой и с аккумулированием энергии

Для выбора энергодвигательной установки буксира необходимо провести анализ возможных схем выведения. Основными исследуемыми схемами межорбитального перелёта являются перелёт с большой тягой, обычно реализуемый с помощью ЖРД, и перелёт с малой тягой, реализуемый с использованием ЭРД. Отдельного рассмотрения заслуживает схема перелёта с накоплением энергии и выдачей импульсов большой тягой в оптимальных точках траектории с применением ЭРД (или ЖРД при использовании химических аккумуляторов энергии).

Накопление энергии предусматривает, что первичный её источник на протяжении периода обращения по орбите работает на заряжание аккумулятора. В оптимальной точке орбиты аккумулятор разряжается, запитывая двигатель и создавая для его энергоснабжения б*о*льшую мощность, чем та, которую способен создать первичный источник. Это позволяет оптимизировать распределение тяги по траектории.

Схема с накоплением энергии потенциально объединяет достоинства схем перелёта с большой и малой тягой, позволяя [26]:

- использовать внешний для двигателя источник энергии (солнечные батареи или ядерный реактор);
- выдавать импульсы в оптимальных точках орбиты;
- применять двигатели с высоким удельным импульсом.

Недостатками данной схемы являются:

- уменьшение массы полезной нагрузки на массу аккумулятора;
- увеличение массы двигателя из-за необходимости создания им большей тяги в коротком импульсе, чем при распределении создаваемого импульса по всей траектории.

К сожалению, даже в идеализированных условиях поиск оптимальной программы работы двигателя сталкивается со значительными математическими трудностями, которые удается преодолеть лишь в отдельных случаях. Тем не менее, благодаря вариационным методам, к настоящему времени удалось сформулировать свойства оптимального маневрирования, хотя в целом проблема еще не получила окончательного решения [27,28].

Согласно им, в оптимальном переходе двигатель должен работать в режиме максимальной тяги, т.е. максимально близко к импульсному. При этом оптимальная траектория состоит из участков свободного полёта, между которыми находятся точки включения двигателя [29]. Согласно теореме В.В. Ивашкина [30], эти точки соответствуют перицентру и/или апоцентру орбиты, а импульсы должны быть направлены по перпендикуляру к направлению на центр тяготения.

Таким образом, для оптимального управления необходимо использовать большую тягу. Однако двигатели, её реализующие, характеризуются меньшим удельным импульсом, чем двигатели малой тяги, способные использовать внешний источник энергии. Тем самым, несмотря на неоптимальность траектории, перелёт с малой тягой может обеспечить большую долю полезной нагрузки.

Итого, для выбора применяемой схемы необходимо оценить их баллистические характеристики: потребный запас характеристической скорости, продолжительность перелёта и долю полезной нагрузки при достигнутых и перспективных характеристиках элементов энергодвигательной установки.

3.2 Гравитационные потери и продолжительность маневра в различных схемах выведения

Задачу определения вышеуказанных параметров для схемы с большой тягой можно решать различными методами, в основе которых лежит аппроксимация траектории набором участков кеплеровых орбит. Принципиально эти методы делятся на два типа: методы импульсной аппроксимации и методы, учитывающие протяженность и непрерывность

активных участков (разгона и торможения), которые условно называют методом конечных тяг.

В методе импульсной аппроксимации активный участок представляется в виде мгновенного изменения скорости при неизменном положении аппарата. Т.е., предполагается, что в точке схода с начальной орбиты спутники мгновенно переходят на переходную орбиту, а в точке входа на конечную орбиту - на неё. Такой подход хотя и приводит к определенной идеализации, но позволяет в первом приближении достаточно просто определить энергетические затраты перелёта. Для простоты в дальнейшем анализ будет проводиться для случая круговых геоцентрических орбит.

Исходной информацией при баллистическом расчёте являются энергетические возможности буксира, массовые и энергетические ограничения на перелёт в целом, ограничения на даты старта, время перелёта и т.д. Большое число варьируемых параметров резко усложняет задачу по определению проектно-баллистических параметров буксира. Поэтому для общности сравнения баллистических схем целесообразно рассматривать только траектории перелета, требующие минимальных энергетических затрат.

В поле одного притягивающего центра такими траекториями являются эллипсы минимальной энергии (эллипсы Гомана) [31].

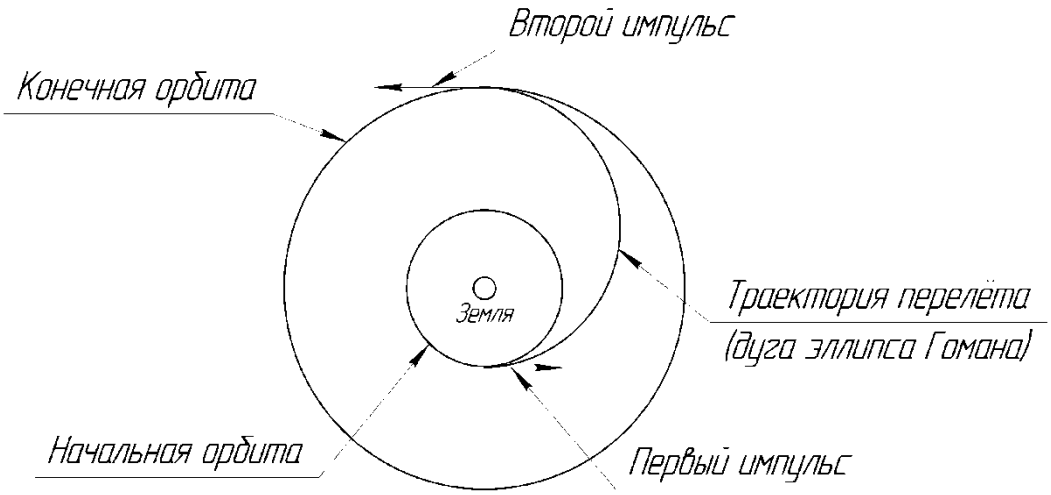


Рисунок 15 - Схема перелёта по эллипсу Гомана

Такая траектория предусматривает один импульс на начальной орбите и один на конечной. Величина этих импульсов определяется как

- начальный импульс

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu_з}{R_з + h_1}}\left(\sqrt{\frac{2(R_з + h_2)}{2R_з + h_1 + h_2}} - 1\right)$$

- конечный импульс

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu_з}{R_з + h_2}}\left(1 - \sqrt{\frac{2(R_з + h_1)}{2R_з + h_1 + h_2}}\right)$$

- суммарная характеристическая скорость КА

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$$

Здесь $\mu_з, R_з$- гравитационный параметр и радиус Земли, h_1, h_2 – высота начальной и конечной орбиты соответственно.

Время перелёта по такому эллипсу равно половине периода обращения по внешней орбите

$$T = \frac{2\pi}{R_з\sqrt{g}}(R_з + h)^{3/2}$$

где g – ускорение свободного падения на поверхности Земли [32].

Для случая перелёта с бесконечно большой тягой, как уже говорилось выше, гравитационные потери отсутствуют, так как на траектории не будет участков, на которых двигатель работает против силы тяготения. Во всех остальных случаях гравитационные потери необходимо учитывать.

В общем случае гравитационные потери скорости при старте с начальной орбиты определяются несколькими факторами [33]:

- высотой начальной орбиты (как правило, рассматриваются орбиты, близкие к круговым);
- величиной идеальной импульсной скорости (энергией движения в конце разгона (торможения));
- удельным импульсом тяги ДУ I_1;
- тяговооруженностью КА $n_0 = \frac{R}{m_0 g}$;

- законом управления вектором тяги ДУ на активном участке.

Для диапазона начальной тяговооруженности 0.1 < n_0< 1, импульсных скоростей разгона 0.5 <ΔV<8 км/с с околоземной орбиты (h>200 км) и при оптимальном законе управления тяги ДУ оценку гравитационных потерь можно провести по следующей приближенной аналитической зависимости:

$$\Delta V_{\text{грав}} = 0.0189 \frac{\mu_{\text{З}}}{(R_{\text{З}} + h)^3} \Delta V_{1(2)} t_{\text{д}}^2$$

где $t_{\text{д}}$ – время работы ДУ в импульсе, определяемое по формуле

$$t_{\text{д}} = \frac{I_1 (1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_1}\right))}{n_0 g}$$

Аппараты с двигателями малой тяги движутся по сложным траекториям, элементарные методы оценки основных параметров которых значительно сложнее вышеприведённых [34, 35]. Поэтому приведем без вывода формулу расчета запаса характеристической скорости межорбитальной транспортной операции, а также путем сравнения с результатами численных решений оценим ее точность.

Согласно [36], характеристическая скорость перелета с бесконечно малой тягой (с бесконечно большим числом витков спирали) u0 может быть записана как:

$$u0 = |\Delta v|,$$

т.е. характеристическая скорость транспортной операции приблизительно равна разности скоростей начальной и конечной орбит. Для круговых околоземных орбит она может быть найдена как $V = \sqrt{\frac{gR_{\text{З}}^2}{R_{\text{З}}+h}}$ [32].

Оценим применимость данной формулы для определения характеристической скорости межорбитальных перелетов в гравитационном поле Земли. Для этого сравним результаты численного моделирования перелета аппарата малой тяги с низкой орбиты высотой около 200 км на геостационар, в точку либрации системы Земля-Луна и достижения параболической (второй космической) скорости [37]. На рисунках траекторий, иллюстрирующих

полученные результаты, цифрами обозначено расстояние от центра Земли в километрах.

При перелёте на геостационар с выведением с экваториального космодрома результат численного моделирования практически совпадает с оценкой по приведённой формуле. Увеличение характеристической скорости перелета с малой тягой (гравитационные потери) по сравнению с приведённой ранее для перелёта с большой тягой составляет около 800 м/с, соотношение потребных запасов характеристической скорости составляет 1.20.

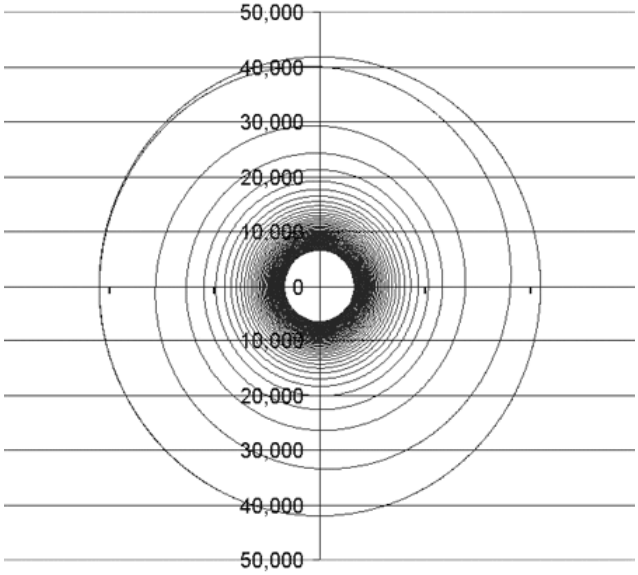


Рисунок 16 - Схема перелёта с малой тягой с низкой орбиты на геостационар

В результате численного моделирования выхода с низкой орбиты в устойчивую точку либрации L4 или L5 системы Земля-Луна погрешность формулы равна 2%. Характеристическая скорость перелёта с малой тягой равна 6646 м/с, гравитационные потери составляют около 2680 м/с. Таким образом, потребный запас характеристической скорости увеличивается в 1.67 раза.

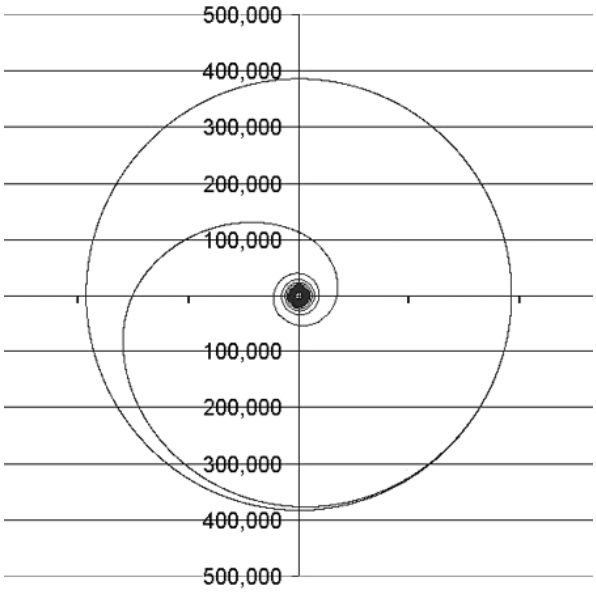


Рисунок 17 - Схема перелёта с малой тягой с низкой орбиты в точку либрации L4 (L5) системы Земля-Луна

При численном моделировании перехода на траекторию отлета из сферы действия Земли вплоть до достижения параболической скорости получено значение запаса характеристической скорости 6639 м/с. Погрешность формулы равна 17%. Гравитационные потери перелета с малой тягой составляют около 3410 м/с, увеличивая потребный запас характеристической скорости в 2.06 раза.

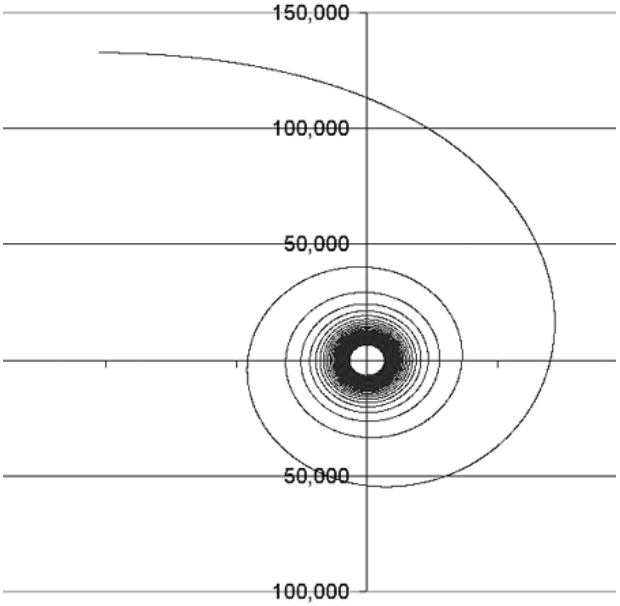


Рисунок 18 - Схема выхода с малой тягой с низкой орбиты на отлётную траекторию

Как показывает сравнение с численными расчетами, по крайней мере в пределах лунной орбиты приведённая простейшая формула обеспечивает

достаточную точность оценки характеристической скорости межорбитальных перелетов с малой тягой между круговыми орбитами.

Гравитационные потери, представляющие собой увеличение характеристической скорости перелета, возникают вследствие того, что разгон буксира производится вдали от центра гравитации, и приращение скорости в меньшей степени увеличивает его кинетическую энергию. Следовательно, при разгоне с использованием малой тяги доля гравитационных потерь в характеристической скорости растет по мере удаления финального участка орбиты от центра гравитации. В случае выведения на геостационар потери еще не слишком значительны (порядка 0.2 от характеристической скорости). Однако уже при достижении окрестностей орбиты Луны они примерно на 2/3 увеличивают характеристическую скорость такого перелета по сравнению с импульсным.

В соответствии с найденным значением характеристической скорости моторное время перелёта может быть найдено через его тяговооружённость.

$$t_m = \frac{I_1}{a_0}(1 - e^{\frac{-V_x}{I_1}})$$

где $a_0=n_0g$ – начальное ускорение буксира, I_1 – единичный импульс его ЭРД.

При этом при попадании буксира в тень Земли его энергоснабжение прекращается, и орбита перестаёт изменяться. Поэтому во время выведения должно входить время затенения. Альтернативой такому подходу может служить обеспечение работы двигателя на теневых участках, которое может быть достигнуто применением ядерной энергии, аккумулированием солнечной или же подводом энергии извне. Однако применение аккумуляторов снижает массу полезной нагрузки, а прочие способы ещё не получили развития.

В зависимости от даты старта, которая определяет начальную ориентацию плоскости орбиты относительно Солнца, траектория межорбитального перелета буксира будет характеризоваться различным временем затенения. Для минимизации времени затенения необходимо решить

задачу отыскания таких дат старта, при которых суммарное время τ пребывания буксира в тени минимально.

Расчеты перелетов с учетом светотеневой обстановки [34] показали, что продолжительность теневых участков можно уменьшить до 10% от суммарной продолжительности перелета.

Схема с аккумулированием энергии является комбинацией двух вышеописанных. Для анализа её эффективности в возможно более общем виде необходимо вместо множества параметров, характеризующих свойства подсистем буксира, использовать один безразмерный критерий, который описывает обобщённую эффективность накопления энергии.

Введём параметр времени накопления

$$T_{\text{акк}} = \frac{\mu_{\text{АБ}} \text{C}_{\text{АБ}}}{\mu_{\text{СБ}} \text{C}_{\text{СБ}}}$$

показывающий максимальную продолжительность накопления энергии в буксире. Здесь $\mu_{\text{АБ}}$ – доля массы вторичного источника энергии (аккумуляторов) в массе буксира с нагрузкой, $\text{C}_{\text{АБ}}$ – удельная энергоёмкость аккумуляторов, Дж/кг, $\mu_{\text{СБ}}$ – доля массы первичного источника энергии, $\text{C}_{\text{АБ}}$ – удельная мощность первичного источника аккумуляторов, Дж/кг.

Данный параметр показывает, при каком максимальном периоде орбиты буксир способен реализовывать оптимальную схему выведения с квазиимпульсной тягой в апоцентрах. Поскольку период орбиты определяется длиной её большой полуоси (высотой апоцентра), он же определит и предельную высоту, на которой буксир будет способен работать оптимально.

Если период орбиты больше, чем допустимое время накопления, буксир не сможет запасать энергию всё время полёта. Он будет вынужден либо сбрасывать энергию на двигатель сразу после заполнения аккумулятора, выдавая импульсы в неоптимальных точках, либо отключать первичный источник энергии после полного заряда аккумулятора, ожидая оптимальной точки орбиты.

В первом случае импульс тяги будет в среднем равномерно распределяться по траектории, так как будет каждый раз опережать

оптимальное время выдачи на разность между периодом обращения и временем накопления, с каждым витком смещаясь вдоль по орбите. В этом случае его эффективность каждый раз будет определяться конкретной точкой, в которой выдаётся импульс, и в среднем соответствовать перелёту с малой тягой.

Во втором случае средняя энерговооружённость буксира будет снижаться, а время перелёта быстро расти. Так, уже при достижении буксиром орбиты Луны период его обращения составит четыре недели, и каждый новый импульс будет выдаваться с этим временн*ы*м интервалом. Следовательно, во избежание увеличения продолжительности выведения на отлётные траектории до нескольких лет, необходимо использовать первый вариант, т.е. переход к выдаче импульсов в неоптимальных точках траектории.

Таким образом, схема с аккумулированием энергии фактически сводится к гибридной схеме, предусматривающей в начале перелёта использование двигателя большой тяги, а затем – малой. Основным отличием является использование в обоих режимах единого двигателя с одним и тем же удельным импульсом.

В качестве критерия перехода между режимами рационально использовать достижение промежуточной орбиты, обладающей максимальной энергией при минимальном периоде. Такие требования означают, что эта орбита должна быть круговой. Её достижение производится последовательными импульсами в перицентре, поднимающими апоцентр до необходимой высоты, затем импульсами в апоцентре, поднимающими перицентр. После выхода на промежуточную орбиту буксир реализует спиральную разворачивающуюся траекторию, оптимальную для перелёта с малой тягой.

Тогда характеристическая скорость перелёта в схеме с накоплением энергии запишется как

$$\Delta V = \Delta V_{\text{б.т.}} + \Delta V_{\text{м.т.}}$$

где $\Delta V_{\text{б.т.}}$ – характеристическая скорость гомановского перелёта с начальной на промежуточную орбиту, а $\Delta V_{\text{б.т.}}$ – характеристическая скорость

перелёта с малой тягой с промежуточной орбиты на конечную, определяемые по приведённым ранее зависимостям.

Продолжительность перелёта, соответственно, находится как моторное время перелёта с малой тягой, в зависимости от которого подставляется начальное среднее ускорение буксира, определяемое как

$$a_{0\text{ср}} = \frac{I}{m_0 T_{\text{акк}}}$$

где I –импульс двигательной установки буксира, выдаваемый при полном разряде полностью заряженного аккумулятора, m_0 – начальная масса буксира с нагрузкой.

Полученные зависимости позволяют сформировать исходные данные для оценки массы полезной нагрузки в зависимости от характеристик используемых двигателей и источников энергии для упомянутых баллистических схем.

3.3 Сравнительная оценка схем выведения по доле ПН

3.3.1 Формирование расчётных зависимостей и исходных данных

Для общности анализа проведём его применительно к нескольким типовым межорбитальным переходам по следующим зависимостям

$$\mu_{\text{ПН}} = 1 - (\mu_{\text{т}} + \mu_{\text{СБ}} + \mu_{\text{АБ}} + \mu_{\text{РД}} + \mu_{\text{СХП}} + \mu_{\text{к}})$$

Здесь $\mu_{\text{ПН}}$ – доля массы полезной нагрузки в массе буксира, $\mu_{\text{РД}}$ – доля массы двигателей, $\mu_{\text{СХП}}$ – доля массы системы хранения и подачи топлива, $\mu_{\text{к}}$ – доля массы прочих систем буксира.

Масса ракетных двигателей в наиболее пригодном для проводимого анализа виде может быть представлена в зависимости от создаваемой ими тяги через коэффициент тяговооруженности

$$\bar{r} = \frac{R}{m_{\text{дв}} g}$$

где R – тяга двигателя, $m_{\text{дв}}$ – его масса.

Для различных типов двигателей данный коэффициент значительно различается. Так, для двигателя 11Д458М из состава «Бриз-М» он равен 13,3 при удельном импульсе 305 с [38]

Рисунок 19 - Двигатель 11Д458М

Для стационарного плазменного двигателя производства ОКБ «Факел» СПД-50 с тягой 14мН он составляет $1{,}1 \cdot 10^{-3}$, т.е. ниже на четыре порядка! Удельный импульс этого двигателя составляет 860 секунд [39] при потребляемой мощности 225 Вт.

Рисунок 20 - Двигатели СПД-50 и СПД-100В

Для более мощного СПД-100В с тягой 83 мН потребляемая мощность составит 1350 Вт, коэффициент тяговооружённости составит уже $2{,}4 \cdot 10^{-3}$ при удельном импульсе 1540 с. Шестикратное увеличение мощности привело к двукратному росту удельных характеристик.

Однако при расчётах необходимо учитывать также массу электроники питания и управления, которая необходима для работы электрореактивных двигателей. Масса блоков электроники превосходит массу самих двигателей и составляет для СПД-50 6,4 кг, для СПД-100В – 17,4 кг. При их учёте коэффициент тяговооружённости снижается до $1{,}9 \cdot 10^{-4}$ и $4{,}0 \cdot 10^{-4}$. При этом в открытых публикациях отсутствуют массы пневмогидросхем, обеспечивающих снабжение двигателей рабочим телом, так что полученные значения будут оценкой сверху.

Тяговооружённость растёт при снижении удельного импульса. Так, для электронагревного двигателя АО «НИИЭМ» ДЭН-15, использовавшегося в КА «Электро», тяга составляет 15 гс (147 мН) при собственной массе 450 грамм (согласно данным, полученным от разработчика), что соответствует тяговооружённости 0,03. Электронагревные двигатели не нуждаются в преобразовании питания, поэтому полученная величина окончательна. Однако удельный импульс такого двигателя составляет всего 271 с при потребляемой мощности 495 Вт. Основное достоинство электронагревных двигателей – простота, безопасность и дешевизна, которые могут быть реализованы в низкоэнергичных маневрах.

Зная коэффициент тяговооруженности двигателя, можно рассчитать долю его массы в массе буксира по зависимости

$$\mu_{\text{РД}} = \frac{a_0}{\bar{r} g}$$

Доля массы рабочего тела при выбранном двигателе определяется из формулы Циолковского, по зависимости

$$\mu_{\text{т}} = 1 - \exp(-\frac{\Delta V}{I_1})$$

При этом долю массы системы хранения и подачи в массе буксира можно оценить, исходя из достигнутого массового совершенства систем хранения по зависимости

$$\mu_{\text{СХП}} = \alpha \mu_{\text{т}}$$

где α – коэффициент конструктивного совершенства блока хранения и подачи рабочего тела.

Для ксенона, несмотря на его высокую плотность, этот показатель сравнительно высок из-за двухступенчатого дросселирования перед подачей в двигатель. Так, для блока разработки и производства АО «НИИМаш» масса заправки ксенона равна 66,6 кг, а масса сухого бака – 15 кг, откуда α=0,225. Хранение компонентов для ЖРД в топливных баках имеет несколько б*о*льшую эффективность. Так, однокомпонентный диафрагмированный бак их же производства имеет собственную массу 5,2 кг при заправке 32,5 кг рабочего тела в среднем для топливной пары, что означает α=0,16 [38] Массой системы вытеснения при низких рабочих давлениях рассматриваемых для буксира двигателей можно пренебречь.

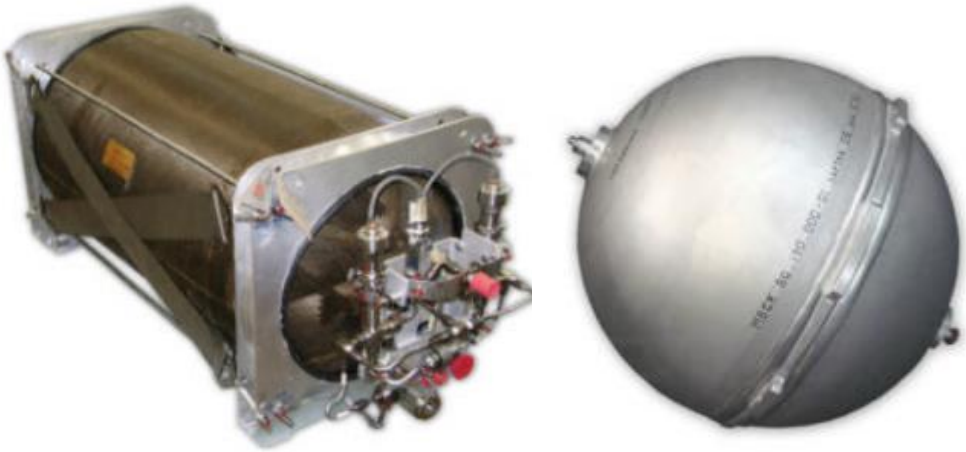


Рисунок 21 - Блок хранения ксенона и бак для КА «Фобос-Грунт»

Доля массы первичного источника энергии может быть оценена по зависимости

$$\mu_{\text{СБ}} = \frac{a_0 P_{\text{РД}}}{R_{\text{РД}} C_{\text{СБ}}}$$

где $P_{РД}, R_{РД}$- потребляемая мощность и тяга двигателя соответственно.

Примем, что буксир оснащается солнечными батареями как наиболее доступным первичным источником энергии. Тогда их удельную мощность можно принять как 70-100 Вт/кг в настоящее время и 200-300 Вт/кг в перспективе [40,41]

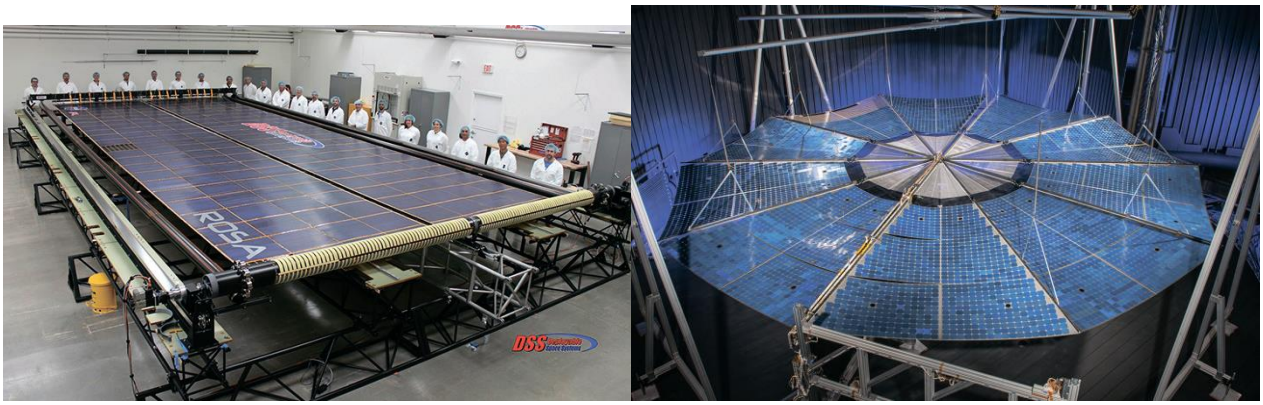


Рисунок 22 - Перспективные технологии солнечных батарей ROSA и MegaFlex

Доли масс солнечных батарей и двигателей существенно зависят от проектной начальной тяговооружённости буксира. Оптимизационные расчёты по ранее приведённой зависимости для гравитационных потерь в импульсе показывают, что оптимальные значения тяговооружённости при квазигомановском межорбитальном переходе составляют 0,3…0,4, т.е. a_0=3…4 м/с^2. При меньших её значениях потери быстро растут. В многоимпульсном переходе требования к тяговооружённости ослабляются пропорционально количеству выдаваемых импульсов, сохраняя продолжительность этих импульсов примерно постоянной от импульса к импульсу.

Рациональное значение тяговооруженности может быть определено по зависимости [33]

$$n_{0опт} = 0.04(1.035 m_0^{0.5} \omega_S^2 I_1 \Delta V_{имп} \exp\left(-\frac{\Delta V_{имп}}{I_1}\right)(1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{имп}}{I_1}\right))^2)^{0.4}$$

Здесь $\omega_s = \sqrt{\frac{\mu_з}{(R_з+h)^3}}$ – угловая скорость движения буксира на начальной орбите.

Наиболее часто используемым типом аккумулятора на борту космических аппаратов является электрохимический. Удельная энергия современных аккумуляторных батарей достигла 500 Вт*ч/кг [42,43]. Современным электрохимическим аккумуляторам значительно уступают некогда

конкурировавшие с ними накопители энергии на других физических принципах. Так, супермаховик NASA космического назначения G2 flywheel, достиг показателя всего лишь 4,6 Вт*ч/кг [44]

Наконец, масса прочих систем буксира согласно рекомендациям [33] может быть принята равной 5% общей массы прочих систем.

Для сравнения баллистических схем по доле обеспечиваемой ими полезной нагрузки необходимо провести расчёт для типовых межорбитальных переходов. В качестве таковых целесообразно принять три варианта:

- выведение с опорной орбиты высотой 300 км на низкую орбиту высотой 1500 км без изменения наклонения. Схожие операции составляют б*о*льшую часть коммерчески значимого рынка межорбитальных буксиров;

- выведение с опорной орбиты высотой 300 км и наклонением космодрома Байконур на геостационарную орбиту. Схожие операции составляют б*о*льшую часть коммерчески значимого рынка выведения на высокие орбиты;

- выведение с опорной орбиты на отлётную траекторию с нулевой кинетической энергией движения относительно Земли. Данная операция является базовой для запуска межпланетных миссий.

3.3.2 Низкоорбитальные маневры

Для гомановского перехода с круговой орбиты высотой 300 км на круговую орбиту высотой 1500 км характеристическая скорость перелёта с большой тягой составляет 612,6 м/с, из них 312,6 м/с в первом импульсе и 300 м/с во втором. Оптимальной для гомановского перехода является тяговооружённость 0.05, при которой гравитационные потери составляют менее 1%.

При перелёте с малой тягой характеристическая скорость составляет 613,2 м/с, т.е. гравитационные потери крайне малы. Фактически, при этом тяга двигателя может быть любой и баллистической значимости аккумулирование энергии не имеет.

Составляющие массы буксира сведены в Таблица 3. При ускорении 1 мм/с^2 перелёт происходит примерно за неделю, при 0,1 мм/с^2 – за два месяца.

Таблица 3 - Массовый бюджет буксира при перелёте с 300 км на 1500 км

Схема	Доля массы топлива	Доля массы источника энергии	Доля массы РД	Доля массы СХП	Доля массы конструкции	Доля массы ПН
Большая тяга	17,8%	-	0,4%	2,8%	1,1%	77,9%
Ускорение 1 мм/с^2: - на СПД-50 - на ДЭН-15	 7% 20,6%	 5% 1%	 34% 0,4%	 1,6% 3,3%	 2,4% 1,3%	 49,6% 73,4%
Ускорение 0,1 мм/с^2: - на СПД-50 - на ДЭН-15	 7% 20,6%	 0,5% 0,1%	 3,4% 0,04%	 1,6% 3,3%	 0,6% 1,2%	 86,8% 74,8%

Из таблицы видно, что выведение малой тягой при использовании энергонагревного двигателя позволяет обеспечить те же характеристики, что и применение двигателей большой тяги, при их существенно меньшей стоимости и большей безопасности. Продолжительность маневра составит в этом случае несколько суток. Её увеличение на порядок позволит уменьшить массу буксира в два раза для разобранного случая при переходе к использованию стационарных плазменных двигателей, обладающих более высоким удельным импульсом.

3.3.3 Выведение на геостационарную орбиту

Как указывалось выше, характеристическая скорость выведения большой тягой на геостационар с Байконура составляет 4884 м/с, малой тягой - 7866 м/с. В этом случае гравитационные потери велики и схема выведения с большой тягой имеет преимущества. Электронагревные двигатели не рассматриваются ввиду априорной недостаточности удельного импульса для решения данной задачи.

Составляющие массы буксира для схем с большой и малой тягами сведены в Таблица 4. При ускорении 1 мм/с^2 перелёт происходит примерно за два месяца, при 0,1 мм/с^2 – за два года.

Пусть аккумулятор обеспечивает запасание энергии, поступающей на солнечную батарею буксира в течение суток. Это позволит получить максимальный эффект от его наличия с точки зрения снижения гравитационных потерь. Тогда для схемы с аккумулированием энергии характеристическая скорость составит 4884 м/с, как и для схемы с большой тягой.

Основные отличия в доле выводимой полезной нагрузки будут связаны с ростом массы электроракетного двигателя, который должен будет создавать высокую тягу в перигее и апогее. Расчётное время перелёта с аккумулированием энергии при вышеуказанном бюджете характеристической скорости можно найти из среднего ускорения, обеспечиваемого буксиром. Оно составляет 55 суток при среднем ускорении 1 мм/с^2 и 550 суток при ускорении 0,1 мм/с^2. Тогда средняя величина импульса составит 81,5 м/с в первом случае и 8,15 м/с во втором.

Импульсы такой величины должны будут выдаваться сначала в перигее, чтобы последовательно поднять апогей до высоты геостационарной орбиты. Затем в апогее должны будут выдаваться перпендикулярные к плоскости орбиты импульсы, чтобы привести наклонение орбиты к желаемым 0°. Поскольку период орбиты не изменяется, их величина также остаётся неизменной и определяется возможностями аккумулятора. И наконец, после выхода на нулевое наклонение, последовательными апогейными импульсами орбита приводится к круговой геостационарной.

Необходимая тяговооружённость буксира для обеспечения выдачи таких импульсов без дополнительных потерь составляет 0.1 м/с^2 и 0.01 м/с^2 соответственно. Тогда даже при потребном ускорении 0.01 м/с^2 потребная масса блока двигателей превысит массу КА в целом, что непосредственно следует из их располагаемой тяговооружённости. Таким образом, доступные электрореактивные двигатели с достаточным для выведения на геостационар удельным импульсом не позволяют реализовать необходимую при реализации схемы с накоплением энергии тягу для импульсов в перигее и апогее орбиты.

Таблица 4 - Массовый бюджет буксира при перелёте с опорной орбиты Байконура на геостационар

Схема	Доля массы топлива	Доля массы ИЭ	Доля массы РД	Доля массы СХП	Доля массы конструкции	Доля массы ИП
Большая тяга	79,1%	-	2,3%	12,7%	4,7%	2,3%
Ускорение 1 мм/с^2: - СПД-50 - СПД-100	 60,7% 40,7%	 5,4% 5,4%	 52% 25,5%	 13,7% 9,2%	 5,3% 0,4%	 недолёт 15,2%
Ускорение 0,1 мм/с^2 время: - СПД-50 - СПД-100	 60,7% 40,7%	 0,54% 0,54%	 5,2% 2,6%	 13,7% 9,2%	 4% 2,6%	 16% 44,4%

Выполним расчёт доли полезной нагрузки, обеспечиваемой снижением бюджета характеристической скорости за счёт накопления энергии, для нахождения массового лимита под аккумулятор, при условии, что тяговооруженность двигателей увеличена на два порядка(!) по сравнению с существующими стационарными плазменными.

Таких двигателей в настоящее время не существует, и в расчёт подставляются заведомо завышенные значения тяговооружённости для нахождения предельно возможного массового лимита на борту для установки аккумулятора.

Результаты расчёта сведены в Таблица5. При ускорении 1 мм/с^2 время перелёта составит полтора месяца, при ускорении 0,1 мм/с^2 - полтора года.

Таблица 5 - Доля полезной нагрузки буксира в случае увеличения тяговооруженности двигателей на два порядка

Схема	Доля массы топлива	Доля массы ИЭ	Доля массы РД	Доля массы СХП	Доля массы конструкции	Доля массы ПН

Ускорение 1 мм/с^2 – - СПД-50 - СПД-100	 44% 30,9%	 5,4% 5,4%	 52% 25,5%	 10% 6,9%	 5,5% 3,4%	 недолёт 27,9%
Ускорение 0,1 мм/с^2 – - СПД-50 - СПД-100	 44% 30,9%	 0,54% 0,54%	 0,52% 0,26%	 10% 6,9%	 3% 2%	 37,5% 57,1%

В среднем выигрыш в массе полезной нагрузки составляет 0,15 от стартовой массы буксира. При удельной энергоёмкости около 1 МДж/кг (277 Вт*ч/кг), соответствующей типовым современным аккумуляторным элементам космического назначения, аккумулятор на сутки работы солнечных батарей, соответствующих среднему ускорению 0,1 мм/с^2, будет весить 0,13 от стартовой массы буксира. Соответствующий же ускорению 1 мм/с^2 - превысит эту массу.

Перспективные аккумуляторы имеют вдвое большую энергоёмкость и, соответственно, будут весить 0,065 от стартовой массы буксира при ускорении 0,1 мм/с^2 и всё так же превышать полную массу при ускорении 1 мм/с^2.

Таким образом, схема с электрическим аккумулированием энергии и использованием электроракетных двигателей для импульсов большой тягой не может применяться при выведении на геостационар из-за недостаточной тяговооружённости современных двигателей с высоким удельным импульсом. Необходимо её увеличение на один-два порядка. Также как современные, так и перспективные аккумуляторы не позволяют обеспечить сравнительно быстрое выведение по этой схеме даже при решении проблемы с двигателями. Необходимо увеличение удельной энергоёмкости также на порядок.

3.3.4 Схема с аккумулированием энергии с использованием электролиза

Улучшить массовые характеристики двигателя и системы накопления можно, если от хранения энергии в электрохимическом аккумуляторе и расхода её в электроракетном двигателе перейти к электрохимическому элементу с хранением топливных компонентов. Он накапливает электрическую энергию,

создавая бортовой запас энергонасыщенных компонентов топлива, которые потом используются в химическом ракетном двигателе, создавая тягу.

Практически единственным представителем этого направления двигательных установок с накоплением энергии являются электролизные двигательные установки, в которых вода из бака разлагается электролизом на кислород и водород. Эти газы накапливаются в баллонах высокого давления и сжигаются в газовом двухкомпонентном двигателе для выдачи импульсов большой тягой. Хотя удельный импульс в такой схеме значительно снижается по сравнению с электроракетными плазменными двигателями, он всё же остаётся выше, чем у электронагревных двигателей и химических на долгохранимых топливных компонентах, а масса аккумулятора энергии и особенно двигателя снижается.

Оценим возможные удельные показатели такой системы. Масса бака для хранения воды не будет сильно отличаться от массы баков, предназначенных для хранения топливной пары НДМГ+АТ, рассмотренных ранее, в силу близкой к плотности воды средней плотности этой топливной пары. Поэтому примем α=0,16.

Удельный импульс ЖРД, работающего на газообразных водороде и кислороде, в экспериментах над двигателями непрерывной малой тяги, предназначенными для кубсатов, достигал 300-310 с [45, 46]. Эта величина значительно меньше, чем у водородных ЖРД ракет-носителей, у которых удельный импульс достигает 450-460 с. В первую очередь это объясняется стехиометрическим соотношением компонентов, а также негативным влиянием масштабного фактора. Более высокие значения удельного импульса, более 400 секунд, достигаются при работе сравнительно длинными импульсами, но с более высокой тягой, чем при непрерывной работе [47,48]. Схожие результаты достигнуты и отечественными исследователями [49]. Энергетическая цена тяги таких двигателей, с учётом потерь в электролизерах, составляет около 200 мН/кВт [50], тяговооружённость составляет до 20 единиц [51].

При этом удельная мощность электролизера космического назначения может быть оценена, исходя из параметров системы «Электрон-ВМ»,

используемой для снабжения кислородом от электролиза воды МКС. Удельная мощность её электролизера составляет 9,18 Вт/кг [52]. При этом в масштабе кубсата этот показатель падает ниже 1 Вт/кг [53]. Это обуславливает значительное ухудшение удельных показателей источника энергии и не позволяет реализовать быстрый перелёт.

Для оценки энергоёмкости аккумулятора в виде газоообразных кислорода и водорода, накопленных в баке высокого давления, необходимо рассчитать энергетический выход реакции сгорания этой смеси в стехиометрическом соотношении и оценить массу баллонов высокого давления. При типовой для космических двигателей степени расширения сопла 1:100 энтальпия продуктов сгорания на его срезе равна 8,67 МДж/кг (данные получены расчётным путём).

Современные зарубежные композитные баки космического назначения с композитным лейнером имеют долю содержащегося в них азота до 74% общей массы [54]. Баки для газообразного водорода сейчас активно применяются в автомобильном транспорте. Так, компанией Toyota в 2015 году был разработан бак массой 92,3 кг для хранения 5,6 кг водорода, имеющий коэффициент запаса 2,25 [55]. Это соответствует 6% газа в полной массе. Вес такого баллона высокого давления при этом не может быть снижен за счёт понижения коэффициента запаса, так как, например, минимальный коэффициент запаса для лётных изделий такого типа, принимаемый НАСА, составляет 2,0 согласно NASA JSC 65828 (Structural Design Requirements and Factors of Safety For Spaceflight Hardware for Human Spaceflight) [56].

Поскольку в результате электролиза получается примерно 89% кислорода по массе и 11% водорода, на единицу массы топливной смеси потребуется не менее 2,16 единиц массы баков, и итоговая удельная энергоёмкость такого аккумулятора составит 2,74 МДж/кг и 762 Вт*ч/кг, что превосходит энергоёмкость даже перспективных электроаккумуляторов в полтора раза. Однако при преобразовании этой энергии обратно в электрическую через электрохимическую генерацию высокая масса генераторов делает такой способ менее выгодным по сравнению с электрохимическими аккумуляторами. Так что данное решение является нишевым, поскольку потребитель энергии в

рассматриваемом случае – химический ракетный двигатель, не требующий обратного преобразования.

Для окончательной оценки перспективности такой системы необходимо рассчитать долю полезной нагрузки у буксира с ней. Результаты расчёта сведены в Таблица 6.

Итого, система с электролизом и аккумуляцией газов для сжигания в ЖРД имеет более высокие массовые характеристики, чем при использовании электроаккумуляторов и ЭРД. Её использование уже не требует повышения характеристик каких-либо подсистем на порядки. Однако она также не может обеспечить выведения грузов на геостационар за срок менее года, в отличие от схем с малой и большой тягой и, следовательно, не может с ними конкурировать. Расчёты показывают, что вывести 2% начальной массы на геостационар, что может быть обеспечено с помощью ЖРД, буксир построенный по схеме с аккумуляцией газов, сможет только при продолжительности перелёта от двух лет, что делает эту схему неконкурентоспособной.

Таблица 6 - Массовый бюджет буксира для перелёта на геостационар с использованием схемы с аккумуляцией газов

Схема	Доля массы топлива	Доля массы ИЭ	Доля массы АБ	Доля РД	Доля массы СХП	Доля массы конструкции	Доля массы ПН
Ускорение 0.1 мм/с^2 –перелёт за год	0.703	0.05	0.086	<0.001	0.158	0.048	недолёт

3.3.5 Выведение на отлётную траекторию

Как было указано выше, при выведении с низкой орбиты на отлётную траекторию импульсом большой тяги характеристическая скорость перелёта составляет 3,22 км/с, при выходе из сферы тяготения Земли малой тягой – 7,3 км/с. При этом многоимпульсная схема выведения с последовательными импульсами большой тяги в перигее и апогее в данном случае практически

неприменима. Это объясняется высокими периодами обращения по промежуточным орбитам в конце выведения и, соответственно, большой длительностью перелёта.

Также использование схемы с аккумуляцией энергии будет в таких условиях ещё менее эффективно, чем при выведении на геостационар, т.к. уменьшение гравитационных потерь при её применении возможно, только если аккумулятор способен накапливать энергию в течение всего периода обращения. Однако, как было показано в предыдущем разделе, это проблематично уже на суточной орбите, при выведении же на отлётную траекторию период промежуточной орбиты постоянно возрастает и после этого значения.

Для перелёта на отлётную траекторию существует схема, предусматривающая гравитационный маневр у Луны [57]. Она позволяет ограничить максимальную высоту апогея, при которой ещё производятся перигейные импульсы, высотой орбиты Луны [58]. Это означает, что аккумулятор, в отличие от выведения на геостационар, при выведении на отлётную траекторию должен обеспечивать накопление энергии в течение 28 суток, а не 24 часов.

Расчёт по ранее описанной методике показывает, что при выведении на отлётную траекторию за срок в два месяца потребная масса аккумулятора превысит массу буксира в полтора раза! Наиболее эффективной, как и для выведения на геостационар, является схема с аккумулированием газов – какую-либо полезную нагрузку она способна выводить на отлётную траекторию, начиная с продолжительности перелёта также от двух лет. Это существенно хуже, чем у конкурирующих схем.

Поэтому схема с аккумулированием энергии не может быть использована при выведении на отлётную траекторию, требуя повышения энергоемкости аккумулятора на порядок. Это тем более затруднительно, поскольку ёмкость газового аккумулятора и так уже превосходит прочие существующие и перспективные варианты.

Результаты расчёта для схем, обеспечивающих выведение полезной нагрузки, сведены в Таблица 7. Ускорение 1 мм/с^2 обеспечит перелёт за два месяца, 0,1 мм/с^2 – за два года.

Таблица 7 - Массовые бюджеты буксиров различных схем для перелёта на отлётную траекторию

Схема	Доля массы топлива	Доля массы источника энергии	Доля массы аккумулятора	Доля массы двигателя	Доля массы системы хранения и подачи топлива	Доля массы конструкции	Доля массы полезной нагрузки
Большая тяга	65,7%	-	-	2,5%	10,5%	3,9%	17,4%
Ускорение 1 мм/с^2: - СПД-50 - СПД-100	 57,9% 38,3%	 8,3% 8,3%	 - -	 51% 25,5%	 13% 8,6%	 6,5% 4%	 недолёт 15,3%
Ускорение 0,1 мм/с^2: - СПД-50 - СПД-100	 57,9% 38,3%	 0,9% 0.9%	 - -	 5,1% 2,5%	 13% 8,6%	 3,8% 2,5%	 19,3% 47,2%
Электролиз, аккумуляция газов, ускорение 0.1 мм/с^2	45%	0,3% (без электролизёра)	42%	0,2%	7,2%	4,7%	0,6%

3.3.6. Обоснование выбора схемы выведения и класса ДУ для типовых задач

Проведённый анализ показал, что для всех трёх типовых задач могут использоваться как двигатели с малой, так и с большой тягой. При этом использование двигателя малой тяги, как правило, позволяет повысить массу полезной нагрузки ценой увеличения продолжительности перелёта.

На низких орбитах потребный для перелёта запас характеристической скорости невелик и, соответственно, мал*о* время транспортной операции. Поэтому преимущества, предоставляемые быстротой перелёта при использовании двигателя большой тяги, в этом классе задач менее важны. Значение приобретает скорее стоимость двигательной установки. Она же при использовании электронагревных двигателей, как правило, меньше, чем химических. В свою очередь, двигательные установки на плазменных двигателях обычно дороже химических. Поэтому внимание на себя обращают электронагревные двигатели для обеспечения межорбитальных перелётов на низких орбитах и плазменные – для поддержания орбиты.

Оптимальный удельный импульс электроракетного двигателя можно оценить в зависимости от продолжительности его работы и энерговооруженности аппарата, на котором он установлен [59]

$$I_{1\text{опт}} = \sqrt{2\tau\gamma}$$

где τ – суммарная продолжительность работы двигателя, γ – энерговооруженность аппарата, представляющая собой отношение его располагаемой электрической мощности к массе. В настоящее время для геостационарных спутников связи достигнута энерговооружённость 3 Вт/кг, для низкоорбитальных же она составляет около 1 Вт/кг [60].

Для низких орбит, как было показано ранее, тяговооруженность буксира не оказывает существенного влияния на бюджет характеристической скорости, необходимый для типовых маневров. Поэтому при увеличении тяговооружённости буксира оптимальный удельный импульс снижается, а с ним возрастает и тяговооружённость используемого класса двигателей. Это

обстоятельство частично выравнивает долю полезной нагрузки при применении различных двигателей.

Проведём дальнейший анализ, исходя из потребности в реализации малобюджетного проекта, т.к. его финансирование неизбежно будет существенно ограничено. Это обстоятельство ограничивает использование высокотехнологичных решений.

Так, скорее всего, будут недоступны радиационно-стойкая элементная база и мощные электроракетные двигатели малой тяги, токсичные и криогенные компоненты топлив для двигателей большой тяги и сами такие двигатели. Масса изделия будет ограничена нано- и микроклассом ввиду отсутствия доступа к стендовой базе и практически линейной зависимости стоимости от сухой массы (по существующим закономерностям, несколько более 100 тысяч долларов за килограмм «железа») [61]. Только отвечающий таким достаточно жёстким ограничениям проект может потенциально быть реализован небольшой частной компанией или же создать минимум проблем при создании государственным предприятием.

Прежде всего, требования по минимизации стоимости двигательной установки приводят к целесообразности использования электронагревных двигателей при маневрировании на низких орбитах. Проведённый анализ показывает, что проигрыш в массе полезной нагрузки по сравнению с ЖРД составляет около десяти процентов. При этом выведение на СПД, обеспечивающее двукратно б*о*льшую полезную нагрузку, продолжается на порядок дольше. Учитывая минимальную стоимость двигательной установки на электронагревных двигателях, можно признать этот тип двигателей лидерами по критерию эффективность/стоимость.

СПД и схожие с ним по удельному импульсу иные плазменные двигатели, к которым в т.ч. относятся двигатели межорбитального буксира Vigoride компании Momentus, позволяют получить оптимальную по массе энергодвигательную установку только при суммарной продолжительности

работы двигателя в миссии более 3 лет (в отсутствие многоразового использования и энерговооруженности 1 Вт/кг).

В случае его применения для кратковременных маневров (в частности, тех, для которых и был законтрактован первый пуск Vigoride), двигатель с меньшим удельным импульсом позволяют получить более лёгкую и дешевую двигательную установку. Так, при двухнедельном перелёте оптимальным является удельный импульс 1,6 км/с, который может быть обеспечен электронагревным двигателем.

Следует также отметить, что в течение длительного перелёта система управления буксира должна обеспечить непрерывное безаварийное ориентирование вектора тяги двигателя согласно программе, а сама программа – адаптироваться к текущему вектору состояния буксира. Данные меры могут быть реализованы с использованием сбоеустойчивой электроники в бортовых вычислителях и поворотных платформ для ориентирования двигателей. Такие узлы характеризуются весьма высокой стоимостью, что противоречит принципу малобюджетности проекта.

Двигатели с более высоким удельным импульсом могут найти применение в операциях, требующих длительной работы двигателя. К ним, в частности, относится поддержание целевой орбиты. Однако, как показывают приведённые выше материалы, для низкоорбитальных аппаратов бюджеты характеристической скорости на поддержание орбиты составляют сотни метров в секунду за срок активного существования. Это означает, что при повышении удельного импульса выше некоторой величины масса двигателя вследствие снижения его собственной тяговооружённости будет расти быстрее, чем уменьшаться потребный запас рабочего тела.

Например, характеристическая скорость 400 м/с может быть обеспечена аппарату электронагревным двигателем ДЭН-15 при доле рабочего тела в его массе 14%. Повышение удельного импульса до 600 с (например, электродуговой двигатель MR-510 компании Aerojet Rocketdyne)

уменьшает эту величину до 6,6%, использование же СПД-50 обеспечило бы 4,6%.

При этом масса двигателя с увеличением удельного импульса растёт и составляет 0,016 для электродугового двигателя (в два раза больше, чем у ДЭН-15) и $4 \cdot 10^{-4}$. Таким образом, при росте удельного импульса масса двигательной установки при фиксированном бюджете характеристической скорости снижается чем дальше, тем слабее. Стоимость же двигательной установки быстро растёт с увеличением удельного импульса.

Таким образом, для низкоорбитальных транспортных операций может быть рекомендована установка на буксире электронагревного двигателя, для поддержания орбиты обслуживаемого аппарата – также электронагревного или электродугового двигателя.

При выведении на геостационарную орбиту основная доля коммерческих полезных нагрузок имеет большую массу, как показано выше. Поэтому в нано- и микроклассе на геостационаре практически нет задач. Туда могут выводиться только единичные аппараты с исследовательскими целями. Это позволяет рассматривать для этого размерного класса рынок пусков на геостационарную орбиту как единую задачу с пусками на отлётную траекторию – к другим небесным телам. В обоих рынках пока представлены только единичные задачи без возможности формирования программы запусков на определённый период, в отличие от низких орбит, где просматриваются возможности выхода на серийное производство.

Дополнительно к технико-экономическим факторам, такому решению способствует возможность выведения на геостационар по схеме, предложенной В.В. Ивашкиным [62]. В данной схеме выведение производится на отлётную траекторию и затем под воздействием градиента солнечного тяготения или гравитационного маневра у Луны аппарат получает «второй импульс» трехимпульсного биэллиптического перехода. После выдачи аппаратом третьего импульса он выходит на геостационар. Таким образом, комплекс, способный производить пуски на отлётную

траекторию, будет иметь возможность доставлять полезную нагрузку и на геостационар.

Проанализируем рассмотренные ранее альтернативные способы выведения на отлётную траекторию с целью выбора рационального варианта. Из результатов проведённого при сравнении баллистических схем численного анализа видно, что применение СПД-50 в схеме с малой тягой не позволяет обеспечить выведение за срок, меньший ориентировочно одного года. Между тем, большая длительность перелёта в данном случае, в отличие от низких орбит, недопустима из-за накопления дозы излучения в радиационных поясах.

По данным [59], за 100 суток перелёта в радиационных поясах буксир накопит дозу около 5 крад. Именно эта величина является предельной для общепромышленных микросхем [63]. Длительность перелёта, меньшую полугода, могут обеспечить только мощные двигатели типа СПД-100 и мощнее, однако они неприменимы в рассматриваемом классе буксиров.

Поэтому для выведения на отлётную траекторию могут рассматриваться только двигатели большой тяги и, возможно, электроракетные двигатели с меньшим удельным импульсом, чем СПД, например, электродуговые двигатели. При этом в качестве окислителей в малобюджетном проекте могут быть доступны только перекись водорода в промышленной концентрации 60% и в предельной из условий безопасности 85%, а также закись азота. Применение перекиси большей концентрации ограничено тем, что при превышении концентрации 85% такие растворы становятся взрывоопасными, т.е. способными к взрыву массой [64] при попадании в них горючих веществ.

Проведём для ЖРД на этих окислителях и керосине в качестве горючего, а также электродуговых двигателей анализ, подобный проведённому при сравнении схем выведения. Коэффициент собственной тяговооруженности для всех ЖРД примем равным 13,3, как и для ранее рассмотренного типового двигателя. Удельный импульс примем равным

получаемому при термодинамическом расчёте с учётом потерь для вакуумного сопла с уширением 1:100.

Проведённый термодинамический расчёт показывает, что для перекиси с концентрацией 60% удельный импульс составит 244 с, а с концентрацией 85% - 299 с. Для закиси азота он также будет иметь величину 299 с, что даёт основание исключить её из анализа на данной стадии, т.к. она даст меньшую плотность, большее давление насыщенных паров (и, следовательно, более тяжёлые баки) и б*о*льшую температуру в камере сгорания.

Удельный импульс и тяга в проведённом выше расчётном анализе определялась по следующей методике. Идеальные параметры газового потока рассчитывались из гипотезы адиабатического изоэнтальпийного потока с бесконечно быстрыми химическими реакциями (равновесное течение). Поток в сопле идеальный квазиодномерный без диссипативных потерь [65].

В результате такого расчёта определялись идеальный удельный импульс и коэффициент тяги. К нему, в свою очередь, вводились поправки на реальный характер течения, наиболее значимыми из которых для заданного расчётного случая являются конечная скорость реакций в сопле [66-68], трение в пограничном слое [69], расхождение потока в сопле [70,71], потери давления в камере сгорания ограниченного сечения [65].

Данные потери вводились как поправочные коэффициенты к идеальному удельному импульсу, определяемые по зависимостям из соответствующих литературных источников. При расчёте использовалась свободно распространяемая версия программы Rocket Propulsion Analysis [72]. Результаты расчёта сведены в Таблица 8

Таблица 8 - Массовые бюджеты буксира для перелёта на отлётную траекторию с малобюджетными двигателями

Схема	Доля массы топлива	Доля массы источника энергии	Доля массы двигателя	Доля массы системы хранения и подачи топлива	Доля массы конструкции	Доля массы полезной нагрузки
ЖРД на перекиси концентрацией 60%	0.737	-	0.019	0.118	0.044	0.082
ЖРД на перекиси концентрацией 85%	0.664	-	0.025	0.106	0.04	0.165
ЭДД с ускорением 0,5 мм/с^2 – перелёт три месяца*	0.711	0.041	0.127	0.114	0.05	недолёт

* - предельный срок по радиационной обстановке

Из Таблица 8 следует, что перелёт на отлётную траекторию с малой тягой не может быть выполнен с малой тягой в нано- и микроклассе на доступном в настоящее время техническом уровне. Альтернативой является, фактически, выбор концентрации перекиси, изменение которой может быть реализовано в т.ч. на едином для обоих вариантов изделии. При этом заправка перекисью высокой концентрации удваивает массу полезной нагрузки, но снижает безопасность работы с двигательной установкой.

Указанные расчёты были проведены для выведения на отлётную траекторию с нулевой энергией, чего недостаточно для перелёта к какому-либо небесному телу. Фактически, после этой операции буксир оказывается

только покоящимся относительно Земли на большом расстоянии от неё. Поэтому для дальнейших маневров он должен иметь как существенный запас характеристической скорости, так и запас по радиационной дозовой нагрузке.

Поскольку дальнейшее увеличение характеристической скорости на доступных топливных компонентах будет крайне затруднено, единственным доступным способом является использование второй ступени. При этом её задействование будет проводиться вдали от значимых градиентов гравитационных полей, что позволяет использовать на второй ступени двигатель малой тяги.

Исходя из вышесказанного, предлагается разработать двигательную установку нано-класса на электронагревном и/или электродуговом двигателе, и разгонный блок микро-класса, имеющий вторую ступень, на котором устанавливается модифицированная ранее разработанная нано-ДУ.

4. Задачи, концепция и рынок малобюджетного низкоорбитального нано-буксира

В соответствии с анализом рынка, бо́льшая часть межорбитальных транспортных операций в ближайшее время будет проводиться на низких околоземных орбитах. На них сосредоточена основная масса потенциальных полезных нагрузок - космических аппаратов нано- и микрокласса, не имеющих собственной двигательной установки. На рынке представлено большое количество двигательных установок для спутников целевого класса, но одновременно значительная доля таких аппаратов по-прежнему не оснащается двигателями. Возможной причиной такого положения является значительная стоимость ДУ и её интеграции в аппарат.

Для решения указанных проблем предлагается реализовать ДУ как составную часть самостоятельного космического аппарата – буксира, который обслуживает один спутник – полезную нагрузку и обеспечивает ему поддержание орбиты и межорбитальные перемещения. Предполагается укомплектовать такой буксир малобюджетной двигательной установкой для снижения общей стоимости, собственной системой управления и солнечными батареями.

Постановка задачи создания буксира, способного обслуживать сразу несколько аппаратов, резко усложнила бы изделие, заставив решать проблемы центровки при отделении одного из спутников. Кроме того, такой буксир уже не смог бы решать ряд задач, связанных с обслуживанием перемещения спутника после выведения на целевую орбиту (поддержание орбиты, перестройка группировки и перенацеливание спутников, возврат спутника для обслуживания к материнской платформе или сведение с орбиты по завершению срока службы и т.п.), что способно серьёзно уменьшить его рынок. В перспективе возможно обеспечение многоразового применения такого буксира, когда после исчерпания запаса топлива он возвращается к материнской платформе для дозаправки.

В качестве стандартного интегрированного модуля буксир сможет устанавливаться как на нано-, так и на микроспутники, естественно, обеспечивая первым намного больший запас характеристической скорости и тяговооружённость. Хотя поставка в виде интегрированного модуля и снижает расходы на получение спутником способности к орбитальному маневру, целесообразно также иметь возможность продажи компонентов буксира в розницу для установки в аппарат заказчика. Эта схема будет иметь бо́льшую свободу подбора компонентов, позволяя получать необходимый полный импульс изменением размеров топливного бака, и в перспективе подбирать тягу и удельный импульс выбором двигателя.

Рассмотрим основные задачи, которые сможет решать изделие на основе такого буксира, оснащённое собственным источником энергии, системой управления и двигательной установкой: формирование и поддержание нано-группировок и транспортное обслуживание пилотируемых станций.

4.1Формирование и поддержание нано-группировок

Буксир позволяет разделить собственно целевую задачу аппарата и обеспечение его перемещений. На основе буксира могут создаваться аппараты для продления срока активного существования спутников низкоорбитальных группировок. Аналогом подобных аппаратов является уже реализованный компанией Orbital ATK для обслуживания более дорогих геостационарных спутников проект Mission Extension Vehicle (MEV).

Значительная доля геостационарных аппаратов заканчивает работу в связи с исчерпанием запаса топлива для коррекции орбиты. При этом аппарат может быть технически исправен и сохранять потребительскую актуальность. В связи с дороговизной создания и запуска нового полноценного аппарата появились проекты орбитальных танкеров для дозаправки старых спутников и проекты орбитальных буксиров, корректирующих орбиту старого спутника своими двигателями и запасом топлива.

MEV реализует вторую концепцию — жёстко сцепившись со старым геостационарным спутником, он выполняет все необходимые маневры за счет своих двигателей и запаса топлива. Поскольку старые спутники не рассчитаны на работу в такой связке, для стыковки используется захват двигателя старого спутника. По сравнению с орбитальным танкером, такой аппарат проще и совместим с б*о*льшим количеством спутников. Сейчас на орбите работают уже два таких аппарата [73].

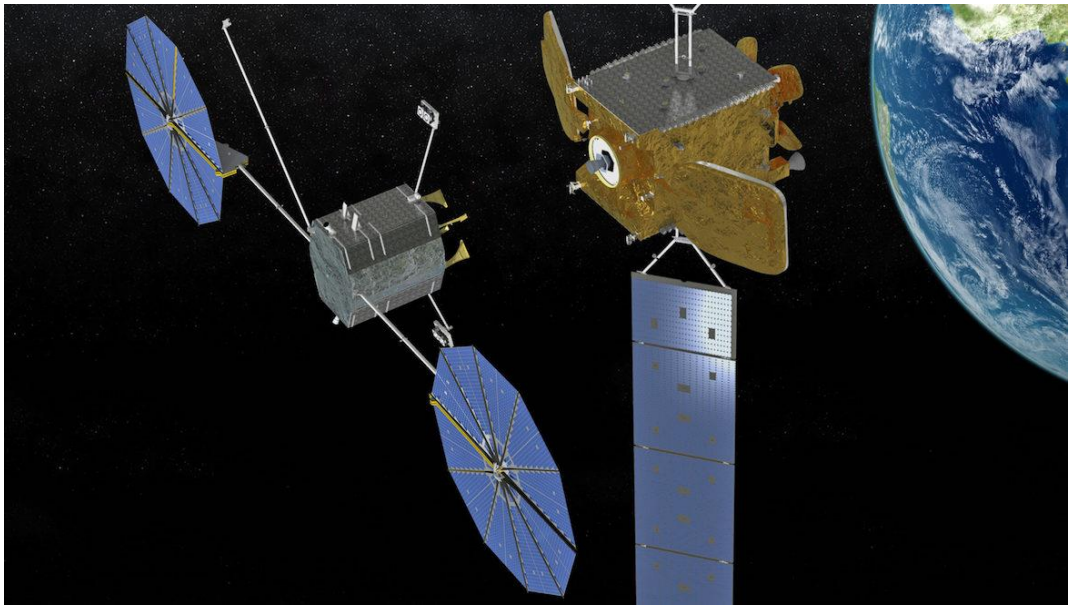


Рисунок 23 - MEV(Mission Extension Vehicle) стыкуется к обслуживаемому аппарату

Учитывая огромное число запущенных и планируемых к выведению низкоорбитальных спутников, в том числе многотысячные группировки Starlink и OneWeb, а также планы по созданию отечественной группировки «Сфера», распространение такого подхода на низкие орбиты может обеспечить проекту значительную серийность производства и объём продаж.

4.2 Поддержание нано-КА на сверхнизких орбитах

Использование буксира для поддержания орбиты также позволяет уменьшить высоты орбит спутников. Чем меньше высота орбиты, тем больше потери скорости на трение об атмосферу, и если на высотах 600-1000

км они составляют десятки м/с в год, то на высоте 300-400 км/с возрастают на порядок. При этом орбиты малой высоты имеют значительные преимущества как с точки зрения создания и эксплуатации спутников, так и с точки зрения бонусов к их целевой функции.

На низких орбитах значительно ниже радиационная дозовая нагрузка, как показывают, в том числе, расчёты в программном пакете OMERE [74]. OMERE - бесплатная программа для расчёта воздействия космической радиации на электронику, разработанная по заказу французского национального космического агентства. Она рассчитывает поток заряженных частиц, дозовые эффекты, повреждения от тяжёлых частиц, одиночные события и деградацию электроники. Программа OMERE использует международные стандартные модели, которые могут дорабатываться пользователями.

Хотя на полярных орбитах поглощённые дозы обычно выше за счёт воздействия заряженных частиц в приполярных районах, где меньше интенсивность магнитного поля Земли, они быстро снижаются с высотой орбиты. На орбите высотой около 300 км поглощённые дозы меньше, чем на орбите МКС. Радиационное воздействие оказывается представленным только тяжёлыми заряженными частицами, преодолевающими защиту магнитного поля Земли, и одиночными эффектами от них.

Основным из одиночных эффектов является тиристорный, вызываемый такими частицами при замыкании p-n переходов в полупроводниках. Повреждение электроники при этом происходит в основном по механизму короткого замыкания. Это позволяет использовать в спутниках обычные промышленные микросхемы с защитой автоматическим отключением питания при резком возрастании энергопотребления [75].

Также значительно меньшее воздействие на спутники, размещённые на малых высотах, будет оказывать космический мусор. На высоте 300 км количество и суммарная масса орбитальных объектов более чем на порядок меньше, чем на обычных для размещения космических аппаратов высотах

400-600 км. Это в первую очередь вызвано тем, что не имеющие двигательной установки объекты, попавшие на эти высоты, быстро теряют скорость из-за сопротивления атмосферы и сгорают в её нижних слоях.

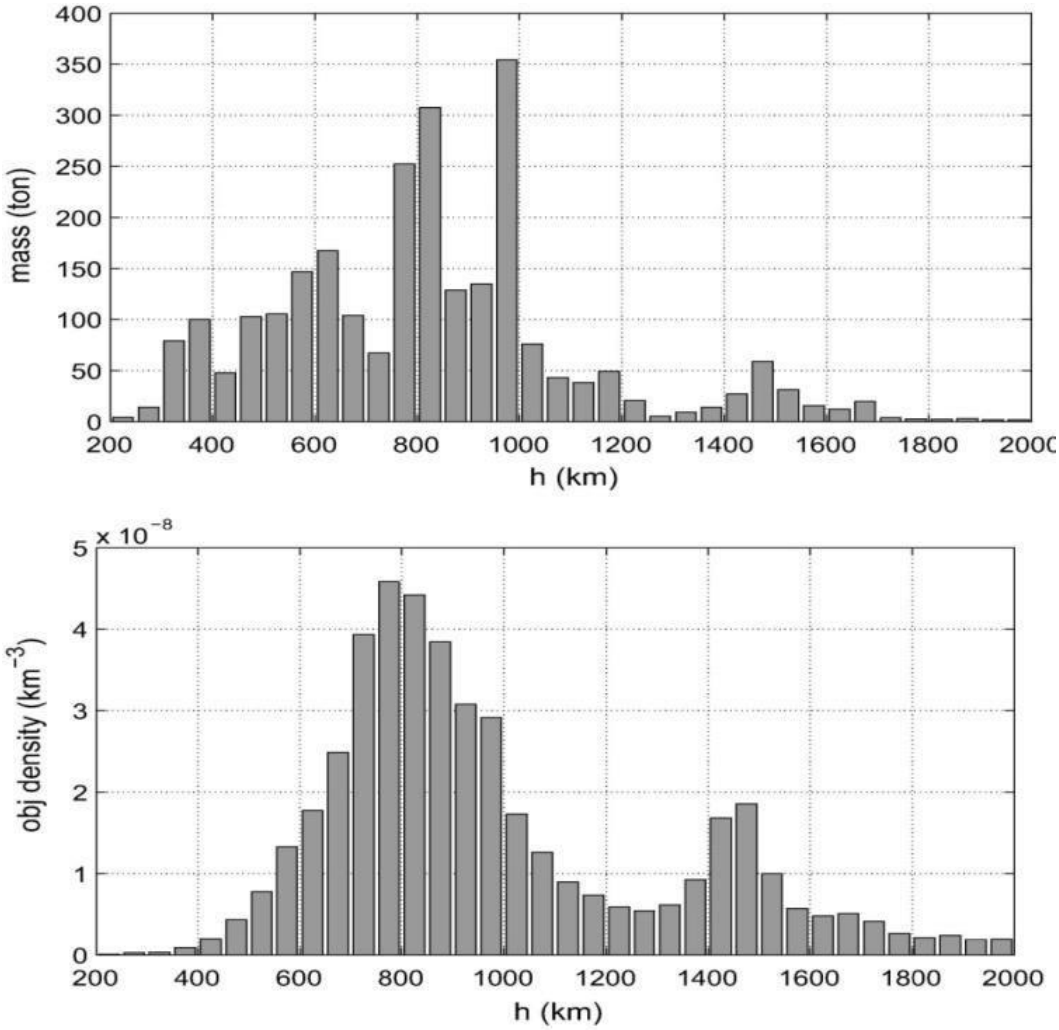


Рисунок 24 - Количество и суммарная масса космического мусора в зависимости от высоты орбиты [76]

Таким образом, рост количества космического мусора практически не угрожает спутникам, размещённым на «сверхнизких» орбитах. Более того, низкий риск столкновения с мусором даст возможность использовать герметичные космические аппараты, от которых ранее отказались именно по причине малого срока службы, обусловленного быстрым пробоем гермоконтейнера. Это, в свою очередь, позволит использовать в таких спутниках наземное оборудование практически без дополнительных

адаптаций и испытаний на воздействие факторов космической среды, радикально снижая стоимость создания космических аппаратов.

Размещение на низких орбитах также повышает характеристики целевого оборудования спутников. Так, при уменьшении высоты орбиты с 600 км до 300 км вдвое улучшается геометрическое разрешение камер оптического диапазона и в 16 раз(!) снижается энергопотребление радиолокационной аппаратуры, поскольку энергия сигнала уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния от источника. Для радиолокаторов больший эффект, чем для оптических камер достигается из-за того, что земная поверхность, согласно принципу Гюйгенса-Френеля, представляет собой вторичный переизлучатель, мощность которого прямо пропорциональна падающему на него излучению радара.

Это означает, что камеры, предназначенные для кубсатов, смогут обеспечить субметровое разрешение [77]. При этом из-за облегченных условий эксплуатации могут быть использованы коммерчески доступные камеры, вплоть до применяемых в смартфонах.

Относительно эффекта для радиолокационных спутников может быть проведена следующая оценка. Lacrosse, американский разведывательный спутник, имеет массу порядка 16 тонн, энергопотребление 10-20 кВт и находится на орбитах с высотами до 750 км [78]. Если рассматривать для радарного спутника орбиту высотой 250 км, энергопотребление его радара уменьшится ориентировочно до 200 Вт. Пропорционально снизится и масса спутника, т.е. он сможет быть реализован в микро-классе.

Опыт работы космических аппаратов на орбитах такой высоты уже существует. С 2009 г. по 2013 г. на орбите высотой 260 км работал аппарат GOCE Европейского космического агентства, предназначенный для изучения гравитационного поля Земли.

Стрелообразная форма спутника со стабилизаторами уменьшала его торможение в верхней атмосфере. Для компенсации атмосферного

торможения и других негравитационных воздействий использовался непрерывно работавший ионный двигатель.

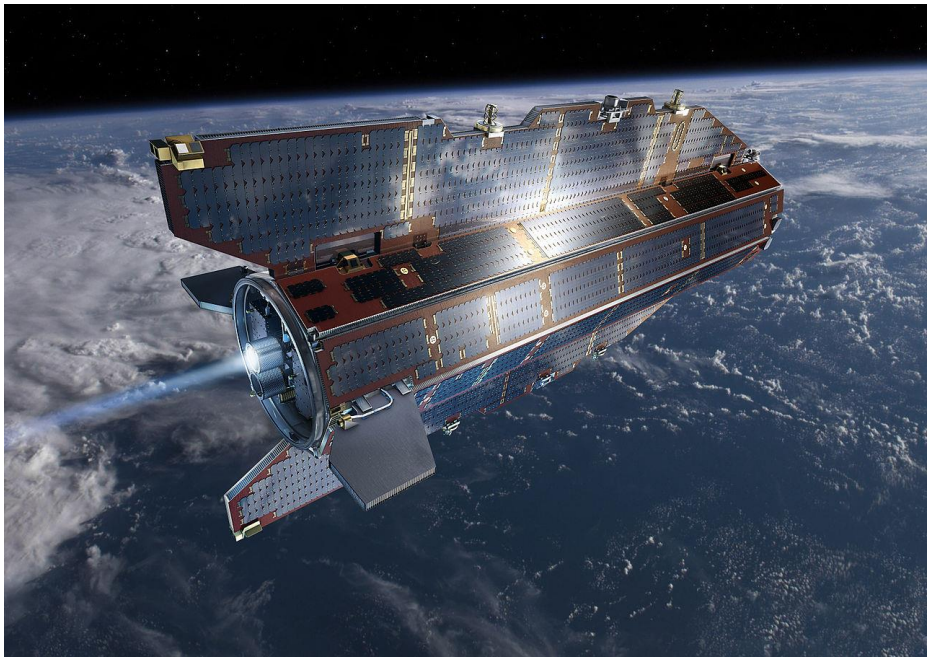


Рисунок 25 - GOCE на орбите

Запуски на сверхнизкие орбиты производились и в Советском Союзе. В 1967 и 1970 гг. с полигона Капустин Яр были выведены два спутника типа ДС-МО (Днепропетровский спутник-Оптический), разработанные в ОКБ-586 (ныне КБ «Южное»). Они предназначались для исследования физических процессов в атмосфере и выводились на орбиты высотой 240-342 км. Поскольку они не оснащались двигателями, срок их существования на таких орбитах составлял несколько суток. Это были первые в мире искусственные спутники Земли с системой аэродинамической ориентации и аэрогироскопической стабилизации.

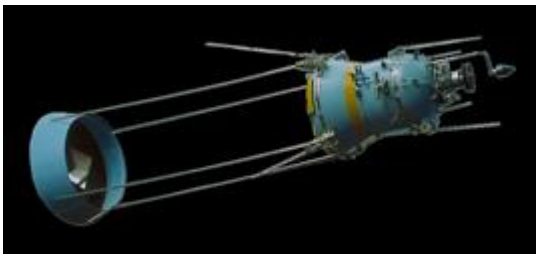


Рисунок 26 - Внешний вид спутника типа ДС-МО [79]

Наряду с использованием двигательной установки для поддержания орбиты значительный эффект может дать перекомпоновка спутника, направленная на повышение баллистического качества изделия, т.е. отношения массы к площади его поперечного сечения.

Рассмотрим кубсат 6U массой 10 кг, у которого все юниты выстроены в одну линейку. Считая, что аэродинамическое сопротивление обратно пропорционально баллистическому качеству и прямо пропорционально плотности атмосферы на высоте орбиты, а также пренебрегая различиями в коэффициенте аэродинамического сопротивления, можно оценить потребный запас характеристической скорости для поддержания его орбиты, исходя из доступных данных по GOCE. Оценка для орбиты высотой 300 км с ориентацией по потоку показывает, что потребный запас характеристической скорости поддержания составляет 100 м/с/год.

Рассмотрим для создания этой скорости простейший испарительный двигатель на воде даже без дополнительного нагрева пара. Известно [80], что удельный импульс газореактивного двигателя на азоте в вакууме составляет приблизительно 700 м/с в изотермическом режиме истечения, т.е. при достаточно длительной работе, и 550 м/с в адиабатическом режиме, т.е. при разовом опорожнении бака.

Поскольку удельный импульс обратно пропорционален корню из молекулярной массы рабочего тела, можно оценить его для водяного пара как, соответственно, 870 м/с в изотермическом режиме и 685 м/с в адиабатическом. Это означает, что при заполнении водой трех юнитов рассматриваемого кубсата ему будет обеспечен трехлетний срок активного существования при двигателе, сводящемся к газожидкостному фильтру и выпускному клапану, имеющим суммарно массу в 100-200 грамм. Оставшиеся три юнита могут быть отведены на полезную нагрузку, работающую на сверхнизкой орбите.

Использование нагревателя водяного пара обеспечивает, согласно практике компании SteamJet[81], предельный удельный импульс 171 с. Тогда

бак с водой размером в два юнита обеспечит уже почти четырёхлетнее существование.

С увеличением удельного импульса, однако, возрастает энергопотребление двигателя. Если испарение воды без подогрева пара может осуществляться за счёт собственной теплоёмкости аппарата, без дополнительного энергопотребления, то уже использование нагревателя пара в рассматриваемом кубсате потребует средневиткового энергопотребления около 50 Дж с учётом потерь в двигателе. Конкретная потребляемая мощность будет определяться выбранной тягой двигателя.

Впрочем, если эта энергия будет накапливаться на всей освещённой части орбиты, это потребует дополнительной мощности всего лишь 0,02 Вт. Это означает возможность повышения удельного импульса при, например, переходе к электродуговому нагреву без увеличения электрической мощности кубсата.

Радикальным решением проблемы повышения удельного импульса является использование в низкоорбитальном буксире электродинамического троса с автономной генерацией заряда. Эта схема отличается от известной с 1960-х годов концепции электродинамического троса [82] тем, что заряды, необходимые для создания тока в тросе, и, соответственно, тяги при воздействии на него магнитного поля Земля, не притягиваются из ионосферной плазмы, а получаются ионизацией бортового запаса рабочего тела. Это позволяет резко сократить потребную длину троса (с десятков километров до сотен метров на низких орбитах), обеспечить независимость тяги от состояния ионосферы и защиту от заряженных космических частиц полезной нагрузки буксира ценой сравнительно малой затраты массы, которой не предусматривает оригинальная концепция [83].

Так, такой трос, ионизирующий водород, при длине в 300 м способен достичь удельного импульса почти в 1000 км/с (!) на орбите высотой 300 км. Малая длина троса позволяет обеспечить его стабилизацию как гравитационными, так и центробежными или аэродинамическими силами.

Отработка электродугового двигателя для буксира может позволить его использование на следующем этапе в качестве плазмогенератора электродинамического троса. Оснащённый таким тросом буксир будет способен обеспечить поддержание низкой орбиты и маневрирование даже крупногабаритных конструкций практически без ограничений по баллистическому сроку существования.

4.3 Транспортное обслуживание пилотируемых станций

Буксир сможет поддерживать свободнолетающие в окрестностях станции космические аппараты, на которых проводятся собственные эксперименты, требующие высокого качества невесомости и изоляции от механических колебаний станции. Это даст возможность исследовать и производить без затрат ресурсов самой станции сверхчистые материалы, высоко стабильные кристаллы, например, электронные микросхемы и оптоволокно, а также лекарства и прочие биологические субстанции. Сейчас подобные работы во многом сдерживаются ограничениями, обусловленными колебаниями, температурным режимом, ограничением объёма и энергетики станции.

Также будет доступно выведение спутников через станцию на более высокие орбиты с последующим возвращением и повторным использованием буксира. Это позволит проверять работу выведенных в космос аппаратов в натурных условиях вблизи станции и при необходимости проводить оперативный ремонт силами экипажа. Также буксир позволяет вернуть аппарат с целевой орбиты к станции в случае его отказа или потребности в модернизации.

Буксир при этом должен доставить аппарат на нужную орбиту с реалистичной продолжительностью маневра и долей полезной нагрузки. Наиболее выгодными при этом являются орбиты, перелёты между которыми осуществляются изменением высоты и фазы. В настоящее время орбиты, достижимые с МКС, не представляют в этом смысле значительной ценности, так как не покрывают большой части поверхности Земли.

Ситуацию может изменить развёртывание планируемой российской орбитальной станции, которая предположительно должна прийти на смену МКС после 2025 года. Станция будет состоять из пяти модулей, ее масса составит 60 тонн. Высота орбиты станции составит — от 300 до 350 км, она будет солнечно-синхронной — наклонением 97° к экватору (против 51,6° у МКС), на которой ее солнечные батареи будут всегда освещены, а запуски будет возможно проводить с трех космодромов — Байконур, Восточный и «Плесецк». Орбита российской станции позволит каждые 1,5 часа видеть Арктику, а любую точку планеты — раз в двое суток [84-87].

Однако уже сейчас с МКС каждый год запускается около десяти спутников [88]. Наличие буксира позволит обеспечить им более эффективные и безопасные для станции орбиты, а также предоставить прочие упомянутые выше преимущества.

Предлагаемые для низкоорбитального буксира простые двигатели способны будут после подтверждения необходимой надёжности обеспечить и передвижения космонавтов. Ранее существовавшие проекты, такие как HHMU, AMU, ASMU, MMU, отечественные УПМК и 21КС и системы спасения космонавтов при обрыве страховочных тросов SAFER и УСК используют в основном двигатели большой тяги.

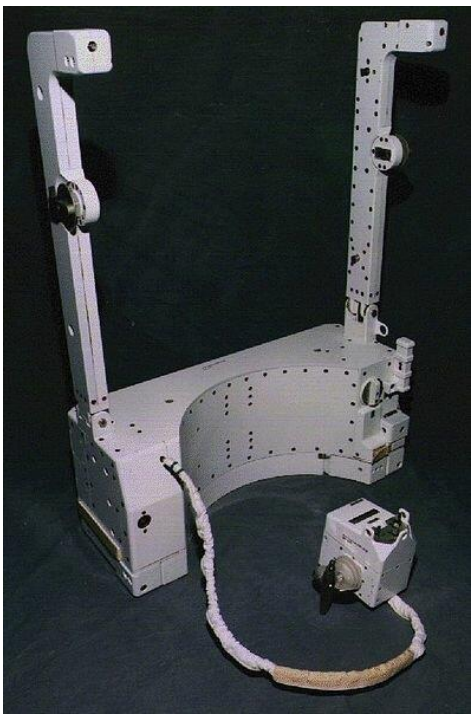


Рисунок 27 - Американская и российская системы спасения космонавтов

Любые аппараты, основанные на использовании двигателей большой тяги, имеют общий недостаток: в случае ошибочной выдачи начального импульса ситуация неисправима. В случае средства передвижения космонавта отказ клапана на одном из множества микродвигателей означает катастрофу, а многократное резервирование критично усложняет, утяжеляет и удорожает установку.

Альтернативой используемому сейчас подходу может быть применение сублимационных двигателей с внешним нагревом. В них рабочее тело хранится в виде твёрдого тела или связанной жидкости, а в сопло подаются только пары низкого давления через клапан, к динамическим характеристикам которого не предъявляется высоких требований. Нагрев, как уже описывалось раньше, может вообще не производиться или обеспечиваться электрохимическим или тепловым аккумулятором.

Такой двигатель не имеет потребности как в минимальном давлении для обеспечения химических реакций, что нужно для двигателей, работающих на основе таких реакций, и не использует сжатие рабочего газа для накопления

энергии, как газореактивная система. Поэтому в нём можно использовать клапаны с приводом на основе фазового перехода, обладающие существенно более высокой надёжностью и безопасностью, а также меньшей стоимостью [89]. Средство передвижения космонавта на этом принципе может вообще не иметь подвижных частей,

Энергия для работы двигателя хранится в надёжных и безопасных внешних аккумуляторах, которые могут быть отработаны независимо. Как рабочее тело в двигателе может использоваться, например, вода, которая в достатке имеется на борту, не требует сложного заправочного оборудования и не имеет жёстких требований по примесям. В совокупности эти обстоятельства могут позволить поднять надёжность средства передвижения космонавта до необходимого для разрешения применения уровня.

Таким образом, низкоорбитальный буксир с простыми двигателями открывает ряд интересных направлений с потенциально значительным рынком.

К созданию предлагается автономный энергодвигательный модуль формата CubeSat 3U, оснащенный собственными системой энергоснабжения, системой управления и ДУ. В ДУ будет использован электронагревный прямоточный двигатель, использующий как рабочее тело воду.

На первом этапе двигатель является только испарительным, без дополнительного нагрева отходящих паров, и обеспечивает удельный импульс около 700 м/с. На втором этапе двигатель оснащается нагревателем из нержавеющей стали, работающим по прямоточному принципу (без застойного нагреваемого объёма) и достигает удельного импульса 1700 м/с. На третьем этапе двигатель использует для нагрева водяного пара электродуговой разряд, что позволит удельному импульсу достичь 5700 м/с.

Вода хранится в баке, будучи поглощённой гидрогелем – полиакриламидом. Без воды гидрогель представляет собой мелкие белые гранулы, после контакта с водой он поглощает её и разбухает, сохраняя при

этом структурную целостность. 1 грамм сухого препарата поглощает до 0,2-0,3л воды.

Рисунок 28 - Гранула заправленного водой гидрогеля

Альтернативой хранению запаса воды в гидрогеле является использование капиллярного бака. Также возможно использование других гидрофильных материалов – силикагеля, смоченной ваты и т.п., а также недозаправка гранул гидрогеля, позволяющая повысить их механические свойства ценой снижения массового совершенства. Основным недостатком гидрогеля является низкая прочность в заправленном состоянии, особенно после замерзания. Силикагель не имеет такого недостатка, однако позволяет хранить воду в количестве лишь до 50% собственной массы [90]

Хранение воды в поглотителе позволяет предотвратить плескания, стабилизировать центр масс двигательной установки и обеспечить подачу рабочего тела в двигатель в виде пара, что резко упрощает конструкцию и эксплуатацию двигательной установки. Двигательная установка работает в импульсном режиме – вода медленно испаряется с поверхности поглотителя и заполняет паром свободный объём бака, повышая давление в нём, после чего при открытии запорного клапана сравнительно быстро стравливается в двигатель, и цикл повторяется. При потребности в повышении удельного импульса между клапаном и соплом устанавливается нагреватель или электродуговой плазмогенератор.

Возможная схема ДУ с хранением воды в гранулах гидрогеля, нанизанных на силовые нити, представлена на Рисунок 29. Если крепление гранул на нитях не будет обеспечивать прочность гидрогеля при нагрузках выведения, возможно их армирование или же переход к схеме, в которой гидрогель поджимается перфорированным поршнем как цельный объём. Выбор поглотителя и схемы его размещения в баке должен осуществляться в предпроектной НИР в зависимости от предъявляемых требований.

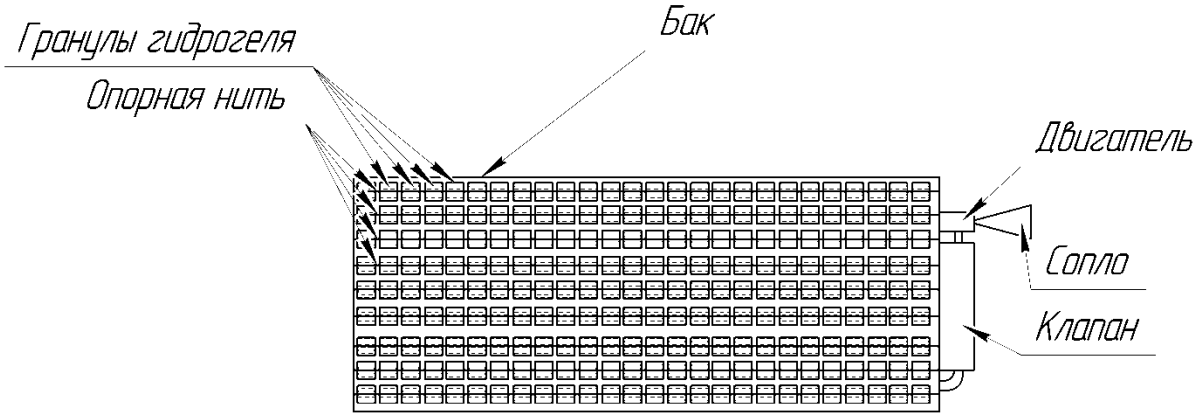


Рисунок 29 - Возможная схема испарительной ДУ с хранением воды в гидрогеле

Система управления построена на микроконтроллерах ATMEGA 2560 или STM32, используемых на спутниках «Парус-МГТУ» и «Ярило». Предусмотрено отсутствие связей с обслуживаемым аппаратом, за исключением тепловых и механических, хотя возможна как опция беспроводная командно-телеметрическая и энергетическая связи. Система энергоснабжения будет оснащена солнечными батареями, аккумуляторными батареями, контроллерами заряда-разряда. Компоненты буксира монтируются на общей алюминиевой раме.

5. Задачи, концепция и рынок малобюджетного межпланетного микро-буксира

Межпланетные КА нано-класса появились в 2018 году. 8 мая были запущены к Марсу два кубсата Mars Cube One (MarCO). Первым тестовым пуском SLS выведены ещё 13 межпланетных кубсатов[92].

С ростом возможностей запуска наноспутники формата кубсат и не только могут продемонстрировать экспоненциальный рост, как и кубсаты на низких орбитах [93]. Действительно, в сообществе ученых, занимающихся изучением космоса и Земли, проявляется растущий интерес к таким миссиям [94]. Тенденция роста обусловлена в т.ч. стремлением к созданию группировок, которые могут состоять из различных аппаратов, каждый из которых дает уникальные измерения, объединяемые в общий результат [95], или из одинаковых, что улучшает временн*о*е и пространственное разрешение [96,97], в соответствии с недавно выраженными требованиями учёных [98].

Уже очевидно, что миниатюризация многих ключевых технологий космических аппаратов на широком фронте окажет глубокое влияние на будущие исследования Солнечной системы [99], дойдя в далеком будущем, возможно, даже до межзвездных исследований [100]. Именно такие прогнозы вызывают интерес в космическом научном сообществе к межпланетным миссиям наноаппаратов.

В проектах действующих и перспективных нано- и микроаппаратов NASA уже сейчас значительное внимание уделяется таким исследованиям (Рисунок 30)

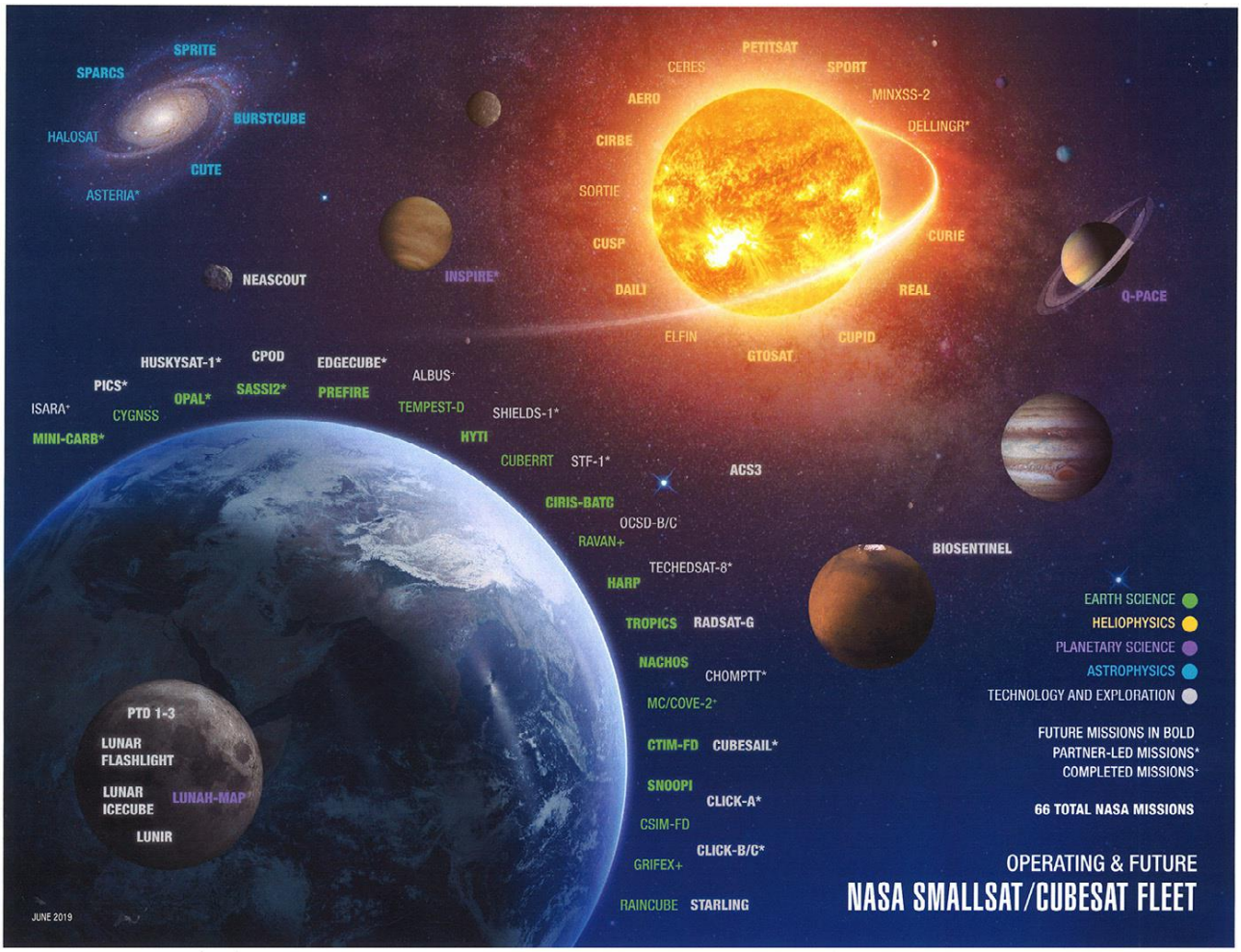


Рисунок 30 - Современное состояние и перспективы развития группировки нано- и микроспутников НАСА

Внутренняя Солнечная система принципиально достижима для наноспутников в автономном полёте, в то время как полет во внешнюю потребует дополнительных мер по начальному ускорению или разгону гравитационными маневрами. Без достаточно компактного радиоизотопного источника энергии наноспутники дальнего космоса, направляющиеся к Юпитеру и дальше, вероятно, будут вынуждены работать только совместно с основным аппаратом большей размерности. NASA Innovative Advanced Concepts разрабатывает надувные солнечные концентраторы и телекоммуникационные антенны диаметром до 5 м, слаботочную электронику, монокристалльные системы и другие усовершенствования,

позволяющие проводить гелиофизические исследования или полеты на орбиту Нептуна или за ее пределы [101].

В последние десятилетия несколько миссий в дальний космос использовали гравитационный маневр у Венеры, чтобы увеличить скорость их движения на пути к основной цели миссии. Эти миссии включают в себя Galileo (Юпитер), MESSENGER (Меркурий), Cassini (Сатурн) и Solar Probe (Солнце). Если данную практику распространить на наноспутники, в зоне их досягаемости окажется значительная часть Солнечной системы. Несколько наноспутников могут выводиться на межпланетном буксире и расходиться по своим целевым траекториям у Венеры. При этом плотная атмосфера Венеры позволяет обеспечить аэроторможение для выхода на её орбиту. И конечно, Луна также является привлекательным направлением для исследований с помощью наноспутников, поскольку до нее можно добраться за относительно короткое время, а расстояния связи вполне приемлемы.

Астероиды, сближающиеся с Землей (от 0,98 до 1,3 а.е. от Солнца), представляют собой еще один богатый набор целей, число которых оценивается более чем в 14 000, причем 1000 из них имеют диаметр более 1 км. Межпланетный буксир, несущий несколько кубсатов, может быть использован для исследования сразу нескольких астероидов. Из-за больших затрат в рамках существующих подходов маловероятно, что тяжёлые аппараты с большим количеством оборудования, наподобие запускаемых NASA по программе Discovery, такие как NEAR Shoemaker [102] или японская Hayabusa [103] доберутся больше, чем до нескольких из них.

Но если к этим астероидам удастся добраться с помощью кубсатов, появится возможность изучить сотни из них вблизи за пару десятков лет за цену, сопоставимую с ценой одной миссии программы Discovery. Уже в 2021 году намечен запуск миссии MSFC-JPL к околоземному астероиду наноКА (NEAScout) на борту SLS, осуществляющей первый запуск по программе Artemis. Вместе с ней будет выведено несколько кубсатов к Луне.

Периоды энергоэффективного запуска на Марс наступают с интервалом около 26 месяцев, и в последнее время в большинстве этих периодов запуска хотя бы один зонд стартовал к красной планете. Имея запас характеристической скорости в несколько километров в секунду, наноспутники могут выходить на орбиту вокруг Марса, открывая возможность исследований с орбиты при значительно меньших затратах и расширяя инфраструктуру связи и навигации.

Главный пояс астероидов, расположенный на расстоянии 2,2–3,2 а.е. от Солнца, содержит от 0,7 до 1,7 миллиона объектов диаметром>1 км. К настоящему времени космические корабли, направляющиеся к внешним планетам, позволили нам увидеть лишь некоторые из них, а миссия Dawn [104] предоставила подробное исследование только двух самых крупных: Церера и Веста. Исследование пояса астероидов также возможно с использованием наноспутников, поскольку он расположен достаточно близко к Солнцу, чтобы были эффективными солнечные батареи, и достаточно близко к Земле, чтобы расстояния связи не были экстремальными. Однако, чтобы добраться до главного пояса астероидов с использованием малой тяги, может потребоваться много времени – электрореактивный зонд NASA Dawn прибыл к своей первой цели, Весте, почти через 4 года после запуска. Ещё четыре года занял перелёт ко второй цели миссии, Церере, где она и завершилась. Поэтому сначала необходимо будет продемонстрировать надежность и долговечность кубсатов в течение нескольких лет на других задачах.

Также известно более 5000 комет, орбиты которых пролегают достаточно близко к Солнцу, чтобы их можно было увидеть с Земли. Опять же, зонды человечества посетили менее десятка: комета Галлея, 21P/Giacobini-Zinner, 26P/Grigg-Skjellerup, 107P/Wilson-Harrington, 19P/Borrelly, 81P/Wild, 9P/Tempel, 103P/Hartley, 2P/Encke, и 67P/ Churyumov-Gerasimenko, что оставляет многочисленные возможности для наноспутников. Однако такие миссии потребуют ещё большей долговечности

и надежности: флагманской миссии EKA Rosetta потребовалось 10 лет, чтобы догнать комету Чурюмова-Герасименко и согласовать траектории [105]. Столь длительный срок перелёта связан с тем, что, чтобы набрать необходимую скорость, было предпринято несколько гравитационных маневров, в т.ч. трёхкратный пролёт мимо Земли. Изучение небесных тел без выхода на их орбиту, на пролёте, будет требовать более коротких перелётов, однако это вызовет дополнительные требования к целевой аппаратуре, которой придётся отработать в крайне малое время без возможности работы над ошибками.

Миссии наноКА имеют уникальную возможность воспользоваться преимуществами расширяющейся досягаемости наземных телескопов, которые теперь могут обнаруживать такие объекты, как Оумуамуа [106] и комета облака Оорта CK 2017 [107] за несколько лет до того, как они пересекут внутреннюю часть Солнечной системы. При наличии достаточного заблаговременного предупреждения становятся возможными миссии быстрого реагирования, предполагающие перехват таких объектов. У наноКА могут быть гораздо более короткие циклы разработки, чем у обычных космических аппаратов (MarCO был собран и подготовлен к полету менее чем за 18 месяцев).

Следует отметить, что создание наноспутников для межпланетных исследований представляет собой сложную техническую задачу. Необходимо решить проблемы с автономной навигацией аппарата, передачей его данных на Землю и управления им с Земли, радиационной стойкостью электроники, созданием целевой аппаратуры. Непосредственное применение накопленного в низкоорбитальных миссиях задела невозможно либо крайне затруднено. Однако после создания унифицированной платформы, в которой эти проблемы будут решены, можно ожидать большого количества запусков после развёртывания её серийного производства.

В настоящее время создатели межпланетных наноспутников ориентируются либо на попутную доставку какой-либо миссией,

запускаемой в то же место назначения, либо на самостоятельный межпланетный перелёт. Первое чревато значительным ожиданием и количеством согласований, второе крайне сложно технически. Поэтому появление нового сравнительно недорогого буксира для наноспутников будет способствовать дальнейшему развитию межпланетных кубсатов и со временем позволит окупить затраты на его создание.

В межпланетном буксире предполагается реализовать ряд решений, способных максимально упростить его конструкцию и удешевить отработку и производство:

- двигательная установка на ЖРД большой тяги снижает необходимый запас характеристической скорости по сравнению с электрореактивной ДУ Momentus и уменьшает время выведения полезной нагрузки на целевую орбиту;

- использование экологически безопасного окислителя (перекиси водорода) в сочетании с углеводородным горючим удешевляет работы с ДУ по сравнению с используемой в отечественных разгонных блоках долгохранимой топливной парой амил-гептил, а также повышает безопасность;

- самовытеснение как окислителя, так и горючего давлением насыщенных паров горючего исключает из состава буксира систему наддува, упрощая его конструкцию и уменьшая стоимость;

- одноимпульсная схема выведения с применением ЖРД абляционного охлаждения кардинально снижает требования к двигателю и обеспечивает возможность его изготовления на общепромышленном технологическом оборудовании;

- заимствование элементной базы системы управления с кубсатов, позволяющее сократить трудоемкость разработки и повысить ее надежность.

Для буксира предполагается использование одноимпульсной схемы, предусматривающей выдачу однократного перигейного импульса для

перехода на отлётную траекторию. Управление производится выбором точки включения и отсечки двигателя.

Перед задействованием двигателя определяется положение центра масс буксира с полезной нагрузкой. Для этого выдаются короткие импульсы двигателями ориентации, работающими на перекиси водорода, и сравниваются приращения угловых скоростей вокруг главных осей.

Для включения двигателя буксир ориентируется вдоль вектора местной орбитальной скорости осью, соединяющей центр масс и центр критического сечения сопла двигателя. Вектор тяги ДУ удерживается на этой оси управлением через впрыск перекиси в диффузор сопла единственного основного двигателя или регулированием тяги нескольких основных двигателей в составе ДУ. В течение работы двигателя инерциальная ориентация буксира поддерживается неизменной посредством управления вектором тяги основных двигателей и включения двигателей ориентации при необходимости.

В двигателе абляционного охлаждения вырабатываемая энергия поглощается аблирующим материалом, что сопровождается его уносом. Время работы двигателя определяется толщиной слоя этого материала, нанесённого на стенки камеры сгорания и сопла. При этом скорость разрушения абляционного покрытия возрастает с ростом температуры продуктов сгорания. Поэтому эффективным является использование перекиси водорода в качестве окислителя: согласно термодинамическим расчётам, проведённым ранее, она обеспечивает минимальную температуру продуктов из доступных к использованию окислителей.

К уникальным свойствам перекиси водорода как компонента ракетного топлива также относятся:

- высокая плотность, превосходящая плотность другого «зелёного» окислителя – закиси азота – в 2-3 раза в зависимости от условий хранения;

- малая токсичность по сравнению с диоксидом азота – окислителем топливной пары амил-гептил, не говоря об её горючем – несимметричном диметилгидразине;

- возможность разложения ее на катализаторе на свободный кислород и водяной пар с выделением тепловой энергии,

- возможность хранения в жидком состоянии при типовых температурах эксплуатации буксира;

- низкая молекулярная масса и температура продуктов сгорания в паре с большинством известных окислителей.

В качестве горючего целесообразно выбрать вещество, способное обеспечить самовытеснение давлением собственных насыщенных паров, например, пропилен или пропан.

Как было рассчитано ранее, для перекиси с концентрацией 60% в паре с пропаном удельный импульс составит 244 с, а с концентрацией 85% - 299 с. Температура в камере сгорания 1840 К и 2553 К соответственно. Оптимальным является соотношение компонентов по массе приблизительно 13:1 и 9:1.

Термодинамический поверочный расчёт существующих двигателей малой тяги показывает, что большая часть из них не реализует термодинамически возможного импульса для используемой топливной пары. Это происходит, в первую очередь, из-за потребности обеспечения длительного времени работы двигателя, которая приводит к отклонению от стехиометрического соотношения компонентов [65]. Низкая температура в камере сгорания и абляционное охлаждение в предлагаемой схеме работы позволяет повысить удельный импульс практически до предельно возможного, отказавшись от избытка горючего в пристеночном слое.

Электроснабжение межпланетного буксира предусмотрено на основе первичных литиевых батарей. Систему управления полетом предполагается выполнить на основе комплекта бортовой аппаратуры «Орбикрафт-Про 3U» производства российской компании «Спутникс». Данный комплект является

практически единственным доступным на отечественном рынке, в отношении которого возможно взаимодействие с разработчиком с целью адаптации к решаемой задаче. Систему терморегулирования предполагается выполнить в основном пассивной: тепловой режим буксира будет обеспечиваться установкой экранно-вакуумной теплоизоляции с электронагревателями в ключевых точках конструкции.

Предварительная компоновочная схема буксира для исполнения на 60% перекиси приведена на Рисунок 31

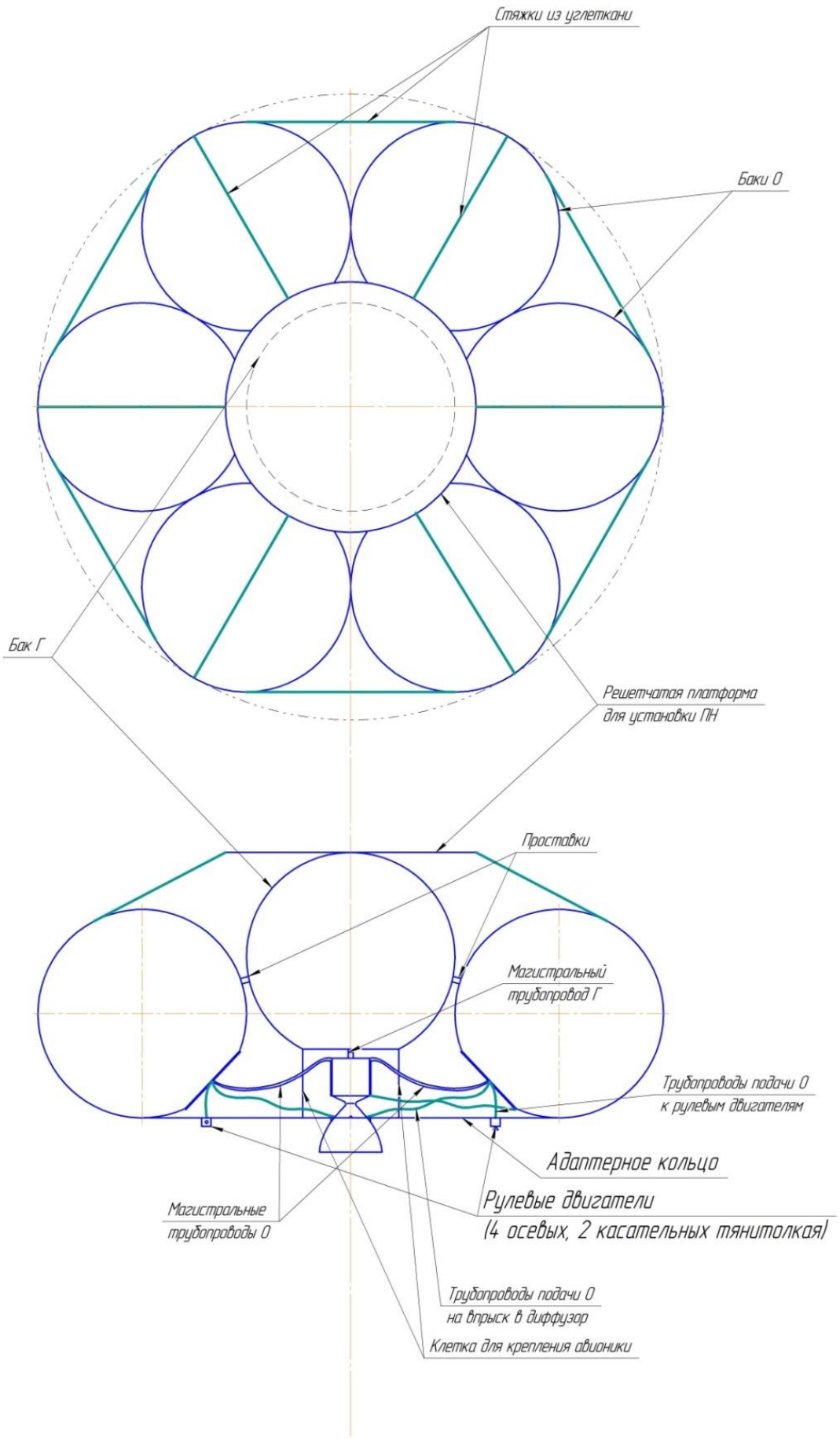


Рисунок 31 - Компоновочная схема межпланетного буксира

Масса заправленного межпланетного буксира составит около 100 кг. Эта размерность позволяет вывести на отлётную траекторию вторую ступень с массой, при которой двигатель малой тяги будет способен обеспечить необходимую для достижения другого небесного тела характеристическую скорость при выведении на конечную орбиту 1 кг полезной нагрузки. В то же время, оставаясь в классе микроспутников, буксир избегает роста затрат на создание и отработку, а также попутное выведение.

При исполнении буксира на перекиси 60% он будет способен вывести на отлётную траекторию порядка 8 кг массы «второй ступени» малой тяги совместно с полезной нагрузкой, на перекиси 85% - 16 кг. Также будет возможно выведение полезной нагрузки массой в 1 кг сразу на траекторию перелёта к другому небесному телу без использования ступени малой тяги. Буксир на перекиси 85% будет способен обеспечить такой полезной нагрузке характеристическую скорость 4,5 км/с, что позволяет реализовать перелёт без торможения к Луне, Венере, Марсу, околоземным телам или поясу астероидов (при условии выполнения коррекций траектории самостоятельно полезной нагрузкой).

Выполнению межпланетного буксира на основе ЖРД с перекисью как окислителем и углеводородным горючим существуют следующие альтернативы:

I) использование гибридного двигателя.

Одноимпульсная схема выведения, принятая для буксира, даёт возможность использовать простые двигатели, не имеющие возможности повторного включения, для которых управление величиной выдаваемого импульса производится отсечкой подачи топлива. Наряду с абляционным ЖРД, к этому типу относится также гибридный двигатель, в котором перекись водорода подаётся в шашку твёрдого горючего. Как и ЖРД, такому двигателю необходимо внешнее зажигание, которое предполагается выполнить пиротехническим или на основе электроразрядного

воспламенителя. Возможна также организация химического зажигания, при котором в заряд твёрдого горючего помещается небольшая навеска легковоспламеняющегося состава, способного к самовоспламенению в присутствии горячих продуктов каталитического разложения перекиси.

Поскольку, в отличие от схемы с двухкомпонентным ЖРД, здесь отсутствует возможность наддува бака окислителя низконапорными парами горючего, необходимо использование системы наддува на основе газового баллона высокого давления либо организации самонаддува.

Уникальным свойством перекиси водорода является возможность наддува бака её продуктами разложения без использования пневмоарматуры высокого давления как на борту, так и на стартовой позиции. Возможны как управляемый, так и неуправляемый наддув.

В первом случае перекись на катализатор наддува подаётся через клапан, широтно-импульсная модуляция которого определяет рабочее давление. Водяной пар и кислород обходят закрытый клапан по газоводу и поступают в газовую полость бака, создавая давление вытеснения (Рисунок32)

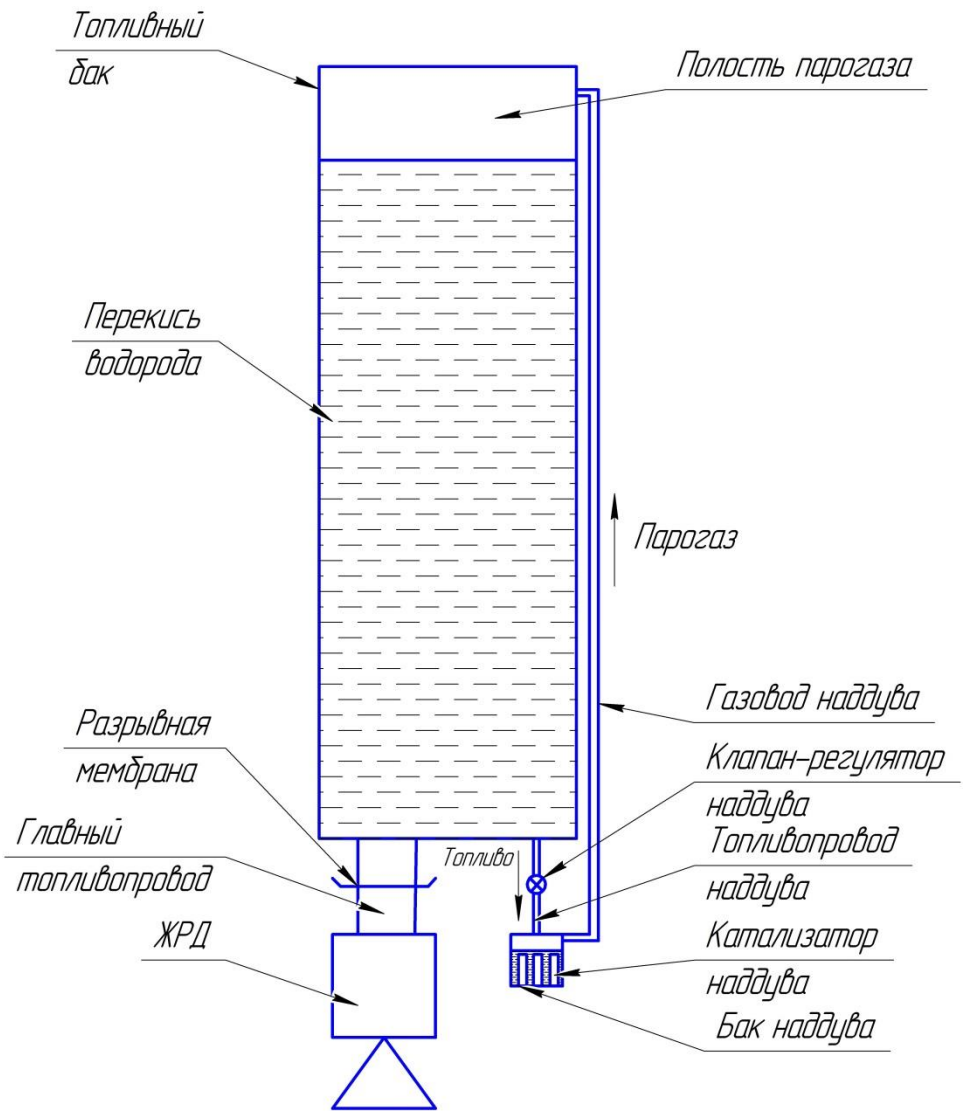


Рисунок 32 - Схема управляемого самонаддува бака окислителя

Неуправляемый наддув предусматривает внесение катализатора наддува непосредственно в бак с перекисью. Предварительные лабораторные эксперименты показали возможность обеспечения сравнительно высокой стабильности газоприхода при условии сохранения прочности и пространственной локализации катализатора. При этом в практически значимом диапазоне рабочих давлений потеря концентрации перекиси в баке и её нагрев не превышают 2% и 10°C соответственно при давлении вытеснения 40 бар.

Расчёт статической устойчивости такой системы показывает, что давление в баке будет изменяться пропорционально корню из газоприхода от

разложения перекиси на внесенном в бак катализаторе. Это означает, что даже при неточной дозировке катализатора наддува и температурных колебаниях скорости катализа давление в баке будет колебаться в ограниченном диапазоне, соответствующем, например, разбросу давления в камерах сгорания твердотопливных ракетных двигателей с неуправляемым расходом.

В сумме это может позволить использовать данный принцип без больших запасов по предельному давлению.

Промежуточным вариантом является регулируемый самонаддув, при котором избыточный газ наддува, получаемый от катализатора в баке, стравливается в двигатель или окружающую среду через сбросовый клапан, срабатывающий при превышении уставки по давлению. Альтернативный способ, связанный с авторегулированием расхода через двигатель, чрезмерно усложняет работу последнего и менее эффективен в парировании отклонений.

Выбор способа самонаддува должен проводиться в рамках предпроектной НИР, т.к. на него влияет значительное количество проектных параметров буксира.

Схема гибридного двигателя на перекиси водорода представлена на Рисунок 33.

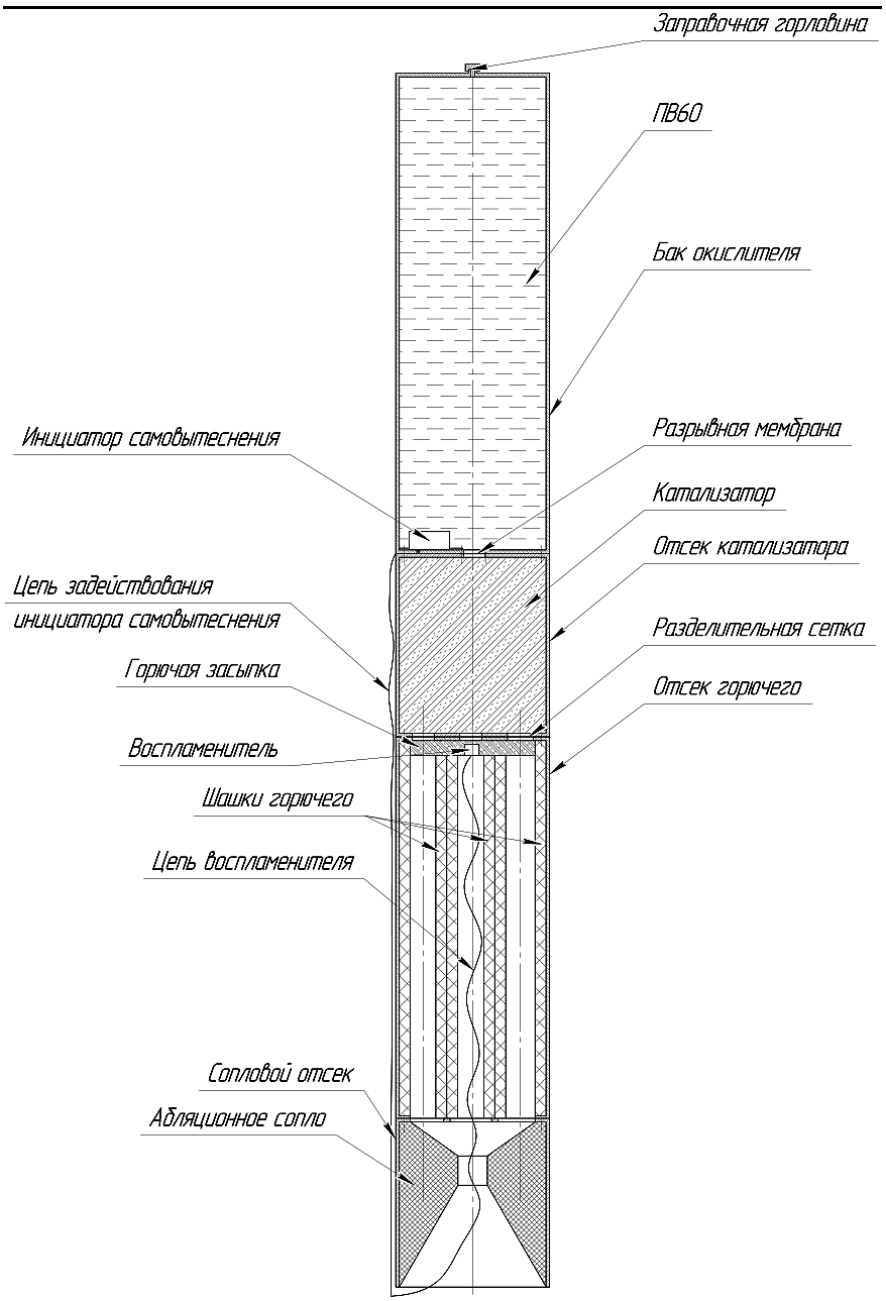


Рисунок 33 - Схема гибридного ракетного двигателя на перекиси водорода

По сравнению с использованием ЖРД применение гибридного двигателя обеспечит [108]:

- простоту конструкции, меньшее количество трубопроводов и клапанов;

- простое заправочное оборудование в отсутствие низкокипящего пропана;

- компактность (у высокомолекулярных горючих высокая плотность);

- возможность добавления в топливо порошка химически активных металлов для увеличения как удельного импульса, так и плотности.

Теоретический удельный импульс гибридного двигателя на перекиси водорода с концентрацией 60% и 85% с горючим в виде полиэтилена без металлизации и с оптимальной металлизацией алюминием, рассчитанные в RPA для уширения сопла 1:100 в вакууме, приведён в Таблица 10 совместно со значениями температуры в камере сгорания. В расчёте учитывались типовые для ЖРД виды потерь, но не неполнота сгорания и искажения потока, характерные для двигателя гибридного.

Таблица 10 - Оценка термодинамических параметров гибридного двигателя

УИ, сек/Ткам,К/соотношение О/Г	Перекись водорода 60%	Перекись водорода 85%
Полиэтилен	247/1861/12.1	303/2648/8.6
Полиэтилен с алюминием	276/2394/3.8	319/3341/3.2
Пропан (ЖРД)	246/1843/12.9	302/2608/9.1

Анализ Таблица 10 показывает, что удельный импульс гибридного двигателя с неметаллизированным горючим не превосходит удельного импульса ЖРД. С учётом дополнительных потерь, его применение будет менее эффективным и, поскольку ранее рассчитанная для ЖРД доля полезной нагрузки и так невысока, может привести к невыполнению задачи. Однако металлизация горючего повышает характеристики гибридного двигателя до уровня, уверенно превосходящего ЖРД. Значение же удельного импульса для варианта с перекисью 85% и металлизированным горючим уже достигает значений, характерных для топливной пары амил-гептил.

Достигаемые с помощью металлизации горючего значения удельного импульса гибридного двигателя практически совпадают с показателями, обеспечиваемыми современными твёрдыми топливами. Это обуславливает применимость задела, созданного при разработке буксира по данной схеме,

за пределами этой работы. Тем более, что в сравнении с РДТТ гибридный двигатель обеспечит:

- меньшую стоимость топлива и двигателя в целом;

- большую безопасность: двигатель не будет взрываться от трещин в топливной шашке; топливо не чувствительно к паразитному электрическому заряду и не склонно к самовоспламенению из-за нагрева; изделие можно перевозить без окислителя и заправлять им на месте;

- управляемость: возможны управление тягой, остановка и запуск (в отличие от твёрдого топлива, горение которого практически невозможно приостановить);

- экологичность: горючее и окислитель практически не ядовиты, утилизация изделия не представляет затруднений, выхлоп не токсичен.

У гибридных ракетных двигателей имеются свои технические проблемы, которые, однако, менее существенны для рассматриваемого проекта:

- по мере выгорания топлива меняется тяга (для буксира важен полный импульс, а разброс в его параметрах нивелируется системой управления);

- топливо имеет большое количество каналов для обеспечения необходимой для создания нужной тяги площади горения, и поэтому его плотность ниже гравиметрической. Потребная тяговооружённость буксира значительно меньше, чем у атмосферных ракет, соответственно, каналов будет меньше. Также соотношение окислитель/горючее для перекиси достаточно высоко, что обуславливает меньшую долю горючего в топливной паре и тем самым меньшее влияние на её плотность;

- большие габариты камеры сгорания относительно ЖРД и РДТТ (для двигателя малой тяги малосущественно);

- двигатель склонен к «жёсткому старту»; если в камере сгорания накапливается много окислителя, при зажигании двигатель даёт за короткое время большой импульс тяги (даже при превышении тяги малая тяговооружённость буксира не создаст опасных перегрузок, а проектные

способы зажигания не позволяют накопиться в камере большому количеству перекиси).

II) использование магнитореактивного двигателя.

Концепция двигателя, взаимодействующего с внешним магнитным полем, была предложена Р.Зубриным и Д.Эндрюсом в 1988 году. В изначальном варианте он представлял собой сверхпроводящее кольцо большого диаметра, в котором циркулирует замкнутый ток. Тяга создавалась посредством взаимодействия создаваемого им магнитного поля с внешним полем, существующим вокруг некоторых планет или возникающим при торможении на создаваемом поле солнечного ветра или межзвездной плазмы. Однако для создания значимой тяги этот первый вариант двигателя должен был содержать десятки и сотни километров сверхпроводящего провода.

Поэтому в 1999 г. Р. Вингли была предложена инжекция плазмы в магнитное поле двигателя, которая увеличивала создаваемый им магнитный момент и повышала его тягу[109]. Проведённые оценки показали возможность достижения удельного импульса на уровне $(3\text{-}8)\cdot 10^4$ с при затратах энергии 1 кВт/Н, что на три порядка (!) меньше, чем у идеального электроракетного двигателя с таким удельным импульсом. Однако последующие расчёты показали, что двигатель с инжекцией плазмы всё равно будет требовать базового сверхпроводящего магнита достаточно высокой массы, чтобы создаваемая тяга не позволяла обеспечить системе значимого ускорения. К тому же, обтекающий магнитосферу солнечный ветер увлекал бы с собой ижектируемую плазму, существенно снижая удельный импульс.

Разработанный Джоном Слау и другими [110] для решения этой проблемы магнитореактивный двигатель с вращающимся полем был испытан в вакуумной камере [111]. Такой двигатель работает, создавая вращающееся магнитное поле, которое увлекает за собой заряженные частицы окружающей плазмы, создавая кольцевой ток большого диаметра, протекающий в вакууме вместо сверхпроводника. Для создания тяги около 1

ньютона необходимы высокочастотные катушки около 10 сантиметров в диаметре электрической мощностью 10 кВт, поддерживающие вращающееся поле. Тяга передается устройству магнитными полями, так же, как на ротор электродвигателя (Рисунок 34).

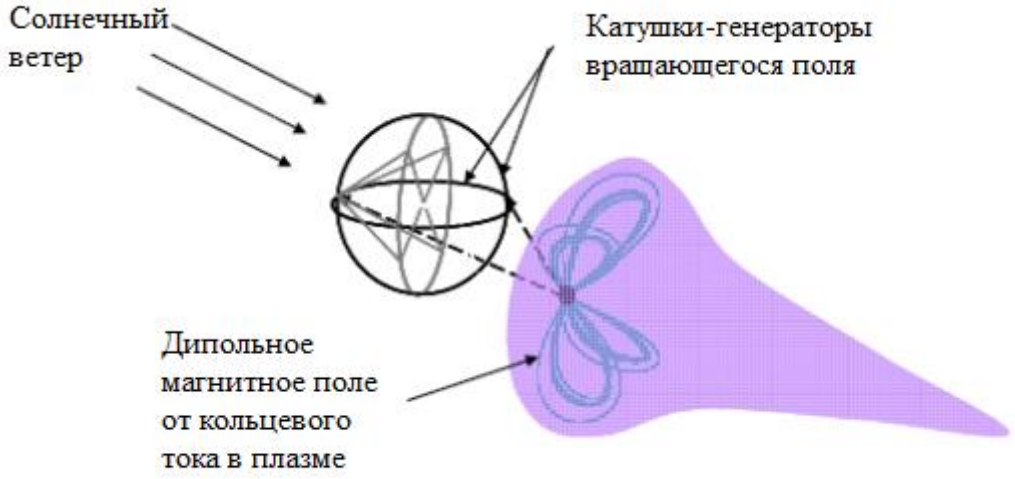


Рисунок 34 - Принцип работы двигателя Слау

Тяга такого двигателя создаётся градиентом магнитного поля планеты в размерах создаваемой им магнитосферы или давлением солнечного ветра, отклоняемого этой магнитосферой. При этом внутри поля планеты, согласно предварительным расчётам, он будет требовать энергии на создание ускоряющей силы, а внутри солнечного ветра эта энергия будет отбираться у набегающих частиц и источник энергии будет нужен только для компенсации потерь в плазме.

Предварительные оценки показывают [112], что такой двигатель будет иметь массу около 1 кг/кВт и будет способен обеспечить собственное ускорение (совместно с источником энергии, но без полезной нагрузки) на уровне 0,1 м/с^2. Указанные величины рассчитаны для оригинальной концепции Слау, предусматривающей использование в кольцевом токе только уже имеющийся в наличии окружающей плазмы из солнечного ветра. Инжекция на заданном расстоянии от катушек ионизованной плазмы,

полученной из бортового запаса рабочего тела, способна повысить тягу и снизить потери в кольцевом токе ценой появления необходимости затрат массы.

Для создания межпланетного буксира может быть использован данный принцип ускорения. Плазмогенератор на основе импульсного электродугового двигателя, созданного для низкоорбитального буксира, способен создавать плазму для инжекции в вышеописанное вращающееся поле. Перелёт к другому небесному телу при использовании такого двигателя разделится на два этапа: внутри магнитосферы Земли и в солнечном ветре.

На первом этапе энергия, переходящая в кинетическую энергию аппарата, будет черпаться из кольцевого тока и, соответственно, из бортового источника энергии. Цена тяги будет состоять из этих затрат (которые будут численно равны орбитальной скорости, т.е., 7,8 кВт/Н на низкой орбите, 3 кВт/Н на геостационарной и т.п.) и потерь в кольцевом токе, которые, как указано выше, равны 1 кВт/Н. Поэтому продолжительность первого этапа составит несколько месяцев и будет определяться энерговооружённостью буксира.

На втором этапе первая составляющая исчезает, а вторая может быть уменьшена инжекцией плазмы. Поэтому тяговооружённость буксира существенно возрастёт. Однако продолжительность этапа будет определяться назначением, т.к. маневрирование в солнечном ветре потребует достаточно сложного управления.

Перелёт с использованием магнитореактивного двигателя потребует от буксира наименьшей энерговооружённости при заданной продолжительности ввиду малой энергетической цены тяги и незначительной потребности в расходуемой массе – ожидается снижение потребной энерговооружённости в 8-10 раз по сравнению с вариантом использования СПД-100. Также его применение позволяет защитить полезную нагрузку от большей части космической радиации во время работы двигателя, т.к. его магнитное поле отклоняет заряженные частицы. Это

позволяет повысить разрешённую продолжительность перелёта по критерию накопленной дозы и, соответственно, повысить массу полезной нагрузки.

6.Технический облик малобюджетного низкоорбитального нано-буксира и возможности использования полученного задела

Предварительная массовая сводка нано-буксира по системам приведена в Таблица 7.

Таблица 7 - Предварительный массовый бюджет нано-буксира

Составная часть	Масса, грамм	Количество, шт.	Общая масса, кг
Система управления-681 грамм			
Трансивер	43	1	43
Антенная система	43	1	43
Солнечный датчик	50	3	150
Магнитометр	70	1	70
Маховики	60	3	180
Датчик угловой скорости	70	1	70
Приёмник спутниковой навигации	70	1	70
Бортовой вычислительный модуль	55	1	55
Система электропитания-438 грамм			
Солнечная батарея боковая	34	3	102
Блок коммутации питания	200	1	200
Аккумуляторная батарея	68	2	136
Двигательная установка-2370 грамм			
Клапан	40	8	320
Корпус	1	60	60
Вода	1800	1	1800
Гидрогель	90	1	90
Прочее			
СОТР	250	1	250
Корпус	455	1	455
Бортовая кабельная сеть	150	1	150
Интерфейсная панель	150	1	150
Конструктивный запас ≈10%			500
Итого			≈5000 грамм

Масса изделия может быть снижена за счёт перехода от заложенных в сводку компонентов производства ООО «Спутникс», имеющих лётную квалификацию, к коммерчески доступным. Также возможно снижение массы клапанов при переходе к их самостоятельному изготовлению по вышеописанным предложениям за счёт более низкого рабочего давления и снижения динамики срабатывания, и соответственно, массы электромагнита.

Энергетический баланс нано-буксира жёстко ограничен. При обеспечении высокой скважности работы системы управления может быть обеспечена постоянная работа двух двигателей, что существенно превышает допустимый расход рабочего тела из условия ограниченной скорости испарения с поверхности гидрогеля, что показывает принципиальную достаточность располагаемой мощности. Действительная скважность работы и реализуемая средняя тяга будут определены по детальной модели циклограммы работы изделия на этапе эскизного проектирования.

Таблица 8 - Предварительный энергетический бюджет нано-буксира

Составная часть	Энергопотребление, Вт	Количество, шт.	Средневитковое энергопотребление, Вт
Система управления			
Трансивер	0,2	1	0,01 (скважность 1:20)*
Солнечный датчик	0,3	3	0,015 (скважность 1:60)
Магнитометр	0,8	1	0,013 (скважность 1:60)
Датчик угловой скорости	0,6	1	0,06 (скважность 1:10)
Приёмник спутниковой навигации	2,5	1	0,005(одно включение за виток)
Бортовой вычислительный модуль	0,1	1	0,1
Система электропитания			
Солнечная батарея боковая	-1,13	3	*3,4 Вт энергоприхода*
Аккумуляторная батарея	-	2	*19,5 Вт*ч*
Двигательная установка-2370 грамм			
Клапан	1,6	7	*0,32 Дж/импульс*

* скважность 1:20 – на одну единицу времени, в которую прибор включён, приходится двадцать, в течение которых он выключен

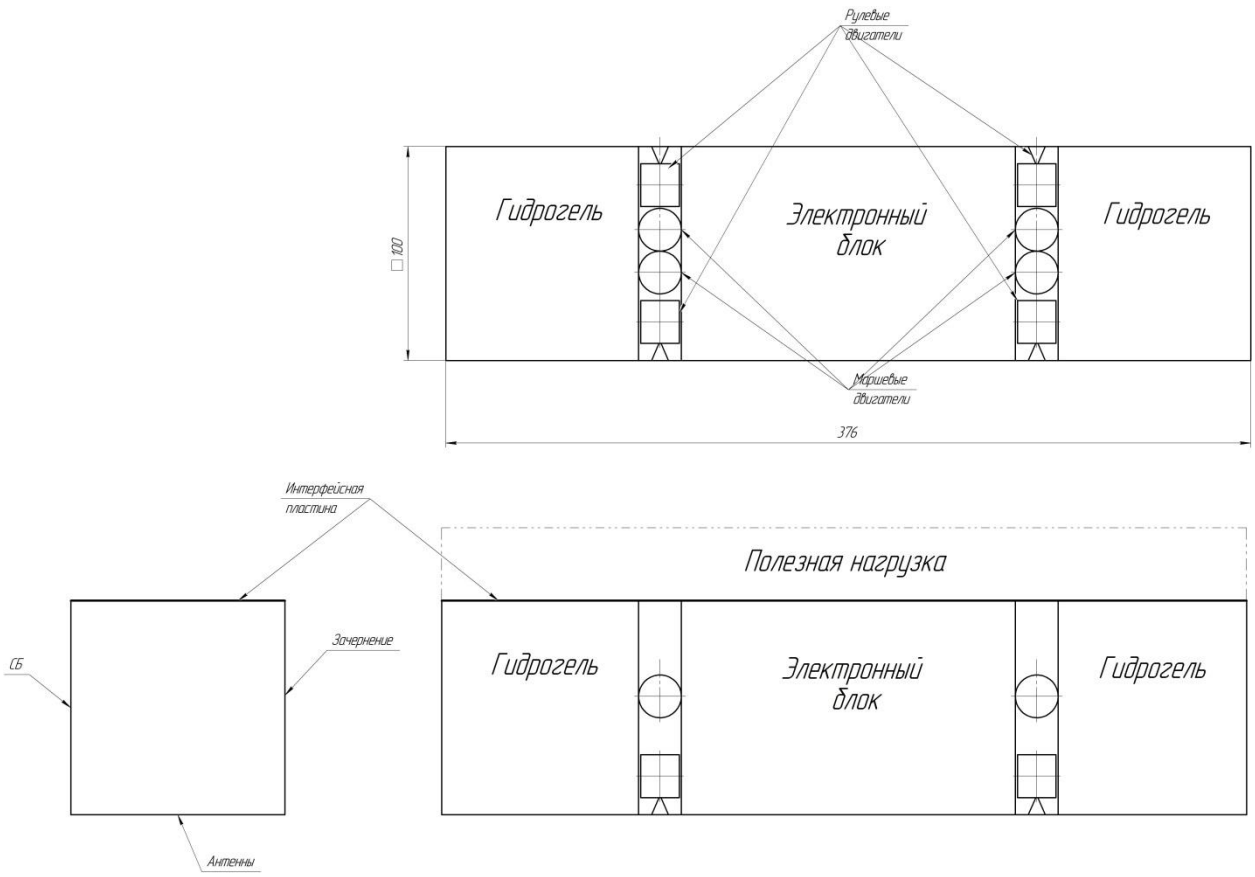


Рисунок 22 - Конструктивно-компоновочная схема нано-буксира с боковым интерфейсом к полезной нагрузке

На Рисунок 22 представлена компоновочная схема нано-буксира. Расположение двигателей может изменяться в пределах отведённой зоны для адаптации к массово-габаритным характеристикам конкретной полезной нагрузки.

Основные характеристики нано-буксира:

- масса, кг, не более ……...5,0
- размеры, мм, не более ……376*100*100
- удельный импульс ДУ, сек, не менее ……113
- полный импульс ДУ, кН*с, не менее ……2,0
- срок активного существования, лет, не менее……3,0

Нано-буксир крепится к полезной нагрузке предпочтительно неразъёмным или разрушаемым соединением и выводится одним пуском с ней. Используя ДУ и маховики, буксир производит успокоение вращения

после отделения от РН и определяет своё положение, используя бортовые датчики и переданную с НКУ информацию. Последовательно ориентируясь к Солнцу стороной, на которой установлены СБ, и зачернённой стороной, буксир заряжает АБ и накапливает тепло в рабочем теле и элементах конструкции соответственно.

После завершения обоих циклов зарядки буксир ориентируется маховиками в расчётную ориентацию, соответствующую рабочему положению двигателей, и выдаёт серию коротких импульсов. В каждом импульсе контролируется угловая скорость изделия и температура рабочего тела на выходе газогенератора. При превышении установок по одному из параметров импульс прекращается и выдерживается временной интервал, в течение которого маховиками восстанавливается угловая скорость и ориентация изделия, а поверхность гидрогеля прогревается внутренним теплом. Двигатель для очередного импульса выбирается так, чтобы разгрузить наиболее насыщенные маховики.

После исчерпания собственного тепла (контролируется по устоявшейся температуре корпуса ДУ менее 40°С) либо запаса энергии в АБ повторяется цикл зарядки. Положения изделия на орбите, в которых выдаются импульсы, контролируются для получения желаемой формы орбиты. По мере приближения к конечной орбите длина серии импульсов ограничивается из условия не исчерпания возможностей создания тяги, как ранее, а по времени, исходя из расчётного потребного полного импульса тяги и определённой по ранее выданным сериям импульсов средней тяги ДУ.

При достижении конечной орбиты буксир переходит в дежурный режим и может быть активирован снова по команде НКУ. При потребности он может быть отделён от ПН и автономно уведён на другую орбиту, в т.ч. захоронения.

Риски проекта можно разделить на экономические, технические и глобальные.

Глобальные риски связаны с возможной экономической нестабильностью, волатильностью курсов валют, различными форс-

мажорными обстоятельствами непреодолимой силы. Данные риски могут привести к увеличению сроков реализации программы.

Экономические риски связаны прежде всего с неопределенностью рынка коммерческих пусковых услуг. Здесь использование нано-буксира в качестве малой энергодвигательной платформы позволит привлечь новый круг потенциальных заказчиков. Экономические риски также связаны с возможным изменением цены COTS-компонентов или с возможным уходом производителей с рынка.

Технические риски связаны с наличием неотработанных инженерных и технологических решений, среди которых следует выделить:

- риски разработки интерфейсов с ПН и РН, которые могут быть преодолены за счет использования унифицированных интерфейсов и включения в проект возможности проведения экспериментов с буксиром на РС МКС, что может потребовать дополнительных сертификационных испытаний;

- риски разработки программного обеспечения БКУ МРБ, которые могут быть преодолены включением в программу разработки летных демонстраторов БКУ на базе CubeSat 1U, которые могут быть запущены в качестве попутной нагрузки, например, в рамках программы «Универсат».

- риски разработки ДУ, которые могут быть преодолены за счет последовательной отработки систем по принципу «от простого к сложному»: сначала ДУ с только испарительным двигателем, затем с резистивным подогревом газа и только затем с применением импульсно-плазменных нагревателей.

- риски, связанные с трудностями взаимодействия со смежными организациями, которые могут быть преодолены путем организации такой кооперации через «буферную» государственную организацию.

Применение созданного изделия как целого возможно по направлениям, указанным выше в анализе концепции. Наряду с совершением

межорбитальных маневров, низкоорбитальный буксир способен поддерживать орбиту МКА без отделения от него.

Отделение буксира с его последующим обязательным самозатоплением с использованием двигательной установки является, фактически, требованием нано-аппаратов как полезной нагрузки. Оставаясь соединённым с не предназначенным для этого нано-КА, буксир может нарушить управление его ориентацией и повредить выполнению целевой задачи.

При этом использование буксира совместно с микроаппаратами позволяет сохранить функциональность последних без отделения буксира, заменяя для КА собственную двигательную установку и позволяя обеспечить ему возможности маневрирования и поддержания орбиты.

Помимо использования буксира целиком, возможно использования в МКА создаваемых для него системы управления и двигательной установки по отдельности.

7. Технический облик малобюджетного межпланетного микро-буксира и возможности использования полученного задела

На основании проведённого выше анализа выбирается для дальнейшей проработки вариант отлётного модуля для старта с геопереходной орбиты с однокомпонентным двигателем. Предварительно для него выбирается алюминий как основной материал системы хранения и подачи топлива с наддувом разложением перекиси в газовом баллоне. Топливом является техническая перекись водорода 60%. Такая конфигурация обладает наибольшими безопасностью и шансами на согласование попутного запуска с геостационарным аппаратом.

Основные характеристики отлётного модуля:

- масса, кг, не более ……...5,0
- размеры, мм, не более ……376*100*100
- удельный импульс ДУ, сек, не менее …….70
- характеристическая скорость
с ПН 1 кг, м/с, не менее ……750,0
- топливо……техническая перекись водорода 60%
- тяга двигателя в начале работы, Н, не менее…….15,0
- время работы двигателя, с, не менее……600,0

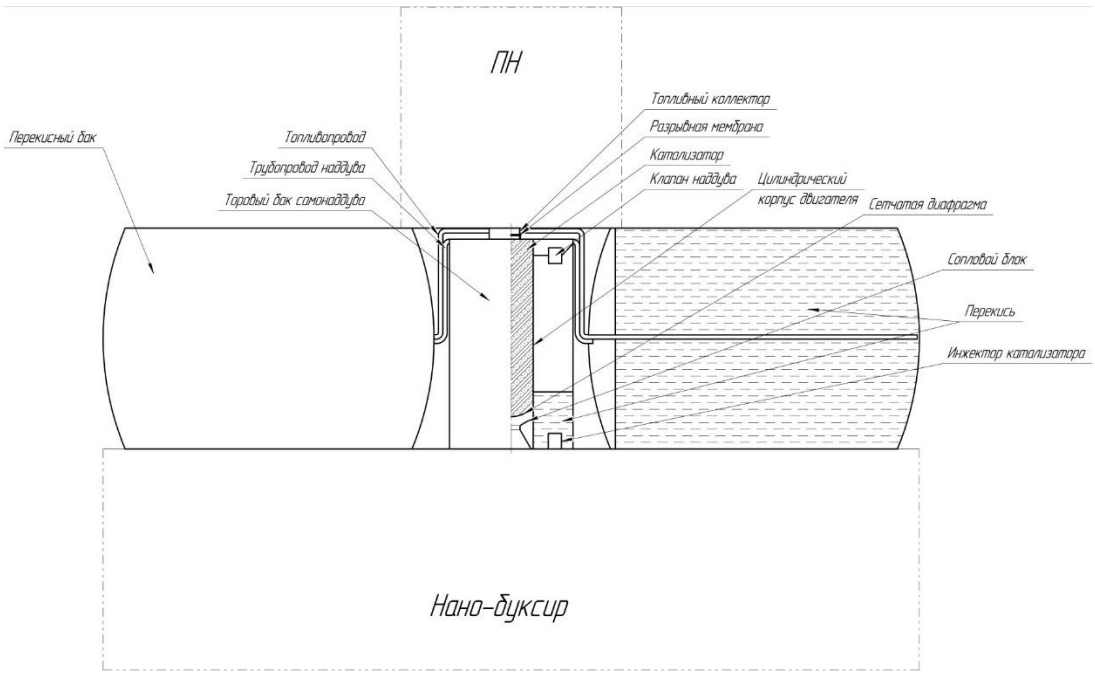


Рисунок 35 - Конструктивно-компоновочная схема отлётного модуля

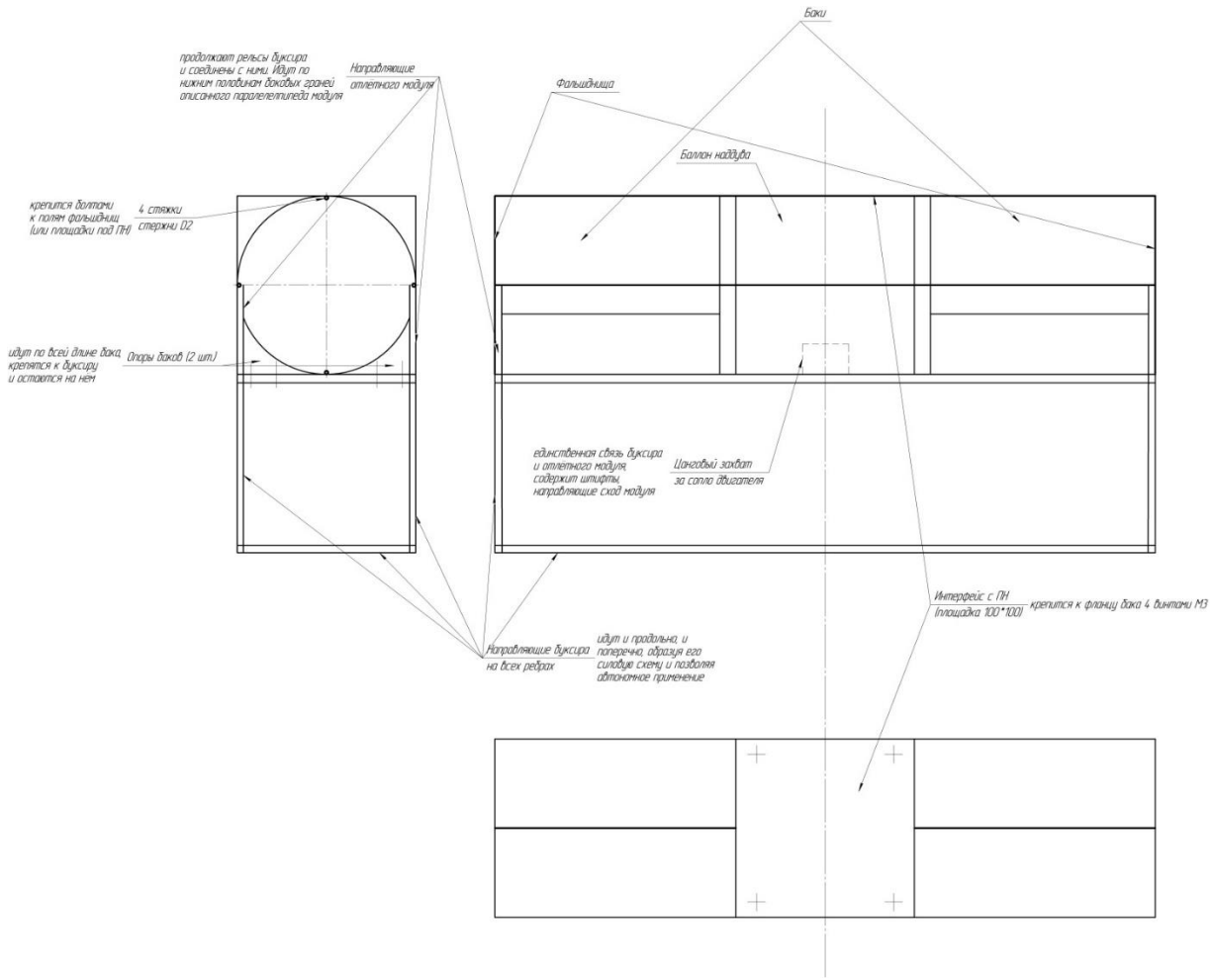


Рисунок 36 - Силовая схема отлётного модуля

Предварительная массовая сводка отлётного модуля приведена в Таблица 9

Таблица 9 - Предварительный массовый бюджет отлётного модуля

Составная часть	Масса, грамм
Топливо	2955
Топливные баки	64*2=128
Двигатель	200
Топливо наддува	184
Баллон наддува	298
Клапана	50
Конструктивные элементы	200
Полезная нагрузка	1000
Итого	≈5000 грамм

Отлётный модуль в сборе с нано-буксиром выводится на высокоэллиптическую орбиту (геопереходную или типа «Молния/Тундра») попутной нагрузкой и отделяется после отделения основной полезной нагрузки. Нано-буксир выстраивает ориентацию сборки и закручивает её вокруг главной оси для обеспечения стабилизации.

Перекись размещена в двух баках по сторонам и поджимается вращением к внешним стенкам, откуда забирается трубопроводом в топливный коллектор и двигатель. Заодно общий трубопровод выравнивает уровни в обоих баках. Наддув обеспечивается от центрального торового баллона наддува, где газ получается от разложения топлива наддува. Пакет с катализатором нагревается от нано-буксира и после его разрушения катализатор попадает в перекись. После заблаговременного выполнения этой операции баллон остаётся наддутым кислородом, вода конденсируется и стекает на внешние стенки.

По команде запуска открывается клапан наддува (пережигаемая проволочка, удерживающая пробку), газ поступает в баки, перекись из них рвет давлением мембрану перед двигателем (полиэтилен, зажатый в фланец) и запускает его. Двигатель работает на спаде давления до исчерпания перекиси, потом через него стравливается газ наддува.

В результате выбора точки включения ДУ в перигее орбиты отлётный модуль создаёт импульс, которым добирает скорость до местной второй космической. Таким образом, в результате срабатывания двигателя отлётный модуль выходит из сферы действия гравитационного поля Земли, после чего отделяет ПН.

Профиль рисков отлётного модуля частично совпадает с таковым для нано-буксира в части глобальных и экономических рисков, однако отличается юридическими и техническими рисками. В отличие от нано-буксира, отлётный модуль несёт на борту двигатель большой тяги и химически активное вещество – перекись водорода. Несмотря на то, что в данной работе предложены способы организации рабочего процесса, не требующие использования пиротехнических изделий и емкостей высокого давления, а техническая перекись водорода

обладает минимальной токсичностью, взрыво- и огнеопасностью, отлётный модуль формально не соответствует спецификации CubeSat. Это может потребовать дополнительных сертификационных испытаний, объём, сроки и стоимость которых неясны.

Также на территории г. Москва действует запрет на проведение испытаний, связанных с горением и взрывом, а места их проведения в РФ должны быть аттестованы на соответствие действующим правилам техники безопасности. Это потребует выноса испытательной площадки из Москвы и проведения дополнительных работ по её обустройству.

Технические риски связаны с наличием неотработанных инженерных и технологических решений, среди которых следует выделить:

- риски создания однокомпонентного двигателя на технической перекиси водорода с вакуумным соплом;
- риски использования центробежной массовой сепарации;
- риски применения открытой системы наддува;
- риски изготовления тонкостенных конструкций, находящихся под давлением и термоокислительной нагрузкой.

Для смягчения первых трёх рисков предлагается проводить высотные испытания отлётного модуля в стратосферных пусках с применением таких средств доставки, как шар-зонды или метеоракеты. Устранение четвёртого риска потребует раннего прототипирования и тщательной наземной стендовой отработки.

Отлётный модуль является узкоспециализированным изделием и в этом качестве вряд ли найдёт применение за пределами основной задачи. Поэтому основное внимание в этом разделе будет сосредоточено на поисках применения для задела, создаваемого в ходе работы над двигательной установкой отлётного модуля.

Очевидным является использование в двигательных установках космических аппаратов. Однако для его успешного применения необходимо будет решить ряд проблем, которые не возникают в отлётном модуле из-за

специфики его работы. Во-первых, необходимо будет обеспечить стабильность перекиси водорода при длительном орбитальном хранении. Второй существенной проблемой принятого в отлётном модуле облика двигательной установки является отсутствие возможности выдачи нескольких импульсов. Наконец, наиболее существенным является то, что однокомпонентные двигатели на перекиси водорода существенно уступают по удельному импульсу существующим изделиям, работающим на гидразине.

Поэтому для двигателей космического назначения на перекиси водорода может быть определена ниша в виде использования двухкомпонентных двигателей в пилотируемых изделиях, для которых важна одновременно большая тяга и топливная экономичность – в транспортных кораблях и планетарных посадочных модулях.

Высокие эксплуатационные характеристики технической перекиси водорода позволяют использовать её для двигателей ракет, функционирующих в основном в атмосфере Земли: модельных, противоградовых, метеорологических и, наконец, космических ракет-носителей нано-класса.

Заключение

В результате проведения данной НИР сформулированы следующие выводы:

- выбор и обоснование технических решений буксиров и их конкурентных преимуществ показали целесообразность использования малобюджетных двигательных установок и переход к ценовой конкуренции с изделиями более высокого технического уровня;

- сформирован технический облик низкоорбитального буксира нано-класса с двигательной установкой малой тяги и межпланетного микро-буксира с двигательной установкой большой тяги;

- детально проработаны облик и конструкция низкоорбитального нано-буксира малой тяги на основе двигательной установки с испарением воды, связанной гидрогелем, и системы управления на основе коммерчески доступных компонентов;

- детально проработаны облик и конструкция межпланетного микробуксира большой тяги на основе двухкомпонентной двигательной установки с использованием перекиси водорода концентрацией 60% как окислителя, и системы управления на основе коммерчески доступных компонентов, запускаемого с помощью попутного выведения на высокую орбиту.

Таким образом, обоснован выбор направлений разработок в области создания малобюджетных межорбитальных буксиров для малых космических аппаратов и проработан облик основных концепций этих изделий, т.е. выполнена цель работы. Поставленные задачи выполнены полностью. Результаты НИР могут быть использованы разработчиками и производителями межорбитальных буксиров, широким кругом создателей космических аппаратов, а также для прогноза развития технологий в предметной области. Это позволит повысить технико-экономическую эффективность дальнейших исследований и разработок.

Перечень использованных источников

1. Chronology of Space Launches https://space.skyrocket.de/directories/chronology.htm

2. Rocket Propulsion Market Size By Type (Rocket Motor, Rocket Engine), By Fuel Type(Hybrid, Liquid, Solid), By Orbit Type(Lower Earth Orbit (LEO), Medium Earth Orbit (MEO), Geostationary Earth Orbit (GEO), Beyond Geostationary Orbit (BGEO)), Industry Analysis Report, Regional Outlook, Growth Potential, Competitive Market Share & Forecast, 2020 – 2027 URL:https://www.gminsights.com/industry-analysis/rocket-propulsion-market

3. Nieto, Cristóbal & Emami, Reza. (2019). CubeSat Mission: From Design to Operation. Applied Sciences. 9. 3110. 10.3390/app9153110.

4. SatNOGS DB. CUTE-1 URL:https://db.satnogs.org/satellite/27844

5. Curzi G, Modenini D, Tortora P. Large Constellations of Small Satellites: A Survey of Near Future Challenges and Missions. Aerospace. 2020; 7(9):133. URL:https://doi.org/10.3390/aerospace7090133

6. Williams, C.; Doncaster, B.; Shulman, J. 2018 Nano/Microsatellite Market Forecast, 8th ed.; SpaceWorks Enterprises Inc.: Atlanta, GA, USA, 2018.

7. Lal, B.; de la Rosa, E.B.; Behrens, J.; Corbin, B.; Green, E.K.; Picard, A.A.J.; Balakrishnan, A. Global Trends in Small Satellites; IDA Science and Technology Policy Institute: Alexandria, VA, USA, 2017.

8. SteamJet TunaCan Thruster URL:https://steamjet.space/#products

9. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1980.- 512 с

10. Robert Frost. How does the ISS maintain its orbit and what propellant does it use? www.quora.com

11. GOCE (Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer) URL:https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/goce

12. UoSAT-12 URL:https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/u/uosat-12

13. А.Крылов. Геостационарные спутники связи и вещания за первые 10 лет XXI века. // Connect, 2011, №7, стр.93-96.

14. Barnhart, D. J., Vladimirova, T., and Sweeting, M. N., “Very-Small-Satellite Design for Distributed Space Missions,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 44, No. 6, 2007, pp. 1294–1306.

15. Kronhaus, I., Schilling, K., Pietzka, M., and Schein, J., “Simple Orbit and Attitude Control Using Vacuum Arc Thrusters for Picosatellites,” Journal of Spacecraft and Rockets,Vol. 51, No. 6, Nov. 2014, pp. 2008–2015.

16. King, Scott & Walker, Mitchell & Kluever, Craig. (2008). Small Satellite LEO Maneuvers with Low-Power Electric Propulsion. 44th AI-AA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 10.2514/6.2008-4516.

17. Kazeev, Michael & Khodnenko, V. (2019). Orbital Maneuvers of Earth Observing Satellites Using Electric Propulsion Systems. Plasma Physics Reports. 45. 159-165. 10.1134/S1063780X19010070

18. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР, 1968. 108 с.

19. Longhurst, Stephen. (2021). Delta-V Requirements for Interplanetary Micro-Spacecraft. 10.13140/RG.2.2.19781.78564.

20. Mission Delta-V And Flight Times URL:http://www.projectrho.com/public_html/rocket/appmissiontable.php

21. Ракетный блок. БВ Волга. URL:https://ecoruspace.me/%D0%91%D0%92+%D0%92%D0%BE%D0%BB%D0%B3%D0%B0.html

22. Ракета-носитель. Союз-2.1а с РБ «Фрегат» URL:https://ecoruspace.me/%D0%A1%D0%BE%D1%8E%D0%B7-2.1%D0%B0+%D1%81+%D0%A0%D0%91+%C2%AB%D0%A4%D1%80%D0%B5%D0%B3%D0%B0%D1%82%C2%BB.html

23. Momentus reveals plans for Vigoride Extended Line service. URL:https://spacenews.com/momentus-vigoride-extended-line/

24. What We Do Last-Mile In-Space Delivery URL:https://momentus.space/services

25. SHERPA Rideshare Mission. URL:https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sherpa

26. Г. Л. Гродзовский, Ю. Н. Иванов, В. В. Токарев. Механика космического полета с малой тягой. — Москва: Физматлит, 1966. — 679 с.

27. Салмин В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой: проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. М.: Машиностроение, 1987. 208 с.

28. Салмин В.В., Ишков С.А., Старинова О.Л. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой. Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2006. 164 с.

29. Лоуден Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации. М:Мир,1966

30. Ивашкин В.В. Оптимальное космическое маневрирование при свободном времени перехода и ограничениях на расстоянии до планеты. Препринт ИПМ № 40, Москва, 1975 г. URL:https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=1975-40

31. Walter Hohmann. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper — Verlag Oldenbourg in München, 1925.

32. Бакулин П.И., Кононович Э.В., Мороз В.И. Курс общей астрономии. М.: Наука, 1976.

33. Хохулин В.С.,Чумаков В.А. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД. М.: Изд-во МАИ, 2000. - 72 с.: ил.

34. Cohen M. J. - Low Thrust Spiral Trajectory of a Satelllite of Variable Mass. AIAA Journal, 3, № 3, 1965.

35. Суханов А. А. - Современные методы механики космического полета и их приложения URL: http://iki.cosmos.ru/seminar/200002/abstract.html

36. Левин К.Е., Лобановский Ю.И. О гравитационных потерях при полетах с малой тягой URL:http://www.synerjetics.ru/article/sm_trust.htm

37. Левин К. Е. - OrbitalModel URL:www.geocities.com/levinkirill/LaunchModel

38. Каталог продукции АО «НИИМашиностроения» по направлению ракетно-космической техники URL: http://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf

39. Каталог продукции АО «ОКБ «Факел» по направлению ракетно-космической техники URL:https://fakel-russia.com/produkciya

40. Spence B.R. NASA SBIR/STTR technologies. Modular ultra-high power solar array architecture. URL: http://techport.nasa.gov/ile/14526

41. Solar Power Technologies for Future Planetary Science Missions December 2017 URL:https://solarsystem.nasa.gov/system/downloadable_items/715_Solar_Power_Tech_Report_FINAL.PDF

42. Blyler J. Space Batteries go from Infinity to Even Further URL:https://www.designnews.com/batteryenergy-storage/space-batteries-go-infinity-even-further

43. Yasin Emre Durmus, Huang Zhang, Florian Baakes, Gauthier Desmaizieres, Hagay Hayun, Liangtao Yang, Martin Kolek, Verena Küpers, Jürgen Janek, Daniel Mandler, Stefano Passerini, Yair Ein-Eli Side by Side Battery Technologies with Lithium-Ion Based Batteries. Advanced Energy Materials, May 2020. URL:https://onlinelibrary.wiley.com/doi/full/10.1002/aenm.202000089

44. G2 Flywheel Module Design URL:https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20060028492.pdf

45. James, K., Maxwell, B., Freedman, M., Osborne, L., Grist, R., and Hoyt, R., “Hydros: High Performance Water-Electrolysis Propulsion for CubeSats and MicroSats,” Advances in the Astronautical Sciences Guidance, Navigation and Control, Vol. 159, American Astronautical Soc. Paper 17-145, San Diego, CA, Feb. 2017.

46. Water Electrolysis for Propulsion of a Crewed Mars Mission Kyle P. Doyle and Mason A. Peck URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.A34632

47. de Groot,W. A., Arrington, L. A., McElroy, J. F., Mitlitsky, F.,Weisberg, A. H., Carter, P. H., Myers, B., and Reed, B. D., “Electrolysis Propulsion for Spacecraft Applications,” AIAA Paper 1997-2948, July 1997. URL:https://doi.org/10.2514/6.1997-2948

48. Mitlitsky, F., Weisberg, A. H., Carter, P. H., Dittman, M. D., Myers, B.,Humble, R. W., and Kare, J. T., “Water Rocket-Electrolysis Propulsion and Fuel Cell Power,” AIAA Paper 1999-4609, Sept. 1999. URL: https://doi.org/10.2514/6.1999-4609

49. УДК 621.453 Некоторые результаты экспериментального исследования параметров ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе Ю.И. Агеенко, Е.А. Лапшин, И.И. Морозов, И.В. Пегин, В.В. Рыжков Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета №5(47), часть 3, 2014

50. Zeledon, R. A., and Peck, M. A., “Performance Testing of a CubeSatScale Electrolysis Propulsion System,” AIAA Paper 2012-5041, Sept. 2012. URL:https://doi.org/10.2514/6.2012-5041

51. Кочанов А.В., Клименко А.Г. Исследования проблем создания ракетных двигателей малой тяги на экологически чистых газообразных топливах. ISSN 0236-3941. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. “Машиностроение”. 2006. №3

52. Система "Электрон-ВМ" URL:https://www.niichimmash.ru/projects/elektron-vm/

53. Photovoltaic Electrolysis Propulsion System for Interplanetary CubeSats Ramana Pothamsetti, Jekan Thangavelautham Arizona State University URL:https://asteroids.arizona.edu/ieeeaero2016_electrolysis_propulsion.pdf

54. Jones, H. W., “Oxygen Storage Tanks Are Feasible for Mars Transit,” NASATR ARC-E-DAA-TN43295, July 2017

55. James, B. D., Houchins, C., Huya-Kouadio, J. M., and DeSantis, D. A., “FinalReport: Hydrogen Storage SystemCostAnalysis,” U.S. Department of Energy, Office of Energy Efficiency and Renewable Energy, Fuel Cell Technologies Office

TR DOE-SA-0005253, Arlington, VA, Sept. 2016. URL: https://doi.org/10.2172/1343975

56. Bernstein,K. S.,Kujala, R., Fogt,V., and Romine, P., “Structural Design Requirements and Factors of Safety for Spaceflight Hardware: For Human Spaceflight,” NASATR JSC 65828, Oct. 2011, p. 29.

57. Ивашкин В.В., Баум Ф.И. Использование гравитационного маневра у луны для полета космического аппарата к сближающемуся с землей астероиду ИПМ им. М.В.Келдыша РАН URL:https://keldysh.ru/papers/2000/prep67/prep2000_67.html

58. Ивашкин В.В., Чернов А.В. Оптимальные траектории полета КА к сближающемуся с Землей астероиду при использовании малой тяги. – Космические исследования. 2000. Т. 38. N 2. С. 151 –163.

59. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной, Д.Д. Севрук, В.Б. Тихонов. — Изд. второе, перераб. и доп. — М.: Изд-во МАИ, 2001. — 480 с.: ил.

60. Платформа Boeing 702HP URL:https://ecoruspace.me/BSS-702SP.html

61. Advanced Missions Cost Model URL:https://www.globalsecurity.org/military/intro/reference/calc/AMCM.htm

62. Ивашкин В. В. Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту Земли Препринт ИПМ № 49, Москва, 1970 г.URL:https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=1970-49

63. Сваричевский М. Дополнительные требования к космическим и военным микросхемам URL:https://oessp.ru/articles/dopolnitelnye-trebovaniya-k-kosmicheskim-i-voennym-mikroskhemam/

64. Соколик А.С. Физика и химия реактивного движения. Том 2. Ракетные топлива и их физико-химические свойства. М., 1948. -201 с.

65. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Л. Теория ракетных двигателей. Учебник для студентов высших технических учебных заведений. - М.: Машиностроение, 1989. - 464 с.

66. Козлов А. А. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок : учебник для вузов / А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьев. - М.: Машиностроение, 1988.

67. Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания — Москва, 1971. — 263 с.

68. Sutton, G.P. and Biblarz, O. Rocket Propulsion Elements, 7th Edition. John Wiley & Sons, 2001

69. Алемасов, Каторгин Б.И., Киселев А.С., Стернин Л.Е., Чванов В.К. Прикладная газодинамика М.: Вузовская книга, 2009. -340 с.

70. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Под редакцией В.М. Кудрявцева. 3-е издание, исправленное и дополненное. Москва: Издательство «Высшая школа», 1983

71. Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. – 463 с.

72. Ponomarenko A. RPA: Design Tool for Liquid Rocket Engine Analysis. - May 2010 URL: https://www.rocket-propulsion.com/publications.htm

73. Commercial satellites dock high above Earth. URL:https://www.bbc.com/news/science-environment-56731502

74. Программное Обеспечение OMERE URL:https://www.trad.fr/ru/%D0%BA%D0%BE%D1%81%D0%BC%D0%BE%D1%81/%D0%BF%D0%BE-omere

75. В.Коняхин, Р.Фёдоров Микросхема защиты от тиристорного эффекта URL:https://www.nanoindustry.su/journal/article/5728

76. Murtaza, Abid & Pirzada, Jahanzeb & Xu, Tongge & Liu, Jianwei. (2020). Orbital Debris Threat for Space Sustainability and Way Forward. IEEE Access. PP. 1-1. 10.1109/ACCESS.2020.2979505.

77. CubeSat cameras and optical payloads for small satellites on the global marketplace URL:https://blog.satsearch.co/2020-03-25-optical-payloads-for-small-satellites-a-sector-overview

78. Onyx 1, 2, 3, 4, 5 (Lacrosse 1, 2, 3, 4, 5) URL:https://space.skyrocket.de/doc_sdat/onyx.htm

79. КБ «Южное». Космические аппараты поискового этапа работ URL:https://www.yuzhnoye.com/company/history/exploratory-development-spacecraft.html

80. Беляев Н.М., Велик Н.П., Уваров Е.И. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979

81. SteamJet Space Systems – Water fueled thruster for satellite URL:https://steamjet.space/

82. NASA, Tethers In Space Handbook, edited by M.L. Cosmo and E.C. Lorenzini, Third Edition December 1997

83. Анализ работоспособности электродинамических тросов с автономной генерацией электронов Бечаснов П.М. URL:https://elibrary.ru/item.asp?id=43913492

84. «Роскосмос» показал первый модуль российской орбитальной станции URL:https://www.rbc.ru/technology_and_media/23/04/2021/6082b5ed9a7947102e3faf83

85. Космодром Плесецк сможет запускать аппараты на новую российскую станцию URL:https://ria.ru/20210421/plesetsk-1729191431.html

86. Рогозин не исключил, что на российскую орбитальную станцию смогут прилетать туристы URL: https://tass.ru/kosmos/11204073

87. РАН и Роскосмос обсуждают программу для новой российской орбитальной станции URL: https://nauka.tass.ru/nauka/11203069

88. Перечень КА, запущенных с МКС URL:https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_spacecraft_deployed_from_the_International_Space_Station

89. Ogden, Sam & Klintberg, Lena & Thornell, Greger & Hjort, Klas & Bodén, Roger. (2013). Review on miniaturized paraffin phase change actuators, valves, and pumps. Microfluidics and Nanofluidics. 17. 10.1007/s10404-013-1289-3.

90. Лазарев Р.А. Рекуперация паров летучих растворителей в производстве. — Казань: "Татполиграф", 1970. — 144 с.

91. Handbook of cost engineering for space transportation systems (revision 2) with Transcost 7.2 : statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles Dietrich E. Koelle Ottobrunn, Liebigweg TransCostSystems, 2007

92. Cubesat Handbook: From Mission Design to Operations URL: https://doi.org/10.1016/B978-0-12-817884-3.00004-7

93. Freeman A. Deep space nanosats—poised for exponential growth //Proceedings of the 4S Symposium, Valletta, Malta. – 2016.

94. Zurbuchen T. H., Lal B. Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box //American Astronomical Society Meeting Abstracts# 229. – 2017. – Т. 229. – С. 328.01.

95. Freeman A., Hyon J., Waliser D. The cube-train constellation for Earth observation //13th Annual CubeSat Developer’s Workshop, San Luis Obispo, CA, California Polytechnic State University. – 2016.

96. Freeman A., Friedl R. Time-series measurements for earth system science. – 2017.

97. Freeman A., Chahat N. S-Band smallsat InSAR constellation for surface deformation science //2017 IEEE Radar Conference (RadarConf). – IEEE, 2017. – С. 0867-0872.

98. Charo A., Abdalati W. The 2017-2027 National Academies Decadal Survey for Earth Science and Applications from Space: An Overview of the Report //42nd COSPAR Scientific Assembly. – 2018. – Т. 42. – С. A3. 1-52-18.

99. Freeman A. Small is beautiful—technology trends in the satellite industry and their implications for planetary science missions //Planetary Science Vision 2050 Workshop. – 2017. – Т. 1989. – С. 8085.

100. Freeman A., Alkalai L. The First Interstellar Explorer: What should it do when it Arrives at its Destination? //AGU Fall Meeting Abstracts. – 2017. – Т. 2017. – С. SH22A-09.

101. Staehle R. L. et al. Low-Cost SmallSats to Explore to Our Solar System's Boundaries (Interim Report). – 2019.

102. J. Veverka, et al., The landing of the NEAR-Shoemaker spacecraft on asteroid 433 Eros, Nature 413 (2001) 390–393.

103. Hayabusa URL:http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/missions/hayabusa/

104. Marc D.Raymana, Thomas C.Fraschettia, Carol A.Raymonda, Christopher T.Russellb Dawn: A mission in development for exploration of main belt asteroids Vesta and Ceres URL:https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.01.014

105. Atzei A. ROSETTA and FIRST: Two cornerstone missions of ESA long-term space science programme //Il Nuovo Cimento C. – 1990. – Т. 13. – №. 1. – С. 189-210.

106. Hibberd A., Hein A. M., Eubanks T. M. Project lyra: Catching 1i/'oumuamua–mission opportunities after 2024 //Acta Astronautica. – 2020. – Т. 170. – С. 136-144.

107. NASA's Hubble Observes the Farthest Active Inbound Comet Yet Seen URL:https://www.nasa.gov/feature/goddard/2017/hubble-observes-the-farthest-active-inbound-comet-yet-seen

108. Волков, Е. Б. Ракетные двигатели на комбинированном топливе / Е. Б. Волков, Г. Ю. Мазинг, Ю. Н. Шишкин. - М. : Машиностроение, 1973. - 184 с.

109. R.M. Winglee, J. Slough, T. Ziemba, and A. Goodson, "Mini-magnetospheric plasma propulsion: Tapping the energy of the solar wind for spacecraft propulsion", J. Geophys. Res., 105 21067 (1999).

110. Slough, John. "The plasma magnet for Sailing the Solar Wind." AIP Conference Proceedings, 2005, doi:10.1063/1.1867244.

111. Slough, John "The plasma magnet" (2006). NASA Institute for Advanced Concepts Phase 1 Final Report.

112. The Plasma Magnet Drive: A Simple, Cheap Drive for the Solar System and Beyond URL:https://www.centauri-dreams.org/2017/12/29/the-plasma-magnet-drive-a-simple-cheap-drive-for-the-solar-system-and-beyond/

113. Нормативно-правовые документы ГОЗ и Госкорпорации «Роскосмос» URL:https://agat-roscosmos.ru/documents/normativno-pravovye-dokumenty/

114. Ракета за $850 млн: как Илон Маск запустил многоразовую ракету-носитель URL:https://www.rbc.ru/technology_and_media/22/12/2015/567966569a7947f4de862d11

115. Официальная страница проекта создания спутника на лунную орбиту для съемки "Луноходов" и "Аполлонов". URL:https://vk.com/lookourself

116. Проект Лунного микроспутника готов! Что дальше? URL:https://zelenyikot.livejournal.com/157953.html

117. Проект спутника для фотосъемки Луны URL:https://boomstarter.ru/projects/zelenyikot/proekt_sputnika_dlya_fotosemki_luny

Приложение А. Возможности доработки низкоорбитального буксира

А.1. Повышение удельного импульса

А.1.1 Общие положения

Солнечные батареи нано-буксира помимо тепловой также выдают электрическую энергию – 9,1 Вт. Эта энергия может быть использована для подогрева истекающего рабочего тела и повышения удельного импульса. Чем больше емкость электроаккумуляторов и меньше средняя тяга, тем значительнее может быть выделяемая на подогрев энергия и выше удельный импульс. В непрерывном режиме работы ДУ возможность запасания этой энергии будет минимальной. Оценим достижимый удельный импульс по зависимости

$$I_1 = I_1^0 + \frac{2\eta P}{R}$$

где I_1 – результирующий удельный импульс ДУ, I_1^0- удельный импульс ДУ без подогрева, P – мощность подогрева, R – средняя тяга, η – коэффициент полезного действия нагревателя (0,8…0,9 для резистивных нагревателей, используемых до значения удельного импульса приблизительно 170 секунд, 0,02-0,05 для импульсно-плазменных нагревателей при большем удельном импульсе).

Тогда установка резистивного нагревателя расширит возможности по изменению высоты орбиты до 702 км или 2,7° по наклонению. Использование импульсно-плазменных нагревателей при такой располагаемой мощности не обеспечит необходимый уровень тяги, необходимо использовать раскрывающиеся солнечные батареи.

Баллистические возможности нано-буксира изменятся, если к ним предъявляются иные требования по длительности маневра. Так, при поддержании орбиты высотой 300 км наноспутнику, как показано в отчёте по поисковой НИР, необходимо расходовать 60 м/с/год, что соответствует средней тяге приблизительно 19 мкН. Это потенциально позволит реализовать удельный импульс от 3834 секунд, что характерно уже для стационарных

плазменных двигателей, и обеспечить баллистический срок существования аппарата на такой орбите от 10-15 лет. Для микроспутника, находящегося на высоте 650 км, бюджет коррекций составит 1-2 м/с/год, что потребует обеспечения средней тяги 6,3 мкН и позволит превзойти предельные значения удельного импульса и срока существования, полученные для наноаппарата.

При, наоборот, необходимости сокращения продолжительности маневра, для нагрева гидрогеля может быть использована энергия, запасённая в бортовых электроаккумуляторах. Наиболее часто используемым типом аккумулятора на борту космических аппаратов является электрохимический. Удельная энергия новейших аккумуляторных батарей достигла 500 Вт*ч/кг или 1,8 МДж/кг, хотя более типовым остаётся значение около 200 Вт*ч/кг или 0,72 МДж/кг, характерное для литий-тионилхлоридных первичных источников энергии. С учётом их веса массовая энергоотдача такой гидрогелевой ДУ с автономным энергоснабжением снижается до величин около 300 м/с, характерных для газореактивных систем, т.к. на единицу массы запасённой в ней воды должно будет приходиться 3,4 единицы массы батарей. Однако эта конструкция будет независима от теплового режима аппарата и при удельной мощности 2,5 кВт/кг, выдаваемой, например, батареями SONY VTC5A 2600MAH 35A, будет способна выдавать тягу 0,86 Н/кг в режиме без дополнительного подогрева пара. Это позволяет создавать для указанных модельных случаев тягу в 1,72 Н для наноспутника 6U и 17,2 Н для микроспутника, позволяющую проводить маневры с практически импульсной тягой. При этом запас характеристической скорости составит около 50 м/с.

Ещё больший полный импульс и тягу можно получить, перейдя от электрического подогрева к химическому. Так, ферротермит при сгорании выделяет до 4МДж/кг, позволяя повысить массовую энергоотдачу подогреваемой им гидрогелевой ДУ до величин более 653 м/с, запас характеристической скорости до более 144 м/с.

А.1.2. Электронагревные двигатели

Двигатели с тепловым ускорением рабочего тела – самый простой тип электрореактивных двигателей. Нагрев рабочего тела происходит за счет джоулева тепла, выделяемого в нагреваемом током проводнике. Основные потери энергии обусловлены джоулевыми потерями в электрической цепи и излучением нагретых элементов конструкции, а также потерями энергии с энтальпией вытекающего газа.

Различие в схемах электротермических двигателей определяется организацией процесса подвода тепла к рабочему телу, однако в любом случае температура рабочего тела ограничена температурой нагревателя. Основную роль играет конвективный теплообмен между нагретыми поверхностями и омывающим их рабочим телом.

В подобных двигателях существенно снижаются затраты электрической энергии на единицу тяги (цена тяги) по сравнению с другими типами ЭРД, однако это достигается уменьшением удельного импульса. Кроме того, затруднено получение больших тяг в силу ограничений мощности конвективного теплообмена.

Рисунок А.1 - Внешний вид модели электронагревного двигателя в разрезе

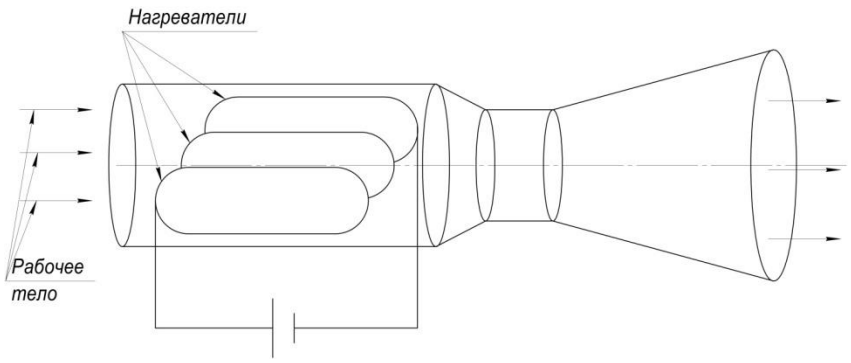


Рисунок А.2 - Схема работы электронагревного двигателя

Основные параметры разработанных ЭНД таковы: тяга P = 10^{-2} …10^{-1} Н (двигатели ориентации) и 10^{-1} ...1 Н (двигатели коррекции) при Iуд = (1,8…2,5)· 10^3 м/с и η = 0,5…0,7. Ресурс подобных двигателей составляет до 10^5 часов. ЭНД, работающие на водяном паре, имеют, как уже говорилось ранее, ограничение достигнутого удельного импульса на уровне 1,7· 10^3 м/с. Это обусловлено тем, что водяной пар разрушает материалы высокотемпературных нагревателей, такие, как карбиды металлов, тугоплавкие металлы и металлизированные керамики. Использование же паростойких сталей приводит к ограничению предельной температуры и, соответственно, удельного импульса.

Высокая температура рабочего тела после нагревателя препятствует управлению его высокотемпературным потоком, поэтому нагреватель должен устанавливаться за клапаном, ухудшая динамические показатели двигателя. При этом при длительной работе подобного двигателя контактный и лучистый тепловой поток от него всё равно способен нарушить работу клапана.

Определённый задел по созданию подобных двигателей имеет МГТУ им.Н.Э.Баумана (рисунок А.3). Создан и испытан в наземных условиях прототип электронагревного двигателя.

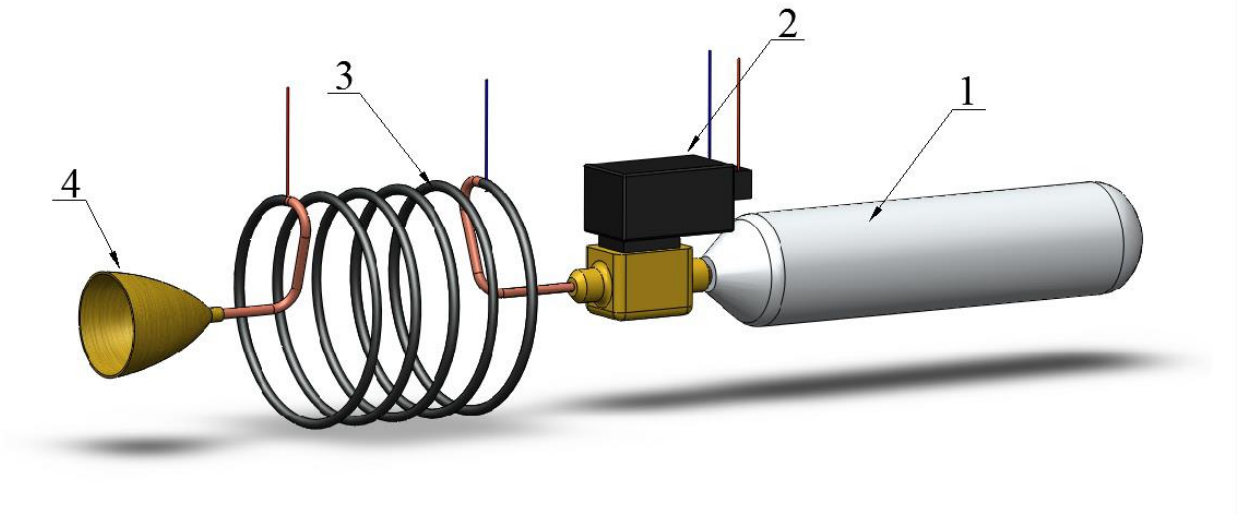


Рисунок А.3 - Схема ЭНД МГТУ им. Н.Э.Баумана:
1 –бак, 2 –клапан, 3 – нагревательная трубка, 4 – сверхзвуковое сопло

Интерес в первую очередь представляет нагреватель, поскольку все остальные элементы уже входят в состав испарительного двигателя. Следует отметить, что длина нагревательной трубки диаметра 0,6 мм в экспериментальном изделии составляет 300 мм, при этом предельная температура её нагрева, исходя из критерия неперегрева клапана, составила 120°С.

Соответственно, при работе данной конструкции на воде удельный импульс незначительно превысил 120 секунд, т.е. весь выигрыш перед чисто испарительным двигателем за счёт температуры рабочего тела был потрачен на потери в трубке и сопле. К тому же, большие габариты нагревателя практически не позволяют скомпоновать его в нано-аппарате даже при установке только одного двигателя, а низкая динамика нагревателя ухудшает управляемость изделия по сравнению с чисто испарительным двигателем.

Учитывая, что мощность нагрева для работы этого двигателя в стационарном режиме составляет 20 Вт, включения необходимо должны будут производиться в импульсном режиме с предварительным прогревом трубки, причём к концу включения удельный импульс может снизиться из-за её охлаждения. В целом, предварительные расчёты показывают отсутствие

преимуществ для нано-буксира у ДУ, основанной на этом принципе, по сравнению с ДУ на чисто испарительных двигателях, у которой массовый лимит нагревателя и электросистемы передан на запас рабочего тела.

Альтернативой электронагревателю может служить система, разрабатываемая МГТУ им. Н.Э.Баумана совместно с ООО «Спутникс». Данная концепция предусматривает подогрев нагревательной трубки с помощью солнечного излучения, сконцентрированного линзой Френеля.

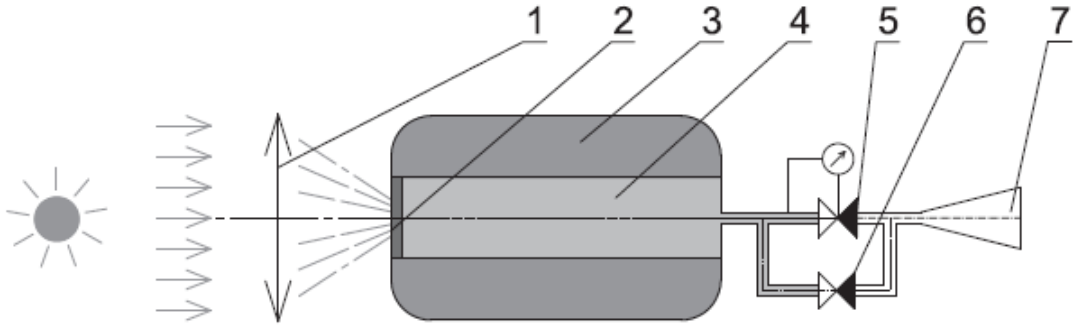


Рисунок А.4 - Пневмогидросхема солнечного теплового двигателя:
1- линза Френеля, 2 – приёмник излучения, 3 – пористый гидроаккумулятор, 4 – пар, 5 – пускоотсечной клапан, 6 – сбросовый клапан, 7 - сопло

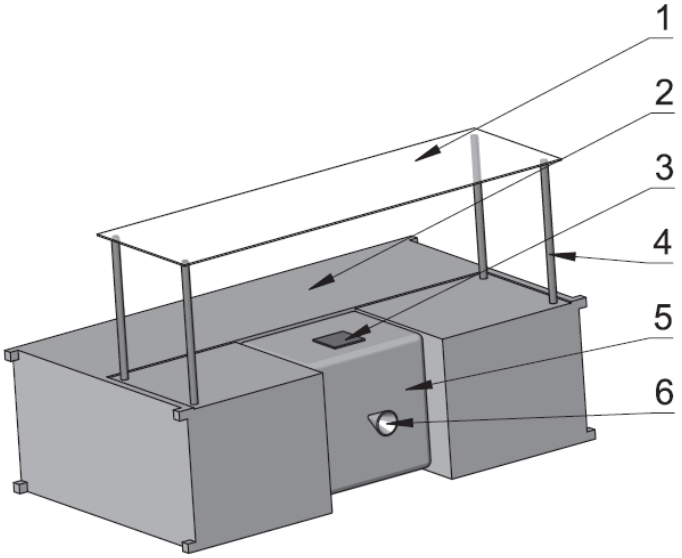


Рисунок А.5 – Конструктивно-компоновочная схема солнечного теплового двигателя: 1 – линза Френеля, 2 – кубсат 6U, 3 – приёмник излучения, 4 – телескопические стержни, 5 – двигательная установка, 6 – сопло.

В предложенной схеме нагрев происходит до клапана, так что предельная температура рабочего тела ограничена 450 К (+176°С), причём конкретный тип используемого клапана не раскрывается. В известных доступных вариантах малогабаритных вакуумных клапанов рабочая температура не превышает +60°С. При этом из-за высокой длительности импульсов и большого расхода температура в резервуаре падает и средний удельный импульс находится на уровне 1200 м/с, что незначительно превышает величину для чисто испарительного двигателя.

Таким образом, в предложенных схемах ДУ с электронагревным двигателем требуются существенные доработки для размещения двигателей в имеющихся зонах, при этом эффективность по критерию массовой энергоотдачи не возрастает по сравнению с испарительным. Это заставляет рассматривать в качестве основного варианта доработки нано-буксира с целью повышения удельного импульса и массовой энергоотдачи ДУ установку импульсно-плазменного двигателя.

А.1.3. Импульсно-плазменные двигатели

В зависимости от преобладающего механизма ускорения различают электротермические и электромагнитные, а также импульсные плазменные двигатели.

Основными преимуществами ИПД являются постоянная готовность к работе, использование широкого спектра рабочих тел (газ, жидкость, твердое тело), возможность точного дозирования импульса как за счет длительности разряда, так и частоты, малая величина единичного импульса, что особенно важно для высокоточных систем управления движением нано-КА, возможность реализации больших мощностей в разряде при малом среднем потреблении энергии.

Наиболее известны абляционные импульсно-плазменные двигатели (АИПД). При их работе твёрдое рабочее тело аблирует в разрядной камере, а затем ускоряется в магнитном поле. Прерывистый характер работы и теплопередача в рабочее тело ограничивает создаваемую тягу, а эрозия

рабочего тела и электродов – рабочий ресурс и, соответственно, полный импульс.

Также широкому применению ИПД мешает сравнительно низкий, по сравнению с другими типами ЭРД, КПД, резко снижающийся при повышении мощности двигателя. К их недостаткам дополнительно следует отнести низкую мощность и дополнительную массу электрооборудования, большое число включений (10^6 – 10^9), что обусловливает жесткие требования к надежности элементов электрической цепи двигателя, разброс масс по скоростям в плазменных сгустках.

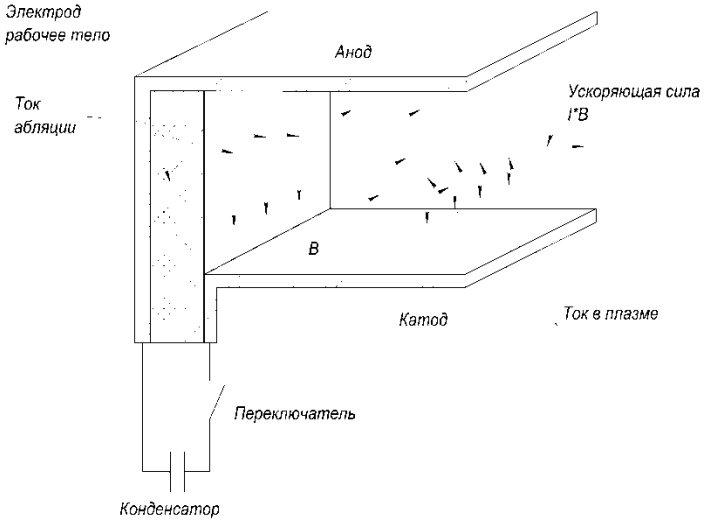


Рисунок А.6 - Схема работы АИПД

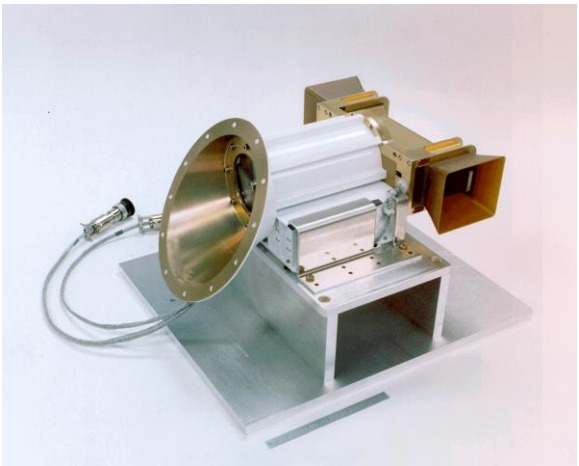


Рисунок А.7 - Внешний вид лабораторной модели мощного АИПД

Рисунок А.8 - Процесс работы мощного АИПД

Созданы ИПД с тягой Р = 10^{-3} …10 $Н^{-2}$ при Iуд = (4,5…12,0)· 10^3 м/с и η = 0,03…0,2. Их полный импульс составляет десятки кН*с. Длительность импульса тока составляет (10...50)·10^{-6} с. Энергия, вводимая в двигатель за один импульс, может изменяться в широких пределах (50—1000) Дж и более. Максимальная величина тока разряда 10—100 кА. Скорость истечения из электротермических ИПД достигает (10…30)· 10^3 м/с, при электромагнитном ускорении может быть обеспечена скорость истечения плазмы существенно выше - 50·10^3 м/с и более.

Из множества возможных схем ИПД наибольшее распространение получили коаксиальные и торцевые с дополнительным электродом, служащим для создания первичной (поджигной) плазмы, обеспечивающей пробой между основными электродами. На Рисунок А.9 представлена схема коаксиального импульсного двигателя с рабочим телом в виде твердого диэлектрика, запасенным внутри разрядной камеры. Запуск двигателя обеспечивается системой поджига (блоком инициирования разряда), потребляющей энергию от конденсатора малой емкости C_1. Энергия, потребляемая системой поджига, составляет до 1% от энергии основного конденсатора C_0.

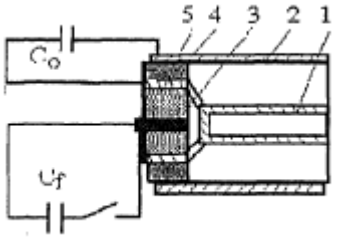


Рисунок А.9 - Схема коаксиального импульсного плазменного двигателя: 1 – катод, 2 – анод, 3 – поджигной электрод, 4 – шашка с рабочим телом, 5 – изолятор

Образовавшаяся при поджиге плазма через отверстия в центральном электроде заполняет канал и способствует развитию основного разряда. При нарастании тока разряда поверхность диэлектрика подвергается интенсивному тепловому воздействию за счет излучения из плазмы и протеканию тока по поверхности диэлектрика (скользящий разряд). Тепловой поток, приходящий на поверхность диэлектрика, вызывает его испарение в канал ускорительной камеры. Совместное действие градиента давления и объемных электромагнитных сил ускоряет поток образовавшейся плазмы.

Вследствие инерционности тепловых процессов между максимумом тока разряда и максимумом выхода массы существует сдвиг по фазе. Это приводит к дополнительным потерям энергии и импульса, которые могут быть устранены при использовании источников газообразного рабочего тела, к которым относится и испарительный двигатель с гидрогелевым парогенератором.

Однако такой подход потребует высокодинамичных дозирующих клапанов для сохранения соответствия продолжительности подачи топлива и протекания тока в камере двигателя. Поскольку даже у лучших из доступных электромагнитных клапанов продолжительность открытия/закрытия составляет несколько миллисекунд, потребность сохранения ускорения на всей продолжительности подачи рабочего тела диктует необходимость увеличения длительности разряда. Это приблизит конструкцию двигателя к электродуговому и значительно увеличит массу электроаккумулятора или же

снизит среднюю мощность, подводимую к двигателю, что при той же энергии импульса потребует уменьшить расход.

Альтернативный подход предусматривает подачу воды в жидкой фазе через капиллярный фитиль. В этом случае процесс возгонки рабочего тела с фитиля будет близок к происходящему в твердотопливном АИПД. Использование жидкого рабочего тела в ИПД позволит повысить суммарный импульс в сравнении с АИПД и уменьшить размеры камеры. Однако оно также приведёт к ограничению частоты повторения импульсов не только за счет динамики развития тепловых процессов, обеспечивающих поступление массы рабочего тела в разряд, но и из-за низкой скорости течения жидкости в капиллярной системе подачи.

Рабочий процесс в ИПД можно разделить на несколько этапов: 1) инициирование разряда и образование первичной плазмы; 2) пробой межэлектродного промежутка, образование токового слоя — “сгустка” плазмы; 3) ускорение плазменного сгустка.

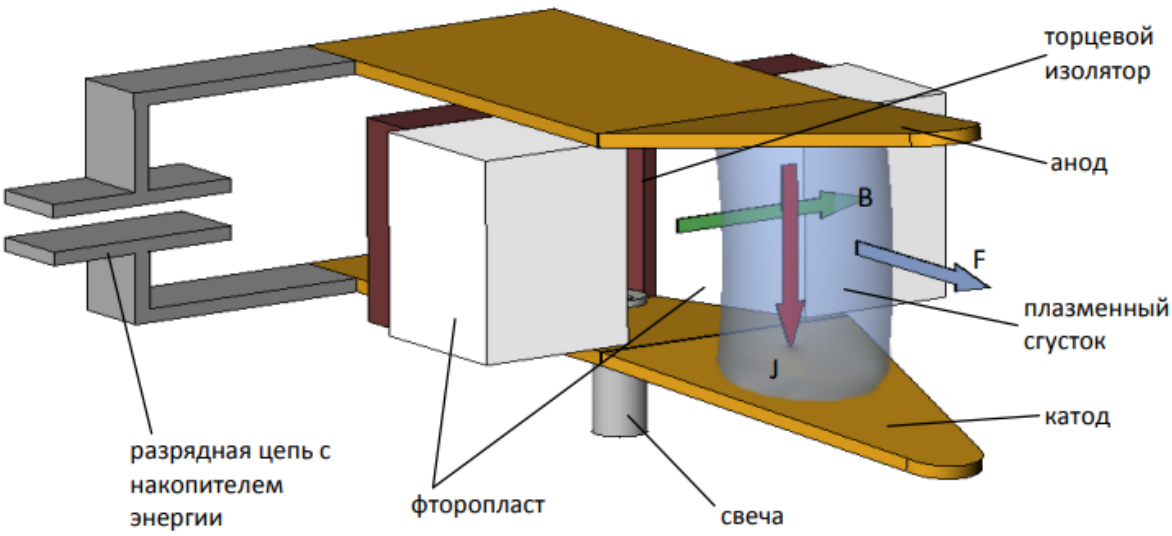
На этапе формирования и развития основного разряда образуется сгусток плазмы, скорость которого на выходе достигает $(2\ldots3)\cdot10^4$ м/с. За ним следует основная масса плазмы с достаточно высокой концентрацией частиц, ускорение которой можно рассматривать в магнитогазодинамическом приближении.

Результаты этого анализа показывают, что получение максимального удельного импульса плазмы требует увеличения энергии в батарее конденсаторов, уменьшения плотности ускоряемого газа и снижения начальной индуктивности контура, препятствующей резкому нарастанию тока. При этом увеличение энергии в импульсе ведет к росту тока разряда и увеличению эрозии электродов. Следует отметить, что с увеличением удельного импульса асимптотически возрастает и КПД двигателя.

Разработка ИПД для нано-буксира, скорее всего, потребует кооперации с профильной организацией. Основным научно-производственным центром по этой тематике в России является НИИ ПМЭ МАИ. Работы по созданию импульсных двигателей здесь проводятся уже не один десяток лет.

Все ЭРДУ их разработки на базе АИПД выполнены как моноблоки, включающие один или два двигательных блока, блок системы питания и управления (СПУ), систему хранения и подачи рабочего тела. Для обеспечения надежности все основные элементы ЭРДУ резервированы. Адаптация двигательной установки к конструкции МКА включает только её закрепление на заданной плоскости, подачу напряжения питания и управляющих команд.

Все АИПД, разработанные в НИИ ПМЭ МАИ, имеют единую принципиальную схему разрядного канала – электромагнитный ускоритель использованием силы Лоренца с боковой подачей плазмообразующего вещества. В качестве плазмообразующего вещества (рабочего тела) применяется фторопласт-4. Под действием излучения разряда фторопластовые шашки аблируют, а продукты абляции диссоциируют, ионизуются и поступают в разряд. Разрядный ток создает в ускорительном канале магнитное поле, основная компонента которого B направлена вдоль поперечной оси канала. Эта компонента, взаимодействуя с разрядным током J, создаст объемную электромагнитную силу F = J x B, направленную вдоль оси потока. Образующаяся плазма ускоряется электромагнитной силой до скорости 20...30 км/с. Поток плазмы при этом достаточно хорошо сфокусирован (двойной угол разлета составляет ~30 градусов). После окончания разряда оставшаяся часть плазмы истекает с тепловыми скоростями, что также вносит вклад в суммарный импульс двигателя. Структурная схема ЭРДУ на основе АИПД с двумя разрядными каналами представлена на Рисунок А.10.



J – ток разряда; **B** – поперечное собственное магнитное поле; **F** – объемная электромагнитная сила.

Рисунок А.10 - Принципиальная схема АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей плазмообразующего вещества (фторопласт)

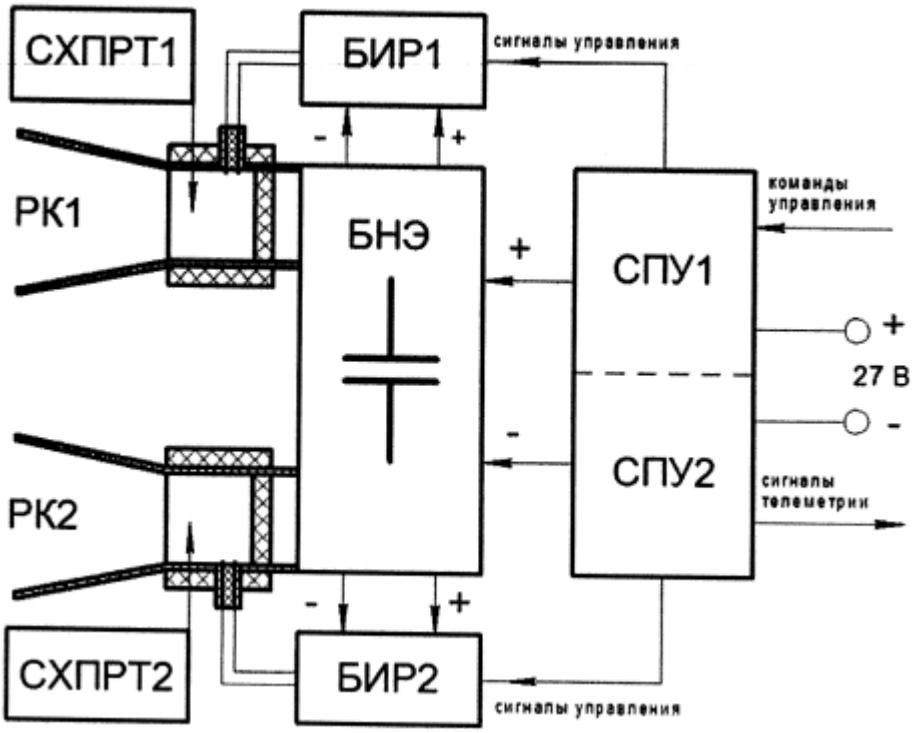


Рисунок А.11 - Структурная схема ЭРДУ на основе ИПД:

РК1, РК2 - разрядные каналы, БНЭ —блок накопления энергии, СХПРТ — система хранения и подачи рабочего тела, БИР - блок инициирования разряда, СПУ - система питания и управления.

Из Рисунок А.11 видно, что АИПД имеет простую конструкцию даже с учётом дублирования. Это имеет очень большое значение с точки зрения интеграции ИПД в конструкцию нано-буксира. Простая моноблочная схема ИПД значительно упрощает эту задачу по сравнению с ИД и СПД. Низкая потребляемая мощность снижает нагрузку на солнечные и аккумуляторные батареи изделия, их размеры и вес. Кроме того, в сочетании с импульсным характером работы этот фактор не приводит к перегреву двигателя в процессе работы и благоприятно влияет на его ресурс.

Высокая масса ИПД по сравнению с газореактивными двигателями, которыми комплектуется нано-буксир на первом этапе, не позволит сохранить описанную выше конструктивно-компоновочную схему. Поэтому при проведении доработки нужно будет заменить каждый из двух блоков газореактивных двигателей на один импульсно-плазменный, расположенный на поворотной платформе. При этом полноценную поворотную платформу с карданным подвесом двигателя и управляющими приводами невозможно будет реализовать в силу малого бюджета проекта и необходимости существенной миниатюризации.

Возможным решением в этой ситуации является дискретно-поворотная платформа (Рисунок А.12), в которой двигатель закреплён на полужёстком трубопроводе для подачи топлива и отклоняется в стороны с помощью электромагнитов.

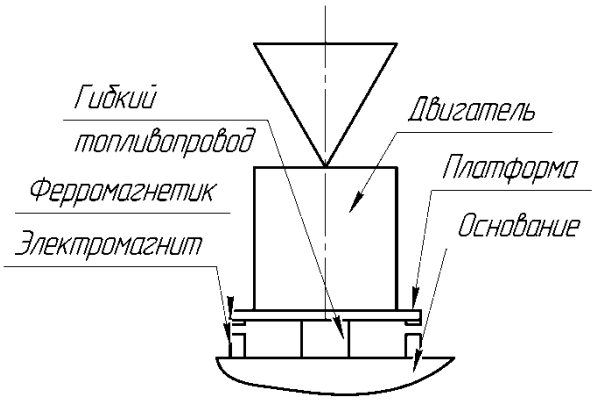


Рисунок А.12 - Дискретно-поворотная платформа для ИПД

Установка на таких платформах двух двигателей позволит скомпенсировать возможные уходы центра масс изделия и создать стабилизирующие усилия по всем шести степеням свободы.

Следует отметить, что существующие отечественные образцы АИПД характеризуются очень большой сухой массой (Таблица А.1). Поэтому перед началом разработки данного типа двигателя необходимо провести дополнительные исследования по её снижению. В частности, в ИПД нано-буксира возможен отказ от полного двухканального резервирования, применяемого в существующих АИПД, поскольку в определенной мере резервирование введено на уровне двигательной установки в целом.

Таблица А.1. Существующие отечественные ДУ на основе АИПД

Модель двигательной установки	АИПД-120	АИПД-45-2	АИПД-100	АИПД-155	АИПД-95
Энергия разряда, Дж	20	55	100	88	155
Потребляемая мощность, Вт	60	75...150	80	70...140	170
Ресурс по запасу рабочего тела, ч	220 ($2\cdot10^6$ импульсов)	3860 ($1,6\cdot10^7$ импульсов)	-	5950 ($1,5\cdot10^7$ импульсов)	3970 ($1,5\cdot10^7$ импульсов)
Удельный импульс тяги, м/с	7160	11000	13500	13200	16000
Средняя тяга, мН	0,9	1,44...2,9	1,5	1,4...2,8	3,5
Суммарный импульс тяги, кН·с	0,7	20	30	30	50
Масса рабочего тела, кг	0,1	1,8	2,5	2,4	3,15
Полная масса ЭРДУ, кг	3,0	10,5	11	14	20
Цена тяги, Вт/мН	67	52	53	52	49
Эффективный удельный импульс тяги, м/с	233	1900		2140	2600

Также следует отметить, что подавляющую долю массы электронных блоков АИПД составляет конденсаторная батарея. Поскольку продолжительность разряда составляет несколько микросекунд, а снижение энергии единичного импульса приводит к науглероживанию фторопластовых

шашек, при фиксированной удельной мощности блока конденсаторов его масса в АИПД не может быть снижена.

В отличие от них, ИПД нано-буксира, работающие на водяном паре, могут иметь более длительный импульс, энергия которого не определяется свойствами рабочего тела. Поэтому их мощность может быть снижена фактически до произвольной величины, с ограничениями, появляющимися только ввиду потерь от масштабного фактора. Это позволяет использовать вместо электролитических конденсаторов сильноточные литий-ионные аккумуляторы и значительно уменьшить массу соответствующего блока.

Пусть в роли буферного аккумулятора выступает батарея типа SONY VTC5A 2600MAH 35A, хотя альтернативой ей могут быть, например, ионисторы (суперконденсаторы), имеющие большую удельную мощность, но меньшую удельную энергоёмкость.

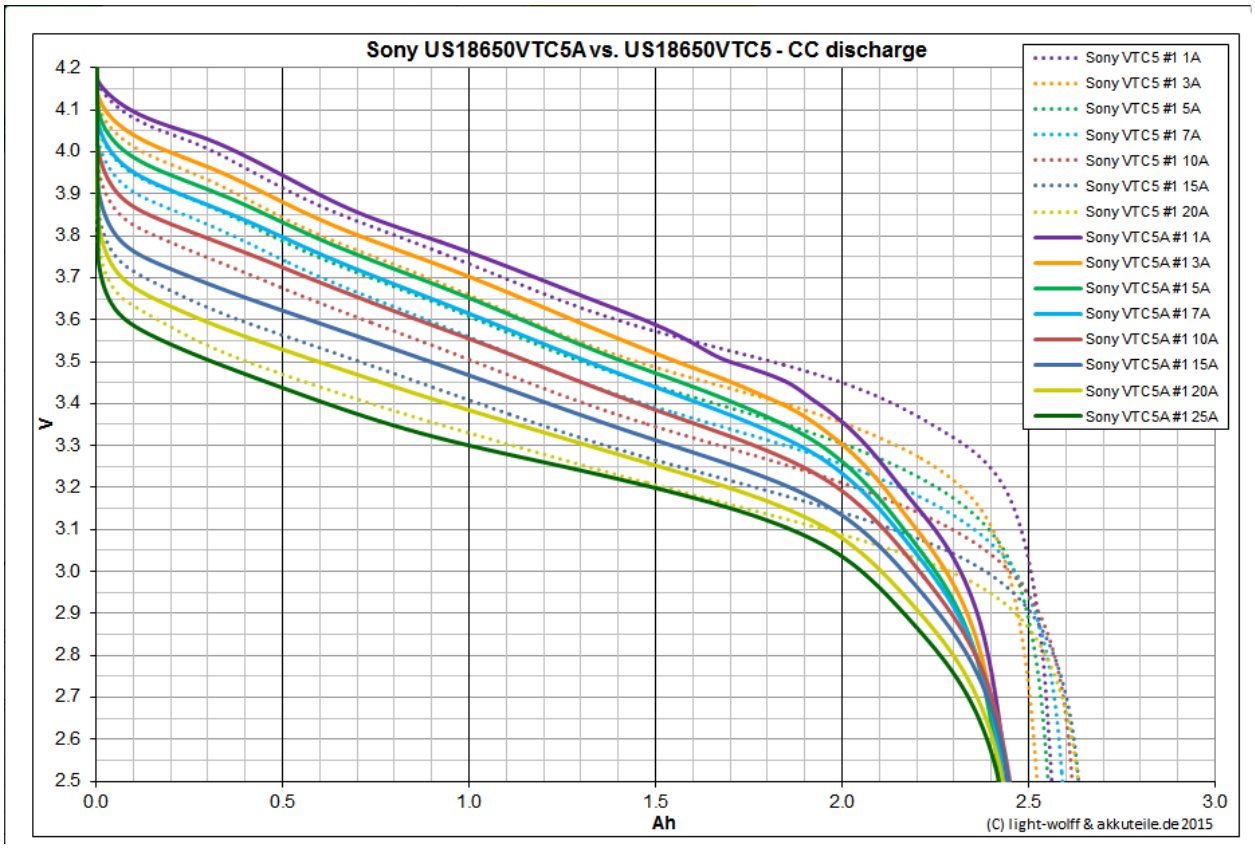


Рисунок А.13 - Сравнительные разрядные характеристики элементов формата 18650

Её характеристики приведены в Таблица А.2

Таблица А.2 Характеристики выбранного базового элемента электропитания.

Обозначение	Емкость, мА*ч	Максимальный ток непрерывного разряда, А	Масса, гр	Габариты, мм
SONY VTC5A 2600MAH 35A	2600	35	50	18*18*65

Выдаваемая ею мощность составляет не менее 122 Вт, а емкость – 32,76 кДж, что позволяет работу двигателя с одного полного заряда в течение 270 секунд.

Потребуем, чтобы удельный импульс составил не менее 10 км/с, и оценим КПД нано-двигателя в 1%, учитывая возможное влияние на него масштабного фактора в отличие от величин 2-5%, присущих АИПД. Тогда необходимый для такого двигателя расход рабочего тела составит $G = \frac{2\eta P}{I_1^2}$=2,44·10^{-8} кг/с, что на четыре порядка (в 8200 раз) меньше, чем у испарительного двигателя. Соответственно, сохраняя гипотезу сплошности среды, можно оценить диаметр отверстия подачи на уровне 1 мкм, что фактически означает использование перед двигателем дросселя из мелкопористого материала, ограниченного сетками.

Диэлектрическая прочность водяного пара при полученных размерах зазоров уже не полностью описывается законом Пашена, но рассчитанная из него величина может быть использована как оценка сверху, которая может снизиться из-за взаимодействия газа со стенками канала. Кривая Пашена для водяного пара приведена на Рисунок А.14. Закон Пашена – частный случай закона подобия газовых разрядов: явления в разряде протекают одинаково, если при увеличении или уменьшении давления газа во столько же раз уменьшить или соответственно увеличить размеры разрядного промежутка, сохраняя его форму геометрически подобной исходной.

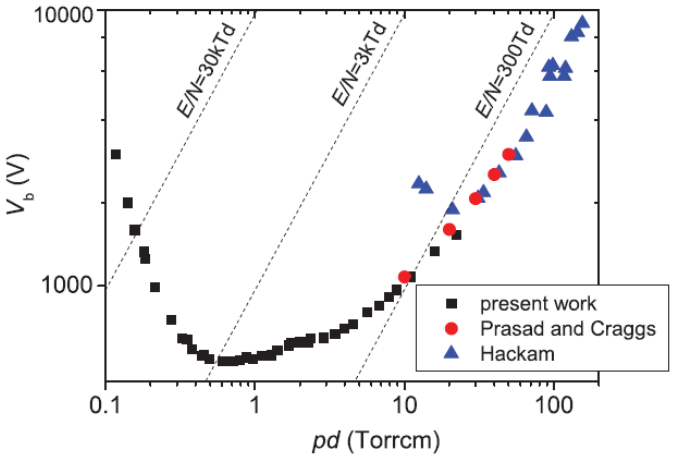


Рисунок А.14 - Диэлектрическая прочность водяного пара

Условия в рассматриваемом ИПД соответствуют левой ветви кривой, причём значение напряжения пробоя для условий отверстия подачи составляет несколько киловольт. Для упрощения электронной аппаратуры двигателя нужно снизить диэлектрическую прочность подаваемого потока. Это может быть сделано, например, установкой термоэмиссионного катода в паре с анодом и организацией тихого разряда в направлении, перпендикулярном направлению действия основного напряжения.

При этом напряжение пробоя значительно снизится за счёт увеличения числа носителей тока в зазоре. Это может позволить использовать для его создания пьезоэлектрические трансформаторы, применяемые для поджига газоразрядных ламп, совместно с задающим мультивибратором. Так, исследованный двухкаскадный модуль пьезотрансформатора с рабочей частотой 70 кГц и выходным напряжением 3 кВ продемонстрировал удельную мощность порядка 1 гр/Вт в т.ч. при работе на низкоомную нагрузку, что позволяет использовать схожее решение в составе ИПД.

Таким образом, на основе указанных решений потенциально может быть создан ИПД с удельным импульсом порядка 1000 сек и массой около 200 грамм. Однако ожидается, что его энергетический КПД будет весьма мал и составит около 1%, что позволит использовать такой двигатель для долговременного поддержания орбиты, но не для совершения

высокоэнергетичных маневров. Создание двигателя в этих целях потребует дополнительных исследований.

А.2. Адаптация к высоким орбитам

Условия полёта нано-буксира на высоких орбитах существенно отличаются от низкоорбитальных. Напряженность околоземного магнитного поля составляет (2…)·10^{-5} Тл, в межпланетном пространстве напряженность поля уменьшается до 10^{-8} Тл, при этом ориентация вектора магнитной индукции становится менее зависящей от положения точки измерения. Если на низких околоземных орбитах магнитное поле Земли можно использовать для определения ориентации и положения в пространстве нано-буксира, за пределами радиационных поясов такой возможности нет. При этом также отсутствует сигнал глобальных навигационных спутниковых систем. Это требует других подходов к навигации буксира.

Основная задача навигации состоит в определении местонахождения буксира и его скорости относительно заданной системы координат в выбранный момент. При наличии этих данных можно рассчитать элементы орбиты и определить его дальнейшее движение и необходимые коррекции.

Существуют многочисленные методы дальней навигации, используемые на практике. Одни методы используют возможности наземного оборудования, другие – являются автономными бортовыми. Чаще всего на практике применяют те, которые основываются на оптическом и радиолокационном слежении за КА.

В первом случае КА прослеживается при помощи наземных оптических инструментов, которые достаточно широко распространены. Так, например, возможности международной обсерватории «Пик Терскол» позволяют определение направления на отслеживаемые космические объекты с погрешностью не более 1 угл.сек. (по результатам обсуждений с её сотрудниками). По данным многократных измерений может быть восстановлена текущая орбита буксира.

Проблема состоит скорее в заметности самого буксира. Так, на расстояниях от Земли, превышающих несколько миллионов километров, нано-аппарат не будет виден даже с помощью самых мощных из современных инструментов. Например, на расстоянии 80 млн. км (окрестности Марса или Венеры) даже шар радиусом 150 м, отражающий 100% падающего на него света, будет наблюдаться как звезда 19-й величины, что соответствует предельным возможностям самого большого телескопа обсерватории «Пик «Терскол» Цейсс-2000. Бортовые излучатели направленного света (лазеры) могут лишь незначительно улучшить ситуацию ввиду малой располагаемой мощности и массогабаритов для установки аппаратуры.

Второй метод — радиолокационное прослеживание — может задействоваться только с применением уникальной аппаратуры станций дальнего космического слежения. Данные, полученные этими методами, представляют собой высокоточные значения дальности, скорости изменения дальности и (в случае больших радиолокационных антенн) направлений. Хотя известен опыт прослеживания движения космических кораблей, снабженных импульсными повторителями, за пределами орбиты Сатурна, потребность в задействования этих станций превратит проект из малобюджетного частного в общегосударственный.

Таким образом, на большом расстоянии от Земли буксир будет вынужден перейти на автономную навигацию. Наиболее простым и надёжным является метод, связанный с обнаружением планет звёздным датчиком как отсутствующих в звёздных каталогах объектов и последующей триангуляцией по этим данным при известных эфемеридах собственного положения. Это потребует установки на борту звёздного датчика.

Возможно, например, применение звёздного датчика АЗДК-1 (Рисунок А.15), который предназначен для автономного определения углового положения КА в инерциальном пространстве по изображениям произвольных участков небесной сферы в реальном масштабе времени. Производится

компанией «Азмерит», которая входит в состав РКС. Характеристики приведены в Таблица А.3.

Рисунок А.15 - Звездный датчик АЗДК-1

Таблица А.3 - Технические характеристики датчика АЗДК-1

Входной зрачок	18,6 мм
Угловая ширина поля зрения	22°
Формат КМОП, размеры пикселя	1280×1024пкс, 5,3 мкм × 5,3 мкм (53"×53")
Габариты, масса (с блендой)	56×60×93 мм, 193 г
Энергопотребление без холодильника Пельтье	0,5 Вт
Звездный каталог	2 400 звезд до 5,5m
Погрешности σ_x, σ_y, σ_z	5"/30" (ω<3.5°/с)
Частота обновления кадра	5 Гц
Рабочее напряжение	5 В
Стоимость	2 100 000 руб. (при закупке партией от 10 ед.)

Однако его использование приведёт к пятикратно меньшей точности определения угловых положений, чем при слежении за буксиром с Земли. Это, в свою очередь, понизит точность навигации на больших расстояниях, так что для нано-буксира будет целесообразна комбинированная навигация: на малых

расстояниях с помощью наземных оптических телескопов, на больших – автономная с помощью доработанного звёздного датчика.

Другой существенной проблемой является изменение радиационного фона.

Таблица А.4 - Типовые значения мощностей радиационных доз в радиационных поясах и межпланетном пространстве

Условия полета		Доза излучения, Гр
Полет вне поясов радиации:	спокойное Солнце	10^{-4} в сутки
	солнечная вспышка	30 в сутки
Полет в радиационных поясах:	при $n_g = 1$	10^{-2} за 2—3 суток
	при $n_g = 10^{-4}$	50 за 100 суток

В отличие от низких орбит, дозовая нагрузка за пределами радиационных поясов распределяется крайне неравномерно во времени: практически полное отсутствие радиации во время спокойного Солнца (несколько рад в год, что сравнимо с земным фоном) в любой момент может смениться величинами до 3 крад во время воздействия солнечных вспышек. Учитывая, что предельная поглощённая доза для большинства микросхем промышленного назначения не превосходит 5 крад, попадание всего в одну вспышку может вывести из строя построенный на такой элементной базе нано-аппарат.

Поскольку такие меры, как применение элементной базы, изготовленной по радиационно-стойкой технологии, или дополнительное экранирование массовой защитой, не могут быть применены, исходя из концепции миссии, возможным решением проблемы является обесточивание большей части электронных компонентов на время вспышки и их упреждающий термический отжиг после накопления дозы, близкой к предельной. При этом по радиационно-стойкой технологии необходимо выполнить только микросхему управления питанием, отключающую питание аппарата по получению команды и восстанавливающую его по таймеру, а также имеющую функционал экстренного обесточивания потребителей при резком возрастании

энергопотребления, что позволит избежать ущерба от тиристорного эффекта при воздействии одиночных тяжёлых заряженных частиц.

В микросхемах под воздействием радиации в каждый момент времени происходит накопление заряда и его релаксация. На величину дозы существенно влияет локальное электрическое поле в структуре схемы, задерживающее процесс релаксации. Поэтому накопленная схемой одного и того же типа доза может существенно (в несколько раз) отличаться в зависимости от режима работы (величина тактовой частоты, режим записи или считывания, параметры входного сигнала и т.п.). В выключенном состоянии накопление заряда происходит медленнее, так как электрическое поле отсутствует и не препятствует релаксации заряда. В связи с этим доза в выключенном состоянии оказывается в несколько раз выше, чем во включённом.

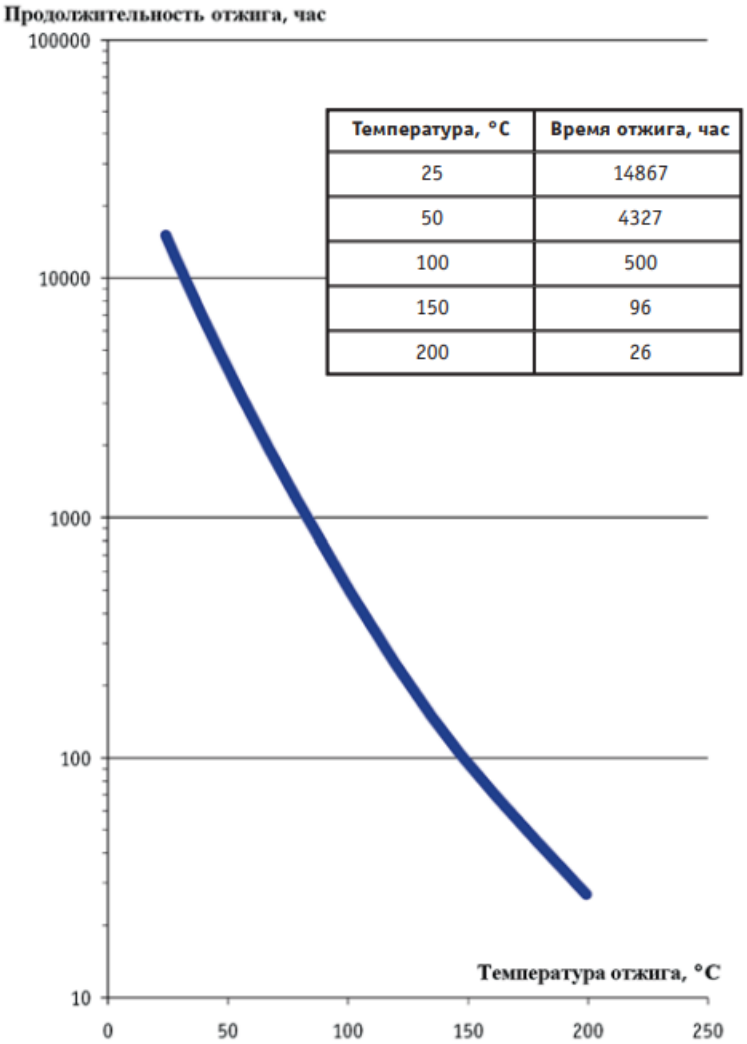
Таблица А.5 - Результаты радиационных испытаний

N*	Наименование ИМС или устройства	Предельная накопленная доза (крад)			Дата и место испытаний
		включено	Переключение	Выключено	
1	564J1H2	50	110	>300.0	июнь-декабрь 1997 г., НПП «ОПТЭКС».
2	Некорпусированная флэш-память. 256 кбайт	30		240	январь-февраль 2001 г, НПП «ОПТЭКС».
3	Am 28F020, флэш-память, 256 кбайт	15...16,5	24	80...83	апрель-декабрь 2000 г, МИФИ
4	AT 29C256. флэш-память. 256 кбайт	20...22			
5	TC55257 DPI-85L ОЗУ, 32 кбайт	16			
6	MAX1480 AEP1, приемник-передатчик RS-485	27...35,0			
7	MAX480, приемник-передатчик RS-485	33,5	42	78	
8	Модуль MicroPC 6024, Octagon Systems	7...9.5			январь-октябрь 1996 г, октябрь 2000 г., РНЦ «Курчатовский институт»
9	Модуль MicroPC 5025, Octagon Systems	9,5		65	
10	Модуль MicroPC 6024, Octagon Systems	10,1			январь-апрель 2000 г. РНЦ «Курчатовский институт»

При периодическом чередовании включённого и выключенного состояний избыток заряда, накопленный во включённом состоянии, рассасывается в выключенном состоянии. При времени, достаточном для релаксации избыточного заряда, ПНД стремится к значению, соответствующему выключенному состоянию. Длительность включённого состояния выбирается так, чтобы накопленный заряд был в несколько раз меньше, чем при ПНД включённого состояния.

При этом радиационный отказ для ИМС может быть обратимым, если он не вызвал дефектов структуры микросхемы или вторичных неисправностей. Накопленный под воздействием ИИ заряд с течением времени рассасывается

(релаксирует). При повышенной температуре рассасывание накопленного заряда происходит с большей скоростью. На Рисунок А.16 приведена зависимость времени восстановления работоспособности ИМС после полного радиационного отказа от окружающей температуры.



Температура, °C	Время отжига, час
25	14867
50	4327
100	500
150	96
200	26

Рисунок А.16 - Время восстановления КМОП ИМС после радиационного отказа при различной температуре отжига

Полностью восстанавливают работоспособность далеко не все ИМС. В дефектных ИМС заряд остаётся в местах аномалий структуры. На этом основан метод радиационно-термической обработки (РТО), проводимой с целью отбора ИМС с гарантированной радиационной стойкостью и повышенной надёжностью. Перед использованием ИМС подвергаются радиационному облучению до требуемого уровня, отказавшие ИМС отбраковываются, а

оставшиеся выдерживаются при температуре 100-125°С в течение 100500 часов и ещё раз отбраковываются. Накопленный заряд в радиационностойких ИМС полностью рассасывается, и после термотренировки и перепроверки они могут устанавливаться в аппаратуру.

Такой отбор тем более важен, поскольку давно известно, что удовлетворяющие требованиям военных стандартов изделия не всегда работают более надёжно. Например, в радиационных испытаниях партии КМОП ИС типа CD4049A, результаты которых представлены в Таблица А.6, в выборку из 20 шт. попало одно дефектное изделие, отказавшее при дозе ИИ на порядок ниже предельного значения 1,0 Мрад.

Таблица А.6 - Распределение радиационных отказов КМОП ИС типа CD4049A

Поглощенная доза, Мрад	0,1	0,5	1,0	2,0	3,0
Общее число отказавших изделий	1	1	1	6	11
Оценка вероятности отказа	0,05	0,05	0,05	0,3	0,55

Для коммерческих изделий попадание дефектных изделий более вероятно, чем для изделий, изготовленных по специальной “радиационно-стойкой” технологии. Так что проблему в любом случае придётся решать с помощью отбраковки дефектных изделий.

При наличии на борту аппарата резервных комплектов электронных приборов они могут находиться в выключенном состоянии («холодный» резерв), подключаясь только при перезагрузке. Также большая часть аппаратуры буксира используется в сеансовом режиме и большую часть времени может находиться в выключенном состоянии. Для равномерного и более глубокого рассасывания накопленной дозы радиации между сеансами нужно чередовать включение основного и резервного комплекта и по возможности повышать температуру, при которой находится выключенный комплект. Для вышеупомянутого контроллера питания и таймера, работающих

в дежурном режиме, проще обеспечить потребную толщину защитного экрана и использование радиационно-стойкой элементной базы. Насколько известно, подобные микросхемы производятся в России.

Наконец, третьей существенной проблемой является обеспечение связи с нано-аппаратом на большом расстоянии от Земли. Ресурсы наноКА в таких задачах тесно связаны и жёстко лимитированы. Увеличение выходной мощности передатчика приведёт к увеличению размера солнечных батарей, бортовую антенну же большого размера трудно разместить на аппарате. Использование же антенны большего размера на Земле приводит к быстрому росту расходов.

За рубежом складные патч-панели и разворачивающиеся параболические отражатели доступны для разных частотных диапазонов, включая S-диапазон (2 ГГц), X-диапазон (8 ГГц) и несколько разработок для диапазона Ka (26 ГГц). О разработках подобного типа в России ничего не известно. Чем выше частота, тем большее усиление достигается в ограниченных габаритах, поэтому небольшим КА в межпланетных миссиях выгодны более высокие частоты.

Существует много транспондеров S-диапазона и X-диапазона, которые предназначены для небольших спутников на низкой околоземной орбите, но они рассчитаны на высокие скорости передачи данных при подавленной модуляции несущей. Это не особенно подходит для дальнего космоса, где обмен данными производится с гораздо более низкими скоростями и может потребоваться дополнительная обработка радиосигнала. Сейчас существуют считанные единицы радиомодулей, напрямую поддерживающих остаточную модуляцию несущей и навигационные услуги, используемые в дальнем космосе, например, JPL IRIS, основанная на технологии программно-определяемой радиосвязи (SDR), и разработка JAXA для миссии EXOOOM - уменьшенная версия модуля PROXYON, испытанного в миссии Hayabusa.

Рассмотрим примеры организации радиосвязи в известных межпланетных миссиях малых КА.

Beyond Atlas - это программа создания КА весом около 25 кг для полета к околоземному астероиду 2016HO3. Для него выбрана система связи X-диапазона как для восходящей, так и для нисходящей линии связи. Наземная сеть будет представлять собой комбинацию 13-метровых антенн SSC для телеметрии и телеуправления и привлечение более крупных антенн для обслуживания потока данных с ПН при определенных событиях.

M-ARGO - это проект ЕКА («Удаленный геофизический наблюдатель на миниатюрных астероидах»), основанный на концепции автономного CubeSat. Для связи планируется использовать X-диапазон с транспондером для дальнего космоса. В телеметрическом канале используются патч-антенны с низким коэффициентом усиления, а развертываемая рефлекторная антенная решетка обеспечивает высокое усиление для целевого канала.

В наземный сегмент привлекается сеть наземных станций ЕКА ESTRACK с 15-метровыми и 35-метровыми антеннами, дополненными радиотелескопом диаметром 64 метра. При использовании 35-метровой станции ESTRACK и бортового радиопередатчика мощностью 15 Вт скорость нисходящего канала составляет 7 кбит/с на расстоянии 1 а.е., при использовании 15-метровых антенн ESTRACK скорость передачи данных немного превысит 1 кбит / с.

Демонстрационный кубсат Mars Cube One (MarCO) имеет связь X-диапазона для телеметрии и управления и трансивер дециметрового диапазона для межспутниковой связи на Марсе. Плоская антенна X-диапазона с высоким коэффициентом усиления передаёт сигнал на станции NASA Deep Space Network на Земле.

Таким образом, практически все нано-миссии в дальний космос используют очень большие антенны, являющиеся частью наземных сетей национальных агентств. Эти системы обладают исключительной производительностью, обслуживая полёты вплоть до границ Солнечной системы. Самые большие антенны в мире имеют диаметр около 70 м, несколько – 34 м. Это отличный инструмент для связи в дальнем космосе, но он имеет существенные эксплуатационные расходы и доступ к нему сложен.

Альтернативой им является в первую очередь сеть коммерческих станций SSC, принадлежащих Swedish Space Corporation. Их сеть наземных станций, которая сегодня в основном используется для околоземных спутников, может использоваться для работы с межпланетными аппаратами либо как автономная сеть, либо в сочетании с более крупными антеннами.

В сети SSC сегодня используются антенны разных размеров с несколькими антеннами 13-метрового класса. Она обеспечивает глобальное покрытие в S-диапазоне и частично нисходящую связь в X-диапазоне. Станции в Гавайях и Австралии уже предоставляют восходящий канал X-диапазона, возможна его установка и на других станциях.

Рисунок А.17 - Сеть станций SSN

Эти станции продемонстрировали успешную работу в следующих высокоорбитальных миссиях:

- Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). Телеметрия и управление на орбите Луны в S-диапазоне;

- Deep Space Climate Observatory (DSCOVR), точка L1 Солнце-Земля на расстоянии 1.5 млн.км. от Земли. Телеметрия, управление и навигация в S-диапазоне;

- THEMIS B/C - ARTEMIS P1/P2. Резервный канал S-диапазона;

- THEMIS A/D/E, высота апогея - 13 радиусов Земли;

- MMS, высота апогея - 25 радиусов Земли;

- CLUSTER II, высота апогея - 20 радиусов Земли;

- XMM, высота апогея - 17 радиусов Земли;

- IBEX, высота апогея - 50 радиусов Земли.

При использовании бортового передатчика типа JPL IRIS со следующими характеристиками:

- выходная мощность радиоканала 4 Вт;

- антенна 24 дБи X-диапазона с использованием развертываемой панели;

- турбо-кодирование с соотношением несущая/шум 1,5;

- модуляция остаточной несущей с индексом модуляции нисходящей линии связи 1,4 рад

- общий запас канала связи 3 дБ

канал связи будет иметь характеристики, приведённые на Рисунок А.18.

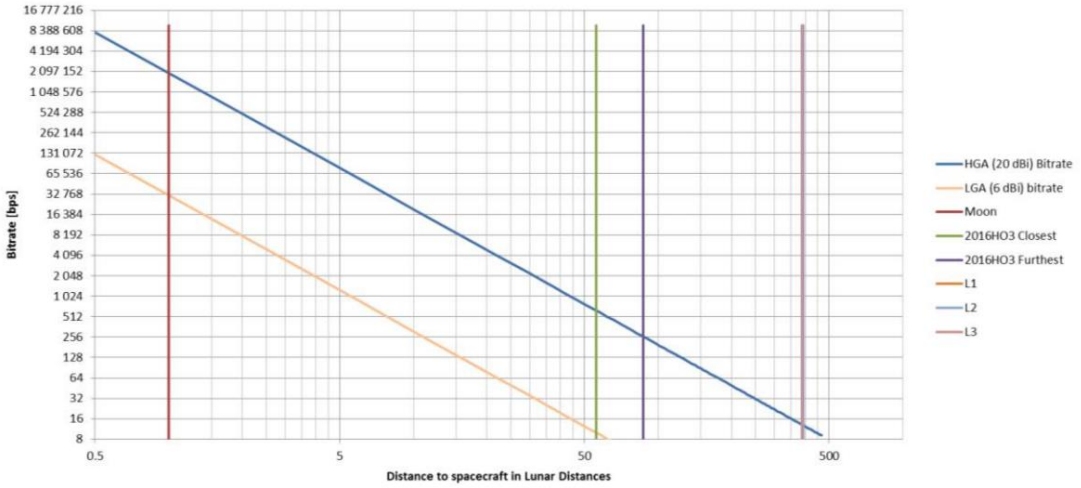


Рисунок А.18 - Пропускная способность канала связи при использовании станций SSN

Из рисунка видно, что при предполагаемой конфигурации скорость передачи данных с Луны может достигать около двух мегабит. В предполагаемой конфигурации связь с L1 практически возможна, но для

повышения битрейта нужен более мощный передатчик или антенна с более высоким усилением. Также возможна связь с околоземными астероидами, например, 2016НО3, в том числе через антенну сравнительно низкого усиления.

Полученные битрейты низкие и серьезно ограничивают работу аппарата и особенно его полезной нагрузки. Поэтому целесообразно рассмотреть возможность использования оптического канала связи, в т.ч. между двумя КА, один из которых низкоорбитальный и ретранслирует данные на Землю по широкому радиоканалу.