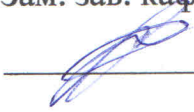


Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовых и технических ракетных комплексов
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

 В. В. Соловьев


« 14 » июля 2020 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Расчет механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U

Исполнитель

студент группы 617-об

 10.07.2020
(подпись, дата)

А. Е. Воронков

Руководитель


канд. физ.-мат. наук, доцент

 10.07.2020
(подпись, дата)

Д. В. Фомин

Нормоконтроль

ассистент кафедры СИТРК

 10.07.2020
(подпись, дата)

М. А. Аревков


Благовещенск 2020

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовых и технических ракетных комплексов

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой


_____ В. В. Соловьев
подпись И.О.Фамилия

«20»  2020г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Воронкова Александра Евгеньевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Расчет механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U

(утверждена приказом от 14.04.2020 №711-уч)

2. Срок сдачи студентом законченной работы 14.07.2020 г.

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: документация на механизм вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U, справочная литература по теоретической механике, баллистике и физике космоса.

4. Содержание выпускной квалификационной работы (перечень подлежащих разработке вопросов): исследование различных способов сбора и утилизации космического мусора, специальная часть, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: цели и задачи ВКР, анализ методов очистки космического пространства от космического мусора, расчет срока «жизни» космического мусора на орбите высотой 550 км, компоненты механизма вывода тралов наноспутника, разработка блока управления соленоидами наноспутника формата CubeSat 3U, пружина для механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U, заключение.

6. Дата выдачи задания 20.04.2020 г.

Руководитель выпускной квалификационной работы: Фомин Дмитрий Владимирович, доцент, директор НОЦ, канд. физ.-мат. наук

Задание принял к исполнению (дата) 20.04.2020


_____ (подпись студента)

РЕФЕРАТ

Настоящая бакалаврская работа содержит 68 с., 28 рисунков, 9 таблиц, 20 источников.

НАНОСПУТНИК ФОРМАТА CUBESAT 3U, БЛОК УПРАВЛЕНИЯ СОЛЕНОИДАМИ, КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР, ТРАЛ ДЛЯ ЛОВЛИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА, СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУС, ПРУЖИНА СЖАТИЯ, ВЫСОКОМОЛЕКУЛЯРНЫЙ ПОЛИЭТИЛЕН, ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ-ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА

Со времен вывода космического аппарата ПС-1 прошло уже 63 года, за это время в космос было запущено несколько тысяч космических аппаратов, большинство из которых бороздят космические просторы в неактивном состоянии, что классифицирует их, как космический мусор. Наличие космического мусора на рабочих орбитах представляет серьезную опасность, как для действующих космических аппаратов, так и для человечества в целом.

Для частичного решения данной проблемы был разработан механизм вывода тралов наноспутника формата CubeSat, задачей которого является очистка низких околоземных орбит от небольших фрагментов космического мусора.

Цель работы – расчет основных характеристик механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U. Разработка электрической принципиальной схемы блока управления соленоидами данного космического аппарата.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	6
1 ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБОВ СБОРА И УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА.....	9
1.1. Увод с рабочей орбиты при помощи двигательной установки, космического аппарата.	9
1.2 Внешнее дистанционное энергетическое воздействие.	10
1.3 Захват и буксировка космического мусора другим космическим аппаратом.	12
1.4 Переработка или вторичное использование фрагментов космического мусора.....	15
1.5 Аэродинамический метод уборки космического мусора	17
1.6 Использование солнечного паруса для уборки космического мусора.....	19
1.7 Анализ плотности распределения космического мусора в зависимости от высоты орбиты	20
2 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ.....	23
2.1 Расчет времени существования космического мусора на заданной орбите	23
2.2 Баллистическая схема полета космического «мусоросборщика»	26
2.3 Разработка электрической принципиальной схемы блока управления соленоидами для вывода тралов.....	30
2.4 Расчет и проектирование пружины механизма вывода тралов.....	34
2.5 Расчет основных механических параметров соленоида	43
2.6 Технологическая карта испытаний механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U	45
2.6.1 Механические испытания	47
2.6.2 Электрические испытания	48
2.6.3 Комплексные испытания.....	50
3 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ	53
3.1 Основные понятия электробезопасности	53
3.2 Воздействие электрического тока на организм человека	54
3.3 Технические меры и средства защиты , обеспечивающие безопасность при работе с электроустановками.	57

4 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ.....	60
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	65
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	66

ВВЕДЕНИЕ

В связи с непрерывным развитием человечества происходит увеличение антропогенного воздействия на окружающую среду. Исследование космического пространства не является исключением, ведь чем тщательнее мы изучаем космос, тем больше космического мусора оставляем после себя.

Под космическим мусором понимают все искусственные объекты в космосе, которые уже не функционируют, а именно, отработавшие ступени ракет, выведенные из строя или истратившие свой ресурс космические аппараты, а также частицы, которые являются следствием столкновений или взрывов.

Из-за огромных скоростей в околоземном пространстве космический мусор представляет реальную угрозу космическим аппаратам. Например, в 2016 году с иллюминатором модуля «Купол» международной космической станции столкнулся кусок мусора размером порядка пары микронов. Из-за огромной скорости движения международной космической станции на стекле иллюминатора образовалась сантиметровая выбоина. И хотя столкновения с такими маленькими фрагментами не несут никакой угрозы для МКС, нужно не забывать, что фрагменты диаметром до 1 см уже могут вызвать критические повреждения, а любой фрагмент диаметром более 10 см может полностью уничтожить космическую станцию и любой другой космический аппарат.

О космическом мусоре начали задумываться еще в середине XX века, во времена запуска первого искусственного спутника Земли. Но официально эту проблему поднял генеральный секретарь ООН в своем докладе «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 года. В своем докладе он особое внимание уделил масштабу проблемы: «Нельзя говорить, что засоряется околоземное пространство какой-то отдельной страны, засоряется космическое пространство всей планеты, что отрицательно влияет на все государства в равной степени».

Потребность уменьшения космического мусора в околоземном пространстве не вызывает никаких сомнений, если проанализировать вероятные исходы

исследования космического пространства в будущем. Существует большое количество теорий, согласно которым в ближайшее время произойдет колоссальное увеличение числа фрагментов космического мусора в соответствии с синдромом Кesslera.

Сущность данного синдрома заключается в образовании большого числа мелких фрагментов космического мусора после столкновения между собой более крупных. В результате возникает «цепная реакция» и количество космического мусора геометрически возрастает. При условии большого количества столкновений низкие околоземные орбиты в скором времени будут неприменимыми для запусков на них космических аппаратов.

Исходя из данных на февраль 2020 года, предоставленных Европейским центром управления космическими полётами вокруг Земли сейчас возвращается:

- около 34 000 объектов размером больше 10 сантиметров,
- около 900 000 объектов размером от 1 до 10 сантиметров,
- около 128 000 000 объектов размером от 1 миллиметра до 1 сантиметра.

На данный момент масса космического мусора в околоземном пространстве оценивается в 8800 тонн. [1]

На сегодняшний день для выведения космических аппаратов на орбиту необходимо выполнить ряд требований, выдвигаемых мировыми космическими агентствами. К ним с недавнего времени относятся требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. Все это делается с целью предотвращения дальнейшего замусоривания околоземного пространства. [2]

К сожалению, от тех фрагментов, которые летают вокруг нашей планеты невозможно избавиться без внешнего вмешательства. Поэтому стоит необходимость разработки космических аппаратов, которые позволили бы очистить околоземное пространство за относительно небольшой промежуток времени.

Соответственно, целью данной работы является расчет механических характеристик устройства вывода тралов космического аппарата, предназначенного для сбора и утилизации мусора на орбите Земли.

Для достижения поставленной цели необходимо выполнить следующие задачи:

- 1) Исследовать различные способы сбора и утилизации космического мусора, вращающегося вокруг Земли;
- 2) Провести анализ орбит с наибольшим скоплением космического мусора и рассчитать траекторию движения космического аппарата на этой орбите;
- 3) Осуществить расчет механических характеристик космического аппарата.

1 ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБОВ СБОРА И УТИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

В связи с тем, что проблема загрязненности околоземного космического пространства была поднята еще в 90-х годах прошлого века, инженерами и учеными были предложены различные способы очистки ближнего космоса.

На сегодняшний день все методы ликвидации космического мусора делятся на две группы:

- 1) **активные методы очистки околоземного пространства;**
- 2) **пассивные методы очистки околоземного пространства.**

К первой группе методов относятся те, что требуют затрат энергии уводимого фрагмента космического мусора на реализацию маневра увода.

1.1. Увод с рабочей орбиты при помощи двигательной установки, космического аппарата

Увод космического аппарата производится за счет использования, установленной на космическом аппарате двигательной установки.

Для того, чтобы увести космический аппарат с низкой околоземной орбиты необходимо, чтобы характеристическая скорость космического аппарата была равна 337 м/с, для геостационарной орбиты достаточно иметь 23 м/с. [2]

Следует отметить, что на данный момент увод космических аппаратов с орбиты по окончании срока их работы производится только на геостационарных орбитах.

Явными недостатками данного способа являются:

а) высокая стоимость космического аппарата, обусловленная наличием двигательной установки;

б) необходимость исправности бортовой системы и двигательной установки после окончания срока службы космического аппарата.

1.2 Внешнее дистанционное энергетическое воздействие

Для уничтожения космического мусора или его увода с рабочей орбиты используют энергетическое влияние путем инъекции струи ионов либо же при помощи лазеров высокой мощности.

Технология очистки космоса лазерными установками с поверхности Земли под названием «Лазерная метла» (Laser broom) была предложена еще в 1996 году учеными лаборатории прикладной физики Университета Джона Хопкинса (США). [3]

В 1996 году метод очистки околоземного космического пространства лазерными наземными установками был предложен учеными из лаборатории прикладной физики университета Джона Хопкинса под названием «Лазерная метла».



Рисунок 1 – Принцип работы «Лазерной метлы»

Сущность «Лазерной метлы» состоит в замедлении фрагмента космического мусора, размером менее 10 см, на незначительную величину – примерно 1 мм/с. Происходит это в тот момент, когда импульсный (лазер должен работать в импульсном режиме, с тем чтобы избежать самоэкранирования фрагмента космического мусора плазмой, образующейся в результате абляции) лазерный луч попадает на фрагмент космического мусора, на котором тонкий слой материала,

за счет воздействия лазером, начинается аблироваться, испаряться и в итоге превращаться в плазму. Плазменная струя создает импульс отдачи, который замедляет фрагмент космического мусора (рисунок 1). Из-за замедления космический мусор переходит на более низкие орбиты и сгорает в атмосфере нашей планеты. Если испускать лазерные импульсы 100 раз в секунду, то космический мусор снизится на 200 метров за сутки. Таким образом, мегаваттным импульсным HF-лазером можно за несколько лет очистить околоземное космическое пространство (до 800 км).

Чтобы очистить геостационарную орбиту от космического мусора предлагается несложный и бюджетный способ: дистанционное воздействие на космический мусор направленным пучком высокоскоростных ионов для, увода космического мусора с орбиты. Метод очистки космического пространства пучком высокоскоростных ионов был предложен коллаборацией европейских и украинских ученых и получил название «LEOSWEEP». [4]

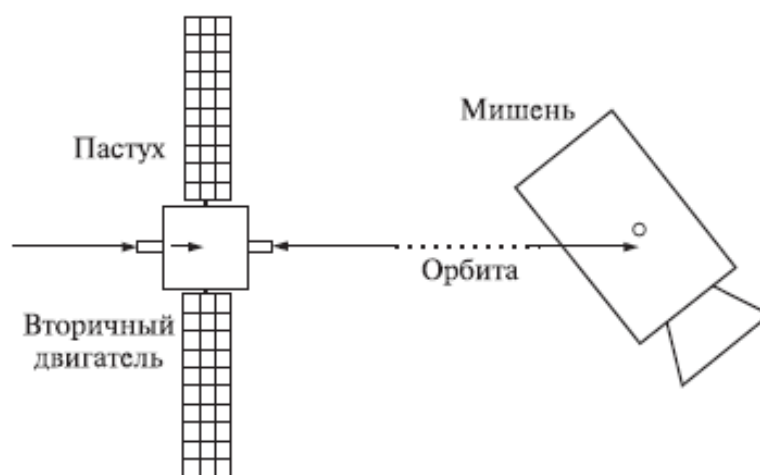


Рисунок 2 – Принцип работы «LEOSWEEP»

Основной принцип системы увода, положенный в основу проекта «LEOSWEEP», заключается в выводе на орбиту сервисного космического аппарата – «спутника-пастух», который располагается на расстоянии 10-20 метров от фрагмента космического мусора. Поток ионов ионного двигателя «спутника-пастух» направляется на объект космического мусора (рисунок 2). Скорость ионов

порядка 30 км/с. Небольшое расхождение ионного луча ($<15^\circ$), достижимое при использовании современных электроракетных двигателей, является ключевым моментом, позволяющим бесконтактное маневрирование «спутника-пастух» на безопасном расстоянии от мишени. Достигшие поверхности мишени ионы внедряются в ее материал и полностью передают свой импульс, так же, как и отраженные ионы. Из-за передачи импульса от высокоскоростных ионов, космический мусор меняет свою орбиту. Таким образом «спутник-пастух» может сопровождать космический мусор вплоть до орбиты захоронения. Для компенсации силы реакции на «спутнике-пастух» предполагается дополнительная двигательная установка.

К недостаткам таких способов можно отнести:

- а) очень высокую стоимость проекта, в связи с огромной мощностью лазерной установки;
- б) сложное программное обеспечение для попадания в фрагменты космического мусора с таких расстояний.

1.3 Захват и буксировка космического мусора другим космическим аппаратом

Из-за того, что большинство объектов космического мусора не могут самостоятельно изменить свою орбиту, они засоряют годами рабочие орбиты космических аппаратов и станций. Особенно важным объектом в околоземном пространстве является международная космическая станция. На данный момент ей приходится достаточно часто корректировать свою орбиту для того, чтобы избежать столкновения с частицами космического мусора. Одним из возможных способов решения данной проблемы является очистка околоземного пространства при помощи специальных космических аппаратов – «сборщиков» космического мусора.

Все «сборщики» космического мусора можно разделить на две группы:

- а) одноразовые «мусоросборщики» – это космические аппараты, задачей которых является захват космического мусора и вхождение в верхние слои атмосферы;

Хорошим примером одноразового космического «мусоросборщика», является патент Амурского государственного университета [5]. Данный проект относится к малым космическим аппаратам на платформе CubeSat. Работает устройство следующим образом (рисунок 4). Сначала рассчитываются баллистические характеристики космического мусора, который необходимо ликвидировать. Затем «мусоросборщик», оснащенный разного рода полезной нагрузкой, отправляют на такую орбиту, чтобы по окончании требуемой миссии (в зависимости от полезной нагрузки) «мусоросборщик» достиг фрагмента космического мусора и смог беспрепятственно захватить его тралами. После космический аппарат вместе с космическим мусором спускается в верхние слои атмосферы (за счет увеличения миделевого сечения системы «мусоросборщик»-космический мусор) и сгорает.

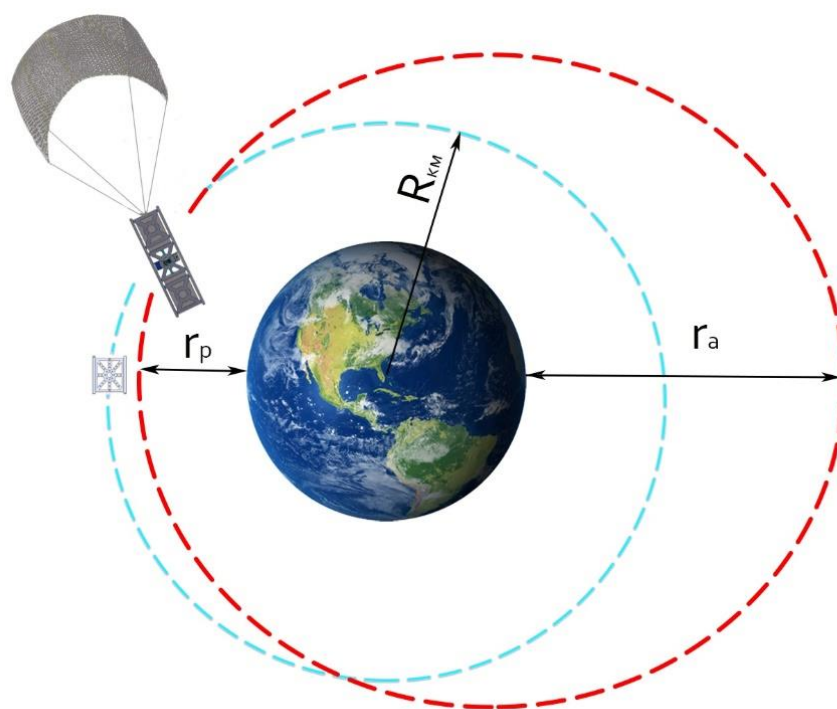


Рисунок 4 – Принцип работы «космического уборщика»

б) многоразовые «мусоросборщики» – это космические аппараты, задачей которых является захват космического мусора и доставка его в верхние слои атмосферы.

Наибольший внимания заслуживает проект удаления с орбиты больших фрагментов космического мусора «SASTROBOT». [6]

Идея состоит в очистке околоземного пространства специализированным полуавтоматическим космическим аппаратом, оснащенным двумя манипуляторами и двадцатью ракетными блоками, предназначенными для увода космического мусора в атмосферу Земли (рисунок 5).



Рисунок 5 – Космический аппарат «SASTROBOT» для уборки «мертвых» спутников

Данный проект работает следующим образом (рисунок 6). Полуавтоматический роботизированный космический аппарат, получает сигнал от наземного пункта управления о координатах «мертвого» спутника и сближается с ним. Затем он захватывает его при помощи манипулятора захвата и приваривает к нему ракетный блок торможения и увода. После этого «SASTROBOT» отпускает «мертвый спутник», с приваренным ракетным блоком и отправляется на орбиту ожидания и поиска других «мертвых спутников», а отпущенный «мертвый

спутник», с приваренным ракетным блоком летит в верхние слои атмосферы Земли и сгорает.

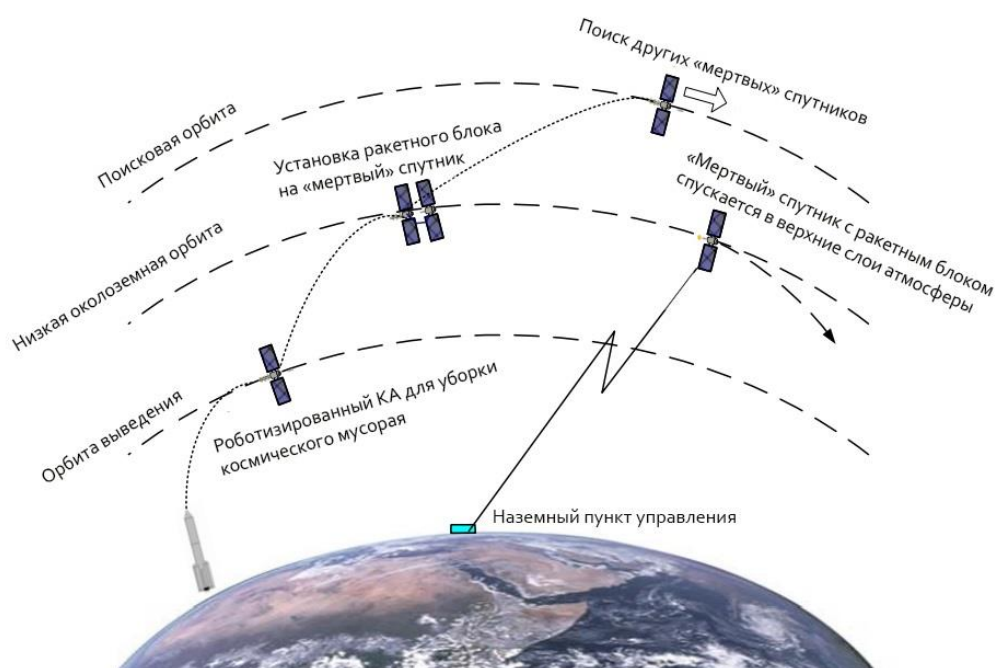


Рисунок 6 – Принцип работы космического аппарата «SASTROBOT»

Теоретически данный космический аппарат может ликвидировать до 18 неактивных спутников. После этого он может быть использован повторно.

К недостаткам данного метода можно отнести:

- а) очень точный баллистический расчет;
- б) невозможность работы на высоких орбитах (в случае с разработкой Амурского государственного университета).

1.4 Переработка или вторичное использование фрагментов космического мусора

Данный метод заключается в сборе рабочих элементов с неактивных спутников.

Так, агентство по перспективным оборонным научно-исследовательским разработкам США предложило проект «Phoenix», который направлен на разработку технологий повторного использования составных частей космических аппаратов. [7]

Работу данного проекта можно описать следующим образом (рисунок 7). В космос запускается сервисный космический аппарат с манипуляторами, на борту которого находятся PODS (контейнеры для вывода малых спутников) с малыми космическими аппаратами. Когда сервисный космический аппарат приближается к нужному «мертвому» спутнику, он с помощью манипулятора отсоединяет необходимую часть от этого спутника (например, антенну) и устанавливает на эту антенну PODS. PODS прикрепляется к антенне для того, чтобы в необходимое время доставить ее к новому спутнику для монтажа.

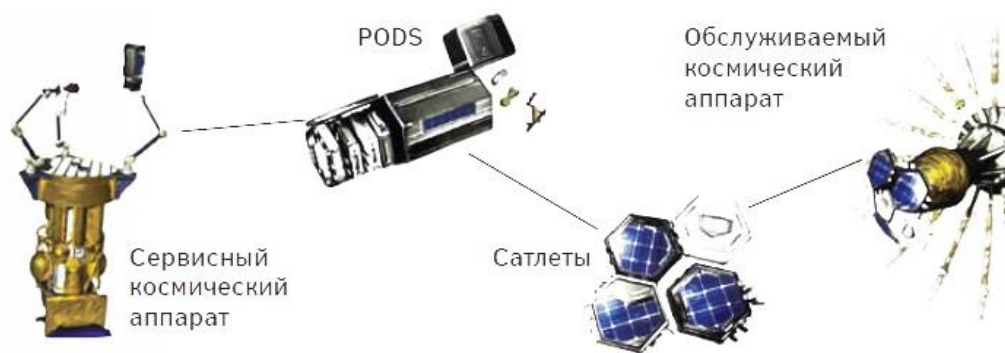


Рисунок 7 – Принцип утилизации космического мусора, в соответствии с проектом «Phoenix»

К недостаткам переработки отработавших космических аппаратов можно отнести:

- а) частичное решение проблемы замусоривания околоземного пространства;
- б) высокая сложность проекта, из-за большого количества этапов миссии.

Ко второй группе методов относятся, те методы, что не требуют затрат энергии уводимой частицы космического мусора. Возможны затраты энергии от активного космического аппарата на установку средств пассивного увода космического мусора с орбиты.

1.5 Аэродинамический метод уборки космического мусора

Концепция работы аэродинамических устройств увода «мертвых» космических аппаратов с рабочих орбит заключается в увеличении миделевого сечения космического мусора, что влечет за собой увеличение силы аэродинамического сопротивления, из-за которой фрагмент космического мусора постепенно снижается и сгорает в верхних слоях атмосферы.

Устройства увода могут быть различной формы, как объемной (шар, тор, цилиндр и пирамида), так и плоской (круг, квадрат, диск) в зависимости от поставленной задачи. Такие устройства изготавливают из тонкопленочных полимерных материалов. [8]

Примером аэродинамического устройства увода космического мусора является разработка ученых Global Aerospace Corporation под названием «GOLD», что расшифровывается как Gossamer Orbit Lowering Device (рисунок 8). [9]

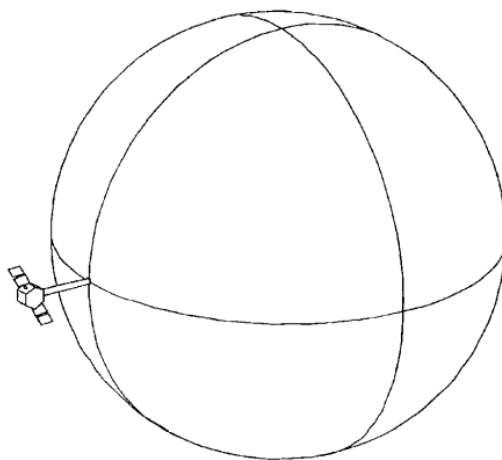


Рисунок 8 – Устройство аэродинамического торможения фрагментов космического мусора «GOLD»

Материал оболочки шара намного тоньше и легче пластика, который используют для сэндвич-пакетов. Для того, чтобы его накачать требуется малое количество газа из-за условий вакуума вокруг.

Система накачки оболочки торможения 1 (рисунок 8) состоит из резервуара для хранения сжатого газа 2, соединенного с клапаном накачки 3. Через

гибкую трубку 4 сжатый газ поступает из резервуара 2 в оболочку торможения (не показана на рисунке), прикрепленную к соединительной пластине 5. Процесс накачки управляется микроконтроллером 6, подключенным к батарее 7. [10]

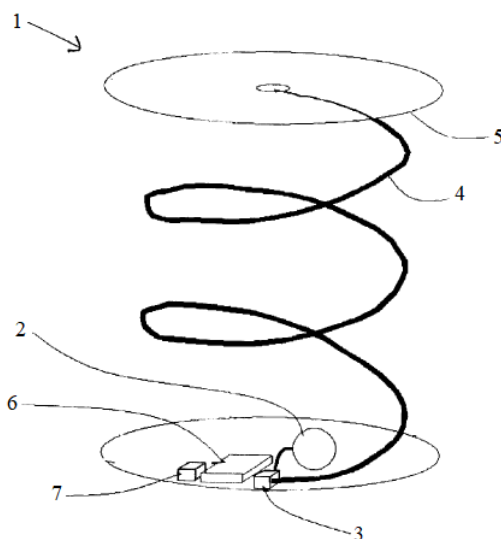


Рисунок 9 – Устройство системы накачки оболочки торможения

Есть несколько возможных вариантов применения «GOLD». Наиболее экономным из них является установка данной системы в верхнюю ступень ракеты-носителя для ее увода. Тем не менее, «GOLD» может быть прикреплен и к уже существующим крупным объектам космического мусора с помощью орбитального робота.

Такая система может функционировать на орбитах от 750 до 900 км.

Недостатками данного метода являются:

- а) возможность разрыва оболочки при столкновении с частицами космического мусора;
- б) сложность развертывания плоских оболочек в космическом пространстве.

1.6 Использование солнечного паруса для уборки космического мусора

Световое давление на разных высотах имеет разную величину, так на высоте меньшей 500 км, оно оказывает меньшее влияние на космический аппарат, нежели атмосферное сопротивление. На высотах от 500 до 700 км влияние атмосферного сопротивления на космический аппарат приблизительно равно влиянию светового давления. Что же касается высот больших 700 км, там влияние атмосферного сопротивления, становится ниже, чем солнечного давления. Поэтому использовать солнечный парус целесообразно только на орбитах высотой более 700 км.

Специалисты из Суррейского космического центра предлагают Европейскому космическому агентству сверхтонкий солнечный парус с автоматической ориентацией по вектору наибольшей тяги, высокая отражающая способность которого позволяет использовать давление солнечных лучей для постепенного уменьшения скорости вращения и снижения до высот 100 км и последующего входа в атмосферу. [11]

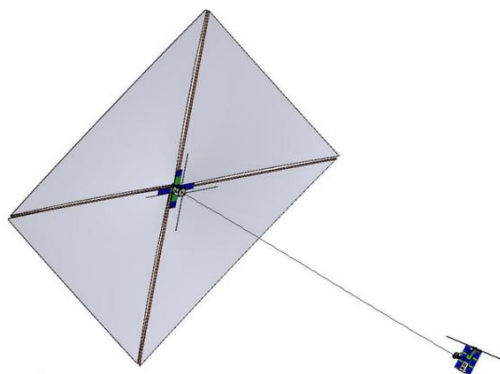


Рисунок 10 – Солнечный парус от Суррейского космического центра

Главным достоинством солнечного паруса перед аэродинамическими устройствами является повышенная надежность.

Недостатками данного метода являются:

- а) постоянная необходимость ориентации на Солнце;
- б) сложность разворачивания паруса из-за его размеров.

Из представленного литературного обзора наибольший интерес, с моей точки зрения, представляет метод очистки околоземного пространства, запатентованный Амурским государственным университетом, в связи с наличием таких преимуществ как:

- а) универсальность платформы CubeSat;
- б) низкая итоговая стоимость проекта из-за возможности запуска данного космического аппарата в качестве попутной нагрузки;
- в) взаимозаменяемость большинства компонентов;
- г) возможность одновременного выполнения нескольких задач, а именно, сбор данных от полезной нагрузки и ловля космического мусора.

1.7 Анализ плотности распределения космического мусора в зависимости от высоты орбиты

На сегодняшний день весь космический мусор можно условно разделить на три группы.

К первой группе относятся фрагменты космического мусора в диаметре от 1 мм до 1 см. Частицы такого размера обладают сравнительно низкой кинетической энергией, а следовательно, и довольно слабым воздействием на космический аппарат. Для защиты от механических повреждений при столкновении космических аппаратов с мелким космическим мусором используются специальные экраны, состоящие из нескольких металлических пластин толщиной обычно около 0,3–0,5 мм, вызывающих разрушение потенциально опасных объектов на более мелкие осколки до момента столкновения непосредственно с корпусом КА. [12]

Вторая группа включает в себя фрагменты космического мусора в диаметре от 1 до 10 см. Несмотря на достаточно большие размеры и серьезный разрушительный эффект при столкновении с космическим аппаратом, частицы данной группы никак не регистрируются и отслеживаются. Исходя из этого фрагменты космического мусора таких размеров являются наиболее опасными для активных космических аппаратов.

Третья группа — это космический мусор в диаметре больше 10 см. При столкновении с объектами данной группы у космических аппаратов практически нет шансов на дальнейшее функционирование. Поэтому за данной группой космического мусора ведутся постоянные наблюдения, что позволяет вовремя изменять орбиту космического аппарата и избежать фатальные столкновения.

Рассмотрим распределение пространственной плотности космического мусора на разных высотах в зависимости от его размера (рисунок 10 – 12). По этим данным максимальная концентрация космического мусора отмечается на высотах от 400 до 1600 км. На средних околоземных и геостационарных орбитах количество космического мусора в несколько раз меньше. [13]

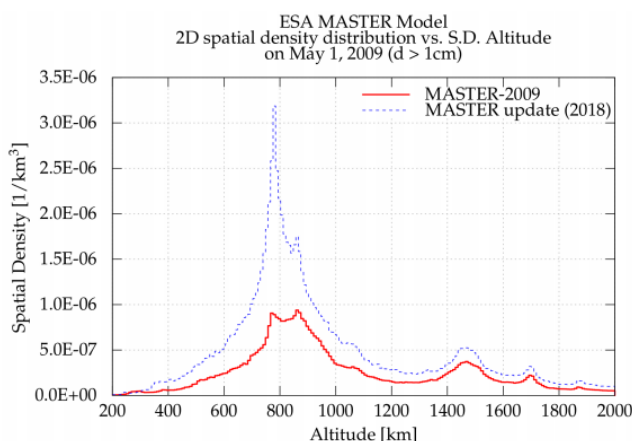


Рисунок 11 – Распределение космического мусора (в диаметре от 1 мм до 1 см) на низких околоземных орбитах

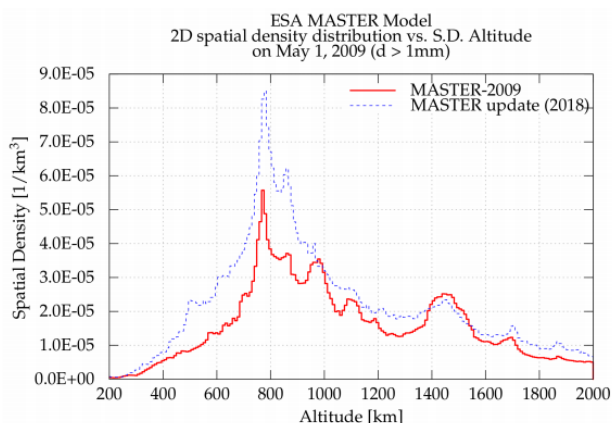


Рисунок 12 – Распределение космического мусора (в диаметре от 1 до 10 см) на низких околоземных орбитах

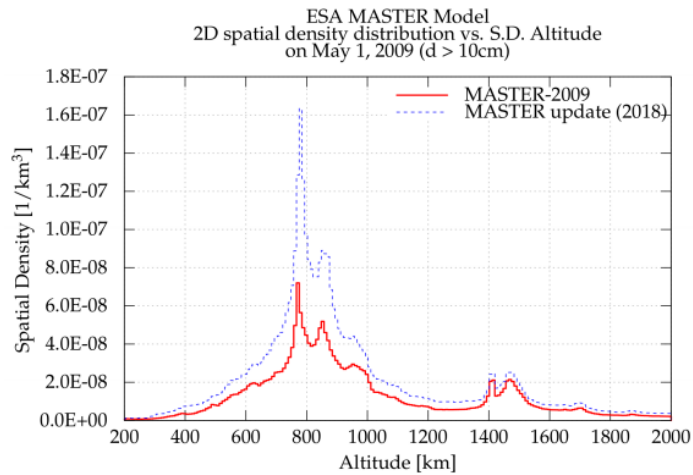


Рисунок 13 – Распределение космического мусора (в диаметре больше 10 сантиметров) на низких околоземных орбитах

Из этого анализа следует, что основная часть космического мусора находится на низких околоземных орбитах, что безусловно располагает использование наноспутников формата CubeSat для их очистки. В связи с этим, следует рассматривать космический мусор, находящийся на рабочих орбитах космического «мусоросборщика», а именно, орбиты радиусом от 300 до 800 километров. [14]

2 СПЕЦИАЛЬНАЯ ЧАСТЬ

2.1 Расчет времени существования космического мусора на заданной орбите

Произведем расчет времени существования случайной частицы космического мусора [15] в форме куба со сторонами $50 \times 50 \times 50$ мм и массой 100 граммов на орбите высотой 550 км. Данная орбита была выбрана на основе анализа предыдущих запусков спутников формата CubeSat [14], также на орбиту со схожей высотой (530 км) ранее запускали спутник формата CubeSat 3U «АмурСат» («АмГУ-1»). Коэффициент аэродинамического сопротивления примем равным единице.

Вычислим баллистический коэффициент:

$$\sigma_x = \frac{s_M \cdot c_x}{2 \cdot m} = 1.25 \times 10^{-4} \frac{M^2}{кг}, \quad (1)$$

где s_M - площадь миделево сечения, m^2 ;

c_x - коэффициент аэродинамического сопротивления;

m - масса космического мусора.

Для расчета времени существования фрагмента космического мусора необходимо воспользоваться следующей формулой:

$$t = \frac{F(h)}{\sigma_x} = 1.9462 \times 10^5 \text{ сут} \approx 533 \text{ года} \quad (2)$$

где $F(h)$ - функция высоты, $\frac{M^2 \cdot \text{сут}}{кг}$.

Функцию высоты определим следующим образом:

$$F(h) = \frac{1}{2 \cdot \sqrt{\mu}} \cdot \int_0^h \frac{dh}{\rho_M(h) \cdot r^{0.5}} = 24.328 \frac{M^2 \cdot \text{сут}}{кг} \quad (3)$$

где $\rho_M(h)$ - зависимость модельной плотности атмосферы от высоты, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$;

$\mu = 398600 \cdot 10^9$ - гравитационный параметр, $\frac{\text{м}^3}{\text{с}^2}$;

$r = R_{\text{зсп}} + h = 6928137$ - радиус орбиты частицы космического мусора, м.

Зависимость модельной плотности атмосферы от высоты определяется по следующей формуле:

$$\rho(h) = a_0 \cdot e^{(a_1 - a_2 \cdot (h - a_3)^{0.5})} = 2.8513 \cdot 10^{-13} \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}, \quad (4)$$

где $a_0 = 9.80665 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, $a_1 = -17.63874$, $a_2 = 0.63195 \text{ км}^{-0.5}$, $a_3 = 91.67450 \text{ км}$ – коэффициенты модели, используемые для расчета плотности атмосферы.

Аналогичным образом в таблице 1 были произведены расчеты для различных фрагментов, на которые может разрушиться спутник формата CubeSat 1U в случае столкновения с другими частицами космического мусора.

Таблица 1 – Срок жизни космического мусора в виде куба со сторонами от 10 до 100 мм и массой от 0.1 до 1.33 кг на орбите высотой 550 км

Геометрические размеры, мм	Масса, кг	Площадь миде-лево сечения, м ²	Баллистический коэффициент, $\frac{\text{м}^2}{\text{кг}}$	Функция высоты, $\frac{\text{м}^2 \cdot \text{сут}}{\text{кг}}$	Время «жизни» космического мусора, сут
10×10×10	0.10	0.0001	5.000×10^{-6}	24.328	4.8656×10^6
20×20×20	0.10	0.0002	1.000×10^{-5}	24.328	2.4328×10^6
30×30×30	0.10	0.0009	4.500×10^{-5}	24.328	5.4062×10^5
40×40×40	0.10	0.0016	8.000×10^{-5}	24.328	3.0410×10^5
50×50×50	0.10	0.0025	1.250×10^{-4}	24.328	1.9462×10^5
60×60×60	0.10	0.0036	1.800×10^{-4}	24.328	1.3516×10^5
70×70×70	0.10	0.0049	2.450×10^{-4}	24.328	9.9298×10^4
80×80×80	0.10	0.0064	3.200×10^{-4}	24.328	7.6025×10^4
90×90×90	0.10	0.0081	4.050×10^{-4}	24.328	6.0069×10^4
100×100×100	0.10	0.0100	5.000×10^{-4}	24.328	4.8656×10^4
10×10×10	0.25	0.0001	1.250×10^{-5}	24.328	1.9462×10^6
20×20×20	0.25	0.0002	2.500×10^{-5}	24.328	9.7312×10^5

Продолжение таблицы 1

30×30×30	0.25	0.0009	1.125×10^{-4}	24.328	2.1625×10^5
40×40×40	0.25	0.0016	2.000×10^{-4}	24.328	1.2164×10^5
50×50×50	0.25	0.0025	3.125×10^{-4}	24.328	7.7850×10^4
60×60×60	0.25	0.0036	4.500×10^{-4}	24.328	5.4062×10^4
70×70×70	0.25	0.0049	6.125×10^{-4}	24.328	3.9719×10^4
80×80×80	0.25	0.0064	8.000×10^{-4}	24.328	3.0410×10^4
90×90×90	0.25	0.0081	1.000×10^{-3}	24.328	2.4028×10^4
100×100×100	0.25	0.0100	1.300×10^{-3}	24.328	1.9462×10^4
10×10×10	0.50	0.0001	2.500×10^{-5}	24.328	9.7312×10^5
20×20×20	0.50	0.0002	5.000×10^{-5}	24.328	4.8656×10^5
30×30×30	0.50	0.0009	2.250×10^{-4}	24.328	1.0812×10^5
40×40×40	0.50	0.0016	4.000×10^{-4}	24.328	6.0820×10^4
50×50×50	0.50	0.0025	6.250×10^{-4}	24.328	3.8925×10^4
60×60×60	0.50	0.0036	9.000×10^{-4}	24.328	2.7031×10^4
70×70×70	0.50	0.0049	12.000×10^{-4}	24.328	1.9860×10^4
80×80×80	0.50	0.0064	16.000×10^{-4}	24.328	1.5205×10^4
90×90×90	0.50	0.0081	20.000×10^{-4}	24.328	1.2014×10^4
100×100×100	0.50	0.0100	25.000×10^{-4}	24.328	9.7312×10^3
10×10×10	0.75	0.0001	3.750×10^{-5}	24.328	6.4875×10^5
20×20×20	0.75	0.0002	7.500×10^{-5}	24.328	3.2437×10^5
30×30×30	0.75	0.0009	3.375×10^{-4}	24.328	7.2083×10^4
40×40×40	0.75	0.0016	6.000×10^{-4}	24.328	4.0547×10^4
50×50×50	0.75	0.0025	9.375×10^{-4}	24.328	2.5950×10^4
60×60×60	0.75	0.0036	14.000×10^{-4}	24.328	1.8021×10^4
70×70×70	0.75	0.0049	18.000×10^{-4}	24.328	1.3240×10^4
80×80×80	0.75	0.0064	24.000×10^{-4}	24.328	1.0137×10^4
90×90×90	0.75	0.0081	30.000×10^{-4}	24.328	8.0092×10^3
100×100×100	0.75	0.0100	37.000×10^{-4}	24.328	6.4875×10^3
10×10×10	1.00	0.0001	5.000×10^{-5}	24.328	4.8656×10^5
20×20×20	1.00	0.0002	1.000×10^{-4}	24.328	2.4328×10^5
30×30×30	1.00	0.0009	4.500×10^{-4}	24.328	5.4062×10^4
40×40×40	1.00	0.0016	8.000×10^{-4}	24.328	3.0410×10^4
50×50×50	1.00	0.0025	13.000×10^{-4}	24.328	1.9462×10^4
60×60×60	1.00	0.0036	18.000×10^{-4}	24.328	1.3516×10^4
70×70×70	1.00	0.0049	24.000×10^{-4}	24.328	9.9298×10^3
80×80×80	1.00	0.0064	32.000×10^{-4}	24.328	7.6025×10^3
90×90×90	1.00	0.0081	40.000×10^{-4}	24.328	6.0069×10^3
100×100×100	1.00	0.0100	50.000×10^{-4}	24.328	4.8656×10^3
10×10×10	1.33	0.0001	6.650×10^{-5}	24.328	3.6583×10^5

Продолжение таблицы 1

20×20×20	1.33	0.0002	1.330×10^{-4}	24.328	1.8292×10^5
30×30×30	1.33	0.0009	5.985×10^{-4}	24.328	4.0648×10^4
40×40×40	1.33	0.0016	11.000×10^{-4}	24.328	2.2865×10^4
50×50×50	1.33	0.0025	17.000×10^{-4}	24.328	1.4633×10^4
60×60×60	1.33	0.0036	24.000×10^{-4}	24.328	1.0162×10^4
70×70×70	1.33	0.0049	33.000×10^{-4}	24.328	7.4660×10^3
80×80×80	1.33	0.0064	43.000×10^{-4}	24.328	5.7162×10^3
90×90×90	1.33	0.0081	54.000×10^{-4}	24.328	4.5165×10^3
100×100×100	1.33	0.0100	67.000×10^{-4}	24.328	3.6583×10^3

Исходя из расчетов понятно, что срок существования космического мусора на низких околоземных орбитах очень высок. Например, спутник формата CubeSat 1U на орбите высотой 550 км может существовать до 10 лет. Время жизни космического мусора обратно пропорционально зависит от баллистического коэффициента. Поэтому наиболее долго на орбите будут находиться частицы с большой площадью миделя и малой массой, каковых на орбите большинство, если учесть тот факт, что многие материалы применяемые в ракетно-космической – композитные, то есть обладают малой массой и высокой прочностью. [15]

2.2 Баллистическая схема полета космического «мусоросборщика»

Для того, чтобы выбранный «мусоросборщик» поймал фрагмент космического мусора и в дальнейшем вместе с ним сгорел в верхних слоях атмосферы, необходимо достаточно точно сформировать баллистическую схему полета.

Идея заключается в следующем. Первостепенно производится баллистический расчет траектории облака или отдельных фрагментов космического мусора. Затем следует произвести расчет орбиты, на которую необходимо вывести космический «мусоросборщик», чтобы со временем ему удалось сблизиться с фрагментом космического мусора, который он обязан захватит с помощью тралов и увести в верхние слои атмосферы. Для того, чтобы сблизиться с фрагментом космического мусора необходимо корректировать орбиту «мусоросборщика».

Это можно сделать при помощи солнечного паруса [16], который следует открыть в заранее рассчитанный промежуток времени. Это делается для того, чтобы вовремя изменить скорость движения космического «мусоросборщика».

Существует три основных конструкции парусов на солнечной энергии: квадратные паруса, гелиороторные паруса и дисковые паруса. Рассмотрим каждый вариант подробнее, чтобы выявить наиболее подходящую конструкцию для выбранного космического аппарата.

К первой относится квадратный солнечный парус, конструкция которого включает четыре складных переключателя, отходящие от центральной втулки, как показано на рисунке 13. Втулка соединяет полезную нагрузку и механизм раскладывания переключателей, который после разложения может быть отброшен. Главной трудностью в применении такого паруса можно уверенно назвать сложность его упаковки и развертывания.



Рисунок 14 – Квадратный солнечный парус

Также существенным недостатком квадратного солнечного паруса является наличие консольных переключателей, которые подвержены изгибающим нагрузкам, вследствие чего они имеют определенные размеры. Даже если учесть тот факт, что нагрузка пленки паруса под солнечным давлением мала можно с уверенностью заявить, что консольные переключатели составляют значительную часть массы в космическом аппарате.

Многие проекты солнечно-парусных судов подразумевают вращение космического аппарата, необходимое для того, чтобы создать центробежную силу, которая смогла бы раскрыть парус. К таким проектам относят

гелиороторный солнечный парус (гелиоротор) – солнечный парус, похожий на лопасти вертолета, впервые представленный в 1960-х годах (рисунок 14). Парусные элементы гелиоротора – это длинные отражающие мембраны с высоким коэффициентом сжатия. Мембраны уложены в катушки, используемые для их равномерного развертывания. Эти мембранные полоски, или «лезвия», вращаются вокруг центрального узла космического аппарата и раскладываются только центробежными силами, таким образом, делая конструкцию чрезвычайно легкой (из-за отсутствия различного рода перекладин).

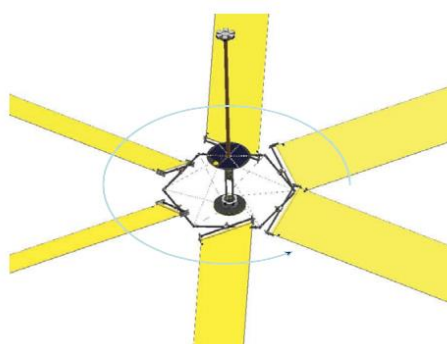


Рисунок 15 – Гелиороторный солнечный парус

Дисковые паруса имеют аналогичный гелиоротору принцип развертывания, но с некоторыми отличиями. Так, например, в дисковых солнечных парусах фрагменты мембраны находятся в плоском состоянии. Также в солнечном парусе данного рода возможно использование радиальных лонжеронов (перекладин) для придания дополнительной жесткости конструкции. Кроме того, дисковый парус имеет меньшую длину мембраны при той же площади солнечного паруса.

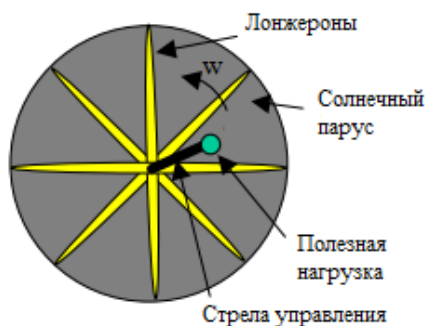


Рисунок 16 – Дисковый солнечный парус

Таким образом, наиболее подходящим вариантом для выбранного космического аппарата является гелиороторный солнечный парус. Данный вариант обосновывается в связи с тем, что гелиоротор является бескаркасным солнечным парусом, который к тому же имеет возможность ориентации лопастей на Солнце. Кроме того, конструкция гелиоротора поддается математическому моделированию, позволяющему предсказать его поведение в полете, а также рассчитать динамические параметры, напряжения и деформации.

Удачным примером использования гелиороторного солнечного паруса в наноспутниках формата CubeSat является космический аппарат (рисунок 16), разработанный в МГТУ им. Н. Э. Баумана, в рамках программы «Парус-МГТУ».

[17]

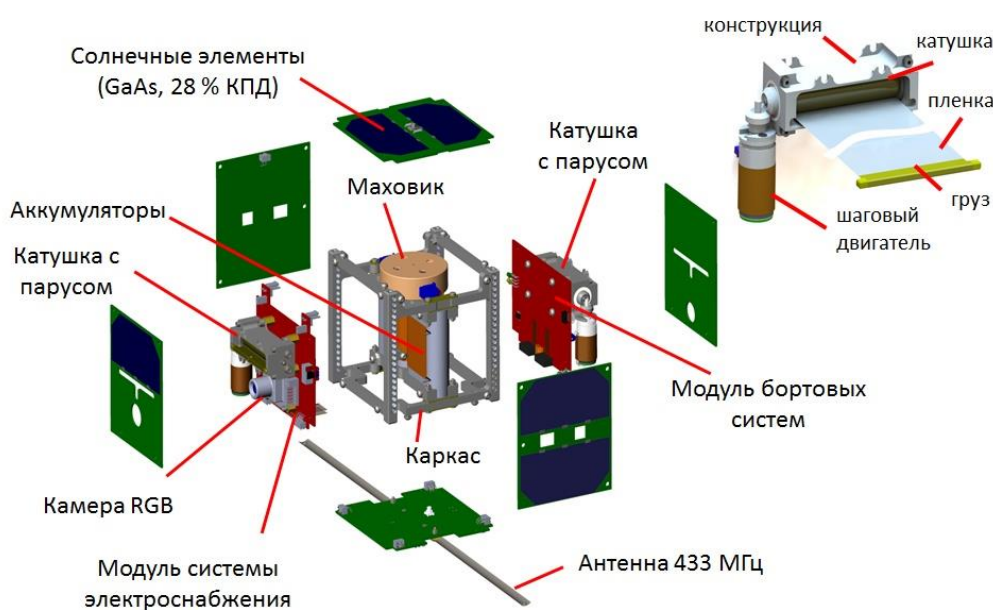


Рисунок 17 – Космического аппарата с двухлопастным роторным солнечным парусом

В данном космическом аппарате используется парусный модуль «одуванчик» (рисунок 16), который состоит из контейнера, в котором находится маховик с подключенной к нему платой управления и источником питания, а также катушек на которые намотаны фрагменты солнечного паруса, с утяжелителями на

краях, обеспечивающие плавное разворачивание солнечного паруса под действием центростремительной силы.

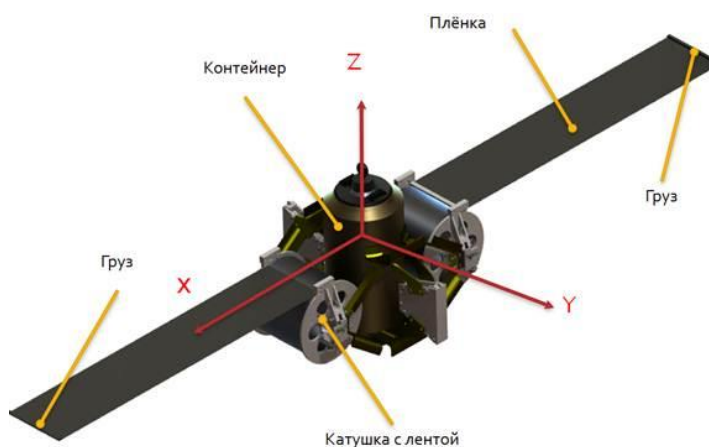


Рисунок 18 – Парусный модуль «одуванчик»

2.3 Разработка электрической принципиальной схемы блока управления соленоидами для вывода тралов

В 2019 году в студенческом конструкторском бюро Научно-образовательного центра АмГУ был разработан механизм вывода тралов (рисунок 17) для наноспутника формата CubeSat 3U. [5] Механизм вывода тралов представляет собой устройство, предназначенное для своевременного выведения тралов в космическое пространство, чтобы поймать и ликвидировать в верхних слоях атмосферы фрагменты космического мусора. Особенностью данного устройства является полная компенсация импульса при срабатывании пружины, которая выполняется из-за симметричности и синхронности работы системы. Это необходимо для того, чтобы сохранить траекторию движения наноспутника при выталкивании тралов. Вывод тралов осуществляется пружинно-поршневым устройством. Его запуск происходит после срабатывания соленоида, шток которого вытягивается и освобождает механический объект.

При этом удерживать шток соленоида после освобождения в активной зоне нет необходимости.

При разработке схемы управления соленоидом необходимо учитывать возникновение импульса, вызванного ЭДС самоиндукции катушки соленоида,

который может приводить к выходу из строя электронной части управления, при отсутствии должного внимания.

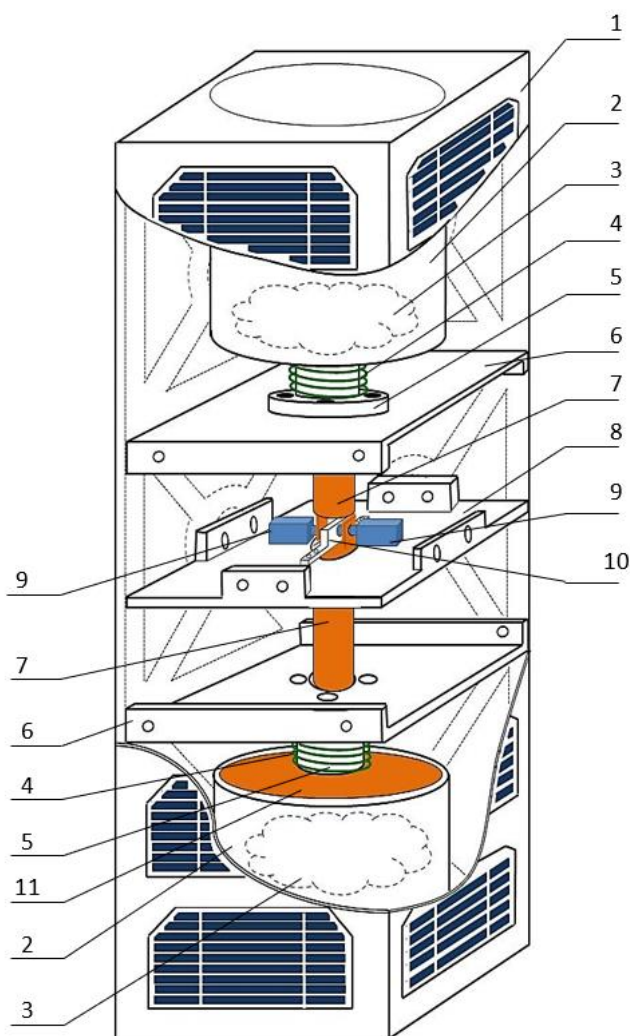


Рисунок 19 – Механизм вывода тралов:

1 – боковая стенка; 2 – поршневой стакан; 3 – трал; 4 – пружина; 5 – втулка; 6 – центральная торцевая стенка; 7 – стержень поршня; 8 – торцевая стенка; 9 – соленоид; 10 – перегородка; 11 – поршень.

Для срабатывания соленоида в автоматическом режиме, после отделения наноспутника от транспортно-пускового контейнера, была предложена электрическая принципиальная схема блока управления, представленная на рисунке 13. Схема включает в себя: таймер, длительность временной задержки которого определяется переменным резистором R1; блок формирования одиночного

импульса заданной продолжительности (реализован на операционном усилителе 1040УД1); гальваническую развязку на основе оптрона, и, силовую часть, выполненную на основе биполярного транзистора КТ829 (реализованного по схеме Дарлингтона). [18]

После замыкания цепи ключом S1, происходит заряд конденсатора C1 через подстроечный резистор R1 (см. рисунок 14, а). ОУ OP1.1 работает в режиме компаратора, сравнивая напряжение на конденсаторе C1 с опорным напряжением $U_{оп1}$, заданным резистивным делителем напряжения на резисторах R2 и R3.

Напряжение на конденсаторе можно выразить следующим образом:

$$U(t) = U_{пит} \cdot \left(1 - e^{-\frac{t}{C \cdot R}} \right), \quad (5)$$

где $U_{пит}$ - напряжение питания, t - прошедшее время, C - емкость конденсатора, R - сопротивление резистора.

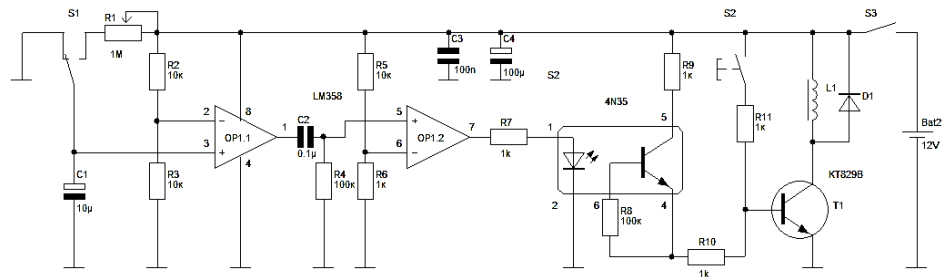


Рисунок 20 – Электрическая принципиальная схема блока управления соленоидом

Формула (5) справедлива в случае, если конденсатор изначально был полностью разряжен. Тогда время задержки, т. е. время нарастания напряжения на конденсаторе C1 до уровня $U_{оп1} = \frac{U_{пит} \cdot R_3}{(R_2 + R_3)}$ можно представить в виде:

$$t_3 = -C \cdot R \cdot \ln \left(1 - \frac{U_{оп1}}{U_{пит}} \right) \quad (6)$$

Таким образом, для использованных в схеме (рисунок 13) номиналов подстрочного резистора в 1 МОм и конденсатора емкостью 10 мкФ, максимальное время задержки составит примерно 7 с.

Вторым важным параметром схемы является длительность импульса, генерируемая ОР1.2. Когда напряжение на конденсаторе С1 достигнет $U_{оп}$ (рисунок 14, б) на выходе ОР1.1 появляется постоянное напряжение $U_{ОР1}$ (согласно документации для 1040УД1 максимальное выходное напряжение $U_{ОР1} = U_{пит} - 1.4 В$, при 25 °С). Возникшее нарастание напряжение проходя через RC-цепь, состоящую из конденсатора С2 и резистора R4, порождает всплеск напряжения на выводе микросхемы ОР1.2 (см. рисунок 14, в). ОУ ОР1.2 также работает в режиме компаратора, сравнивает напряжение всплеска с опорным $U_{оп2}$, которое задается резистивным делителем напряжения на резисторах R5 и R6.

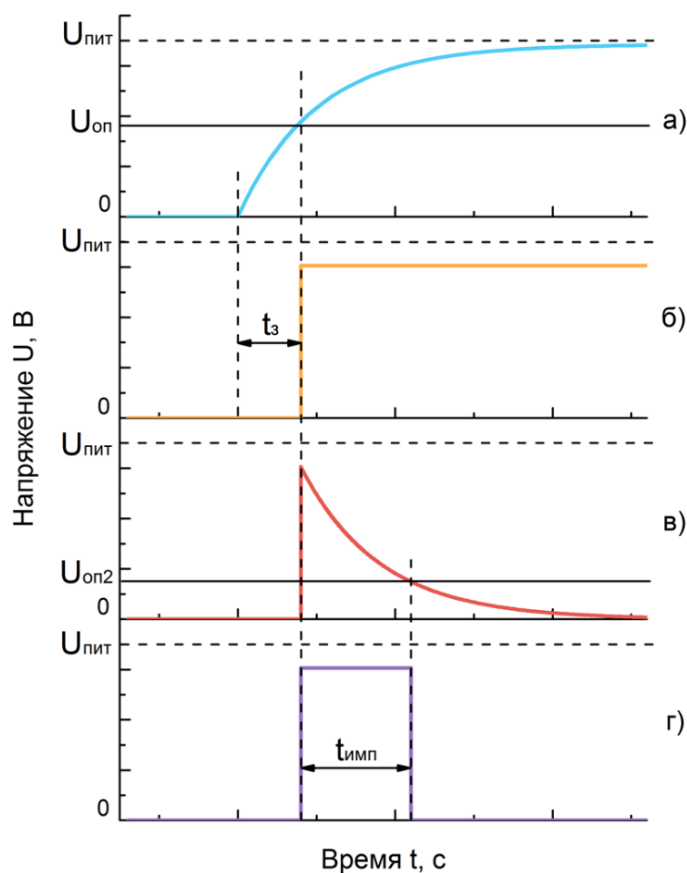


Рисунок 21 – Осциллограммы: а) зарядки конденсатора С1, б) выхода ОР1.1, в) RC-цепи С2 и R4, г) выхода ОР1.2

Если пренебречь сопротивлением проводников и паразитными емкостями, то величину возникающего всплеска можно принять за максимальное выходное напряжение ОУ U_{OP1} , также приняв скорость нарастания сигнала во всплеске как бесконечно большую. Тогда временную зависимость спада сигнала можно записать так:

$$U_{СП}(t) = U_{OP1} \cdot e^{\left(\frac{-t}{C \cdot R}\right)}, \quad (7)$$

Отсюда получаем длительность импульса на выходе OP1.2:

$$t_{имп} = -C \cdot R \cdot \ln\left(\frac{U_{OP2}}{U_{OP1}}\right), \quad (8)$$

где $U_{OP2} = U_{штг} \cdot \left(\frac{R_6}{R_5 + R_6}\right)$, C - емкость конденсатора в CR-цепи, R - сопротивление резистора в CR-цепи.

Полученный на выходе OP1.2 импульс (см. рисунок 14, г) передается через транзисторную оптипару на управляющий нагрузкой транзистор Т1. Для представленной схемы длительность импульса составляет порядка 23 мс, что достаточно для уверенного срабатывания соленоида L1.

Следует отметить, что данная схема чувствительна к стабильности напряжения питания, это следует учитывать при использовании мощных нагрузок, запитываемых от аккумуляторных батарей без стабилизации, т. к. может возникнуть падение напряжения источника питания, а это в свою очередь может повлечь некорректную работу всей схемы задержки.

2.4 Расчет и проектирование пружины механизма вывода тралов

Для того чтобы пружина смогла вытолкнуть трал в космическое пространство, ей необходимо обладать силой при рабочей деформации, превышающей силу трения поршня с поверхностью стакана.

Из геометрических характеристик космического «мусоросборщика» (см. рисунок 15, где 1 – стержень поршня, 2 – штифт, 3 – поршень) рабочий ход пружины не должен превышать расстояние S_1 то, есть 52 мм. Длина пружины в свободном состоянии не должна превышать сумму расстояний S_1+S_2 то, есть 82 мм. Пружина в деформированном состоянии должна быть больше или равна расстоянию S_2 , то есть 30 мм.

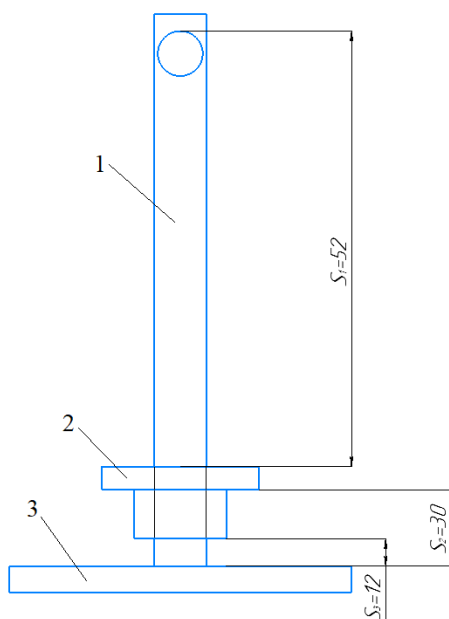


Рисунок 22 – Определение хода пружины

Примем максимальную выносливость пружины $N_F = 1 \cdot 10^7$, для того чтобы обеспечить дополнительную гарантию срабатывания системы. По ГОСТу 13764 следует, что при заданной выносливости пружина относится к 1 классу.

Так как выбрана пружина 1 класса, то относительный инерционный зазор пружины сжатия $\delta = 0.05 \dots 0.25$.

В связи с вышеописанными геометрическими параметрами системы, необходимо, чтобы длина пружины в деформированном состоянии была равна 30 мм. Для достижения такой длины необходимо по ГОСТу 13764-86 «Пружины винтовые цилиндрические сжатия и растяжения из стали круглого сечения» выбрать наиболее подходящий разряд пружины, из ГОСТа «Основные параметры

витков» для выбранного разряда пружины определить параметры витков под требуемую силу.

Для данного космического аппарата примем второй разряд пружины. Согласно ГОСТ 13767-86 «Пружины винтовые цилиндрические сжатия и растяжения 1 класса, разряда 2 из стали круглого сечения. Основные параметры витков» наиболее подходит виток 264 позиции со следующими характеристиками (таблица 1):

Таблица 2 – Параметры выбранного витка

Сила пружины при максимальной деформации F_3 , Н	Диаметр проволоки d , мм	Наружный диаметр пружины D_1 , мм	Жесткость одного витка c_1 , Н/мм	Наибольший прогиб одного витка s'_3 , мм
31.5	1.40	18	8.231	3.827

Примем силу пружины при предварительной деформации $F_1 = 2.5 H$, а при рабочей деформации $F_2 = 25 H$ тогда по формуле (9) находим граничные значения силы пружины при максимальной деформации:

$$F_3 = \frac{F_2}{1-\delta} = \frac{25}{1-0.05} \div \frac{25}{1-0.25} = 26.31 \div 33.3 H \quad (9)$$

Что доказывает согласно таблице 1, возможность существования пружины с такими витками при выбранных деформациях.

Учитывая, что для пружин первого класса второго разряда (для стали 51ХФА) норма напряжений $\tau_3 = 0.32 \cdot R_m$. Находим по ГОСТ 9389-75 «Проволока стальная углеродистая пружинная» временное сопротивление разрыву для выбранной пружины $R_m = 1813 \frac{H}{мм^2}$.

Таким образом, для найденного диаметра проволоки из термически обработанной стали расчетное напряжение:

$$\tau_3 = 0.32 \cdot R_m \cong 0.32 \cdot 1813 = 544 \frac{H}{мм^2} \quad (10)$$

Пусть максимальная скорость пружины $v_{\max} = 3 \frac{M}{c}$.

Принадлежность к 1 классу проверяем путем определения отношения $\frac{v_{\max}}{v_k}$, для чего предварительно определяем критическую скорость по формуле при $\delta = 0.25$:

$$v_k = \frac{\tau_3 \cdot \left(1 - \frac{F_2}{F_3}\right)}{10^{-3} \cdot \sqrt{2 \cdot G \cdot \rho}} = \frac{544 \cdot \left(1 - \frac{25}{31.5}\right)}{10^{-3} \cdot \sqrt{2 \cdot 7.85 \cdot 10^4 \cdot 8 \cdot 10^3}} = \frac{112.25}{35.1} \approx 3.2 \frac{M}{c}, \quad (11)$$

где $G = 7,85 \cdot 10^4 \text{ МПа}$ - модуль сдвига пружинной стали, $\rho = 8 \cdot 10^3 \frac{H \cdot c^2}{M^4}$ - динамическая плотность материала.

Отсюда следует $\frac{v_{\max}}{v_k} < 1$, что указывает на отсутствие соударения витков.

Следовательно, выбранная пружина удовлетворяет заданным условиям.

Предварительно примем рабочий ход пружины $h = 35 \text{ мм}$, тогда жесткость пружины:

$$c = \frac{F_2 - F_1}{h} = \frac{25 - 2.5}{35} = 0.643 \frac{H}{мм} \quad (12)$$

Число рабочих витков пружины:

$$n = \frac{c_1}{c} = \frac{8.231}{0.643} = 13 \quad (13)$$

Уточненная жесткость имеет значение:

$$c = \frac{c_1}{n} = \frac{8.231}{13} = 0.633 \frac{H}{мм} \quad (14)$$

При полутора нерабочих витков полное число витков:

$$n_1 = n + n_2 = 13 + 1.5 = 14.5 \quad (15)$$

Определяем средний диаметр пружины:

$$D = D_1 - d = 18 - 1.4 = 16.6 \text{ мм} \quad (16)$$

Предварительная деформация пружины равна:

$$s_1 = \frac{F_1}{c} = \frac{2.5}{0.633} = 4 \text{ мм} \quad (17)$$

Рабочая деформация пружины равна:

$$s_2 = \frac{F_2}{c} = \frac{25}{0.633} = 39.5 \text{ мм} \quad (18)$$

Максимальная деформация пружины равна:

$$s_3 = \frac{F_3}{c} = \frac{31.5}{0.633} = 50 \text{ мм} \quad (19)$$

Длина пружины при максимальной деформации равна:

$$l_3 = (n_1 + 1 - n_3) \cdot d = (14.5 + 1 - 1.5) \cdot 1.4 = 20 \text{ мм} \quad (20)$$

Длина пружины в свободном состоянии:

$$l_0 = l_3 + s_3 = 20 + 50 = 70 \text{ мм} \quad (21)$$

Длина пружины при предварительной деформации:

$$l_1 = l_0 - s_1 = 70 - 4 = 66 \text{ мм} \quad (22)$$

Длина пружины при рабочей деформации:

$$l_2 = l_0 - s_2 = 70 - 39.5 = 30.5 \text{ мм} \quad (23)$$

Шаг пружины в свободном состоянии:

$$t = s_3' + d = 3.827 + 1.400 = 5.227 \text{ мм} \quad (24)$$

Таким образом была спроектирована пружина сжатия из стали 51ХФА со следующими характеристиками (рисунок 16):

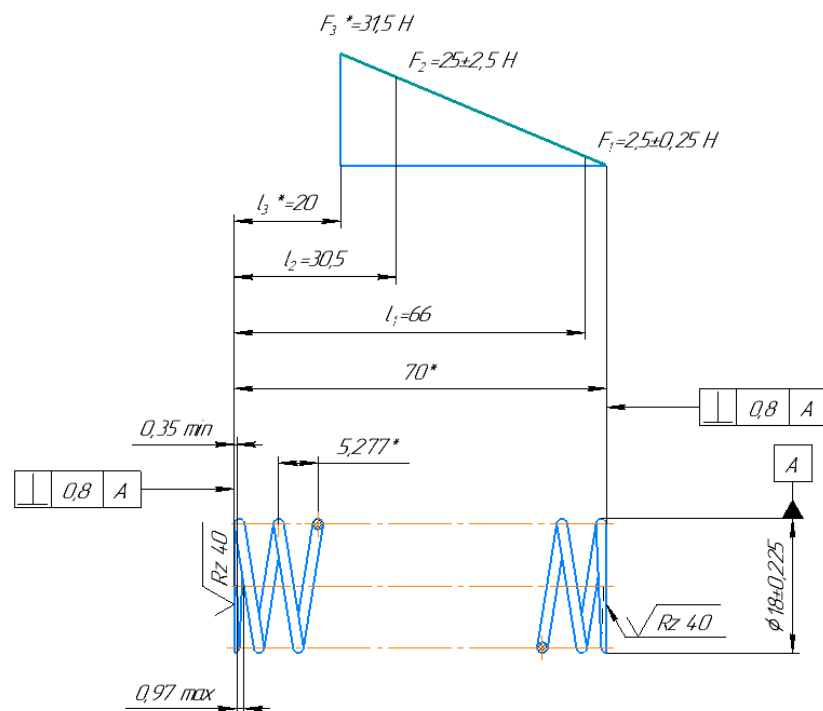


Рисунок 23 – Пружина сжатия из проволоки 51ХФА-Ш-2Б-1.4

Главным преимуществом данной стали является диапазон рабочих температур, который находится в пределах от $-180\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+250\text{ }^{\circ}\text{C}$, что делает эту сталь наиболее пригодной в условиях космического пространства.

Проведем расчет силы трения между поршнем и стаканом. Для этого произведем силовой расчет следующей схемы (рисунок 17):

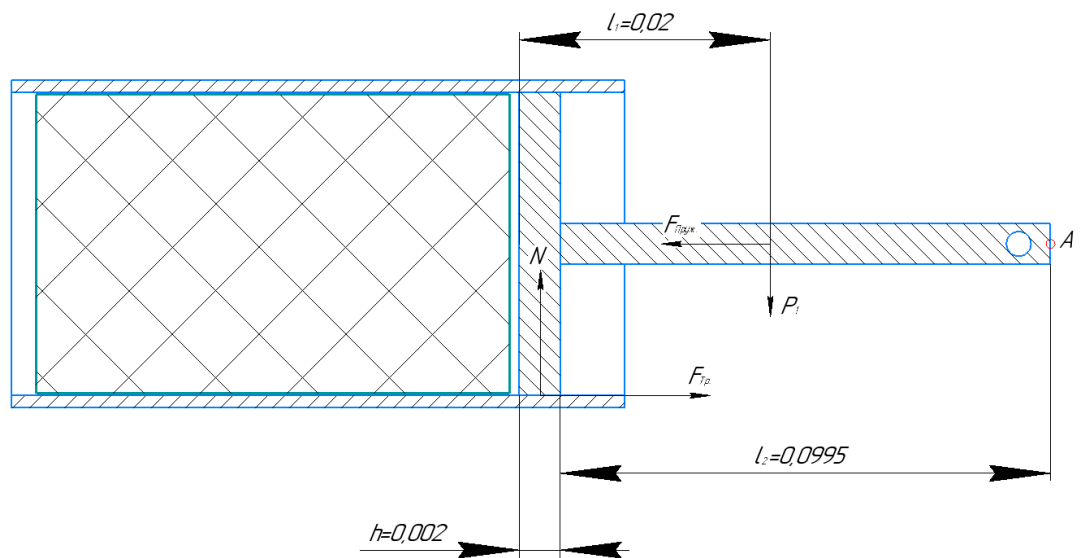


Рисунок 24 – Расчетная схема для определения силы трения между поршнем и стаканом

Данный расчет производится в земных условиях. Это обуславливается тем, что сила трения на Земле по своей величине превосходит силу трения в космосе из-за действия силы тяжести.

Уравнение моментов сил относительно точки А выглядит следующим образом:

$$\sum M(A) = P_1 \cdot (l_2 - (l_1 - h)) - N \cdot (l_2 + \frac{h}{2}) = 0, \quad (25)$$

где P_1 - вес поршня, l_1 - расстояние до центра масс поршня (под поршнем понимается система «шток-поршень»).

Из выражения (24) находим силу реакции опоры:

$$N = \frac{0.0815 \cdot P_1}{0.1005} = \frac{0.0815 \cdot 0.04 \cdot 9.81}{0.1005} = 0.318 \text{ H}, \quad (26)$$

где масса поршня равна 0.04 кг.

Так как поршень и стакан сделаны из алюминия (Al7075), то коэффициент трения между ними будет $\mu = 1.2$. Исходя из этого определим силу трения между поршнем и стаканом:

$$F_{тр} = \mu \cdot N = 1.2 \cdot 0.318 = 0.381 \text{ H} \quad (27)$$

Силу трения тралов со стаканом определим из второго закона Ньютона (рисунок 18).

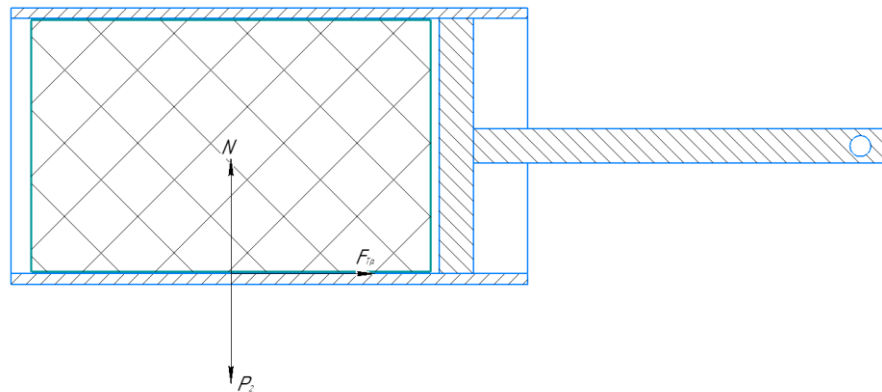


Рисунок 25 – Расчетная схема для определения силы трения между тра-
лом и стаканом

Пусть масса тралов не превышает 0.5 кг, тогда:

$$N - P_2 = 0 \quad (28)$$

Откуда сила реакции опоры равна:

$$N = P_2 = 0.5 \cdot 9.81 = 4.905 \text{ H} \quad (29)$$

Проведя анализ схожих космических аппаратов, для создания тралов наноспутника был выбран материал – Дунеета. Дунеета – это волокно из высокомолекулярного полиэтилена, которое производится с помощью уникального процесса синтеза волокон «гель-прядение», или иначе «гель-формование». По технологии волокно растворяют в декалине и затем выдавливают в водный раствор, получившийся гель вытягивают при температуре около 100 градусов, удаляя растворитель. Далее состоящие из длинных линейных цепочек полиэтилена молекулы закручиваются в волокна, теряя при этом межмолекулярные связи и приобретая почти совершенную параллельную ориентацию молекул, что наряду со сверхвысокой молекулярной массой (более 2 000 000) и придает волокнам уникальные свойства:

- Прочность в 15 раз больше, чем у стали;
- Практически нулевая растяжимость – менее 1,5%;
- Превосходная износостойкость, стойкость к истиранию;
- Рабочие температуры от минус 150 °С до плюс 90 °С
- Низкий коэффициент трения;
- Отсутствие эффекта памяти;
- Удобство работы, легкость плетения, малый вес.

Из данного материала был изготовлен трал, установленный в космический аппарат RemoveDEBRIS, целью которого является испытание различных методов очистки околоземного пространства от космического мусора. 16 сентября 2018 года RemoveDEBRIS успешно захватил мишень-спутник (DSAT1) с помощью трала, что доказывает возможность использования материала – Дунеета для создания тралов. [19] Коэффициент трения μ между алюминием и Дунеета составляет 0,25. [20]

Тогда сила трения:

$$F_{тр} = \mu \cdot N = 0.25 \cdot 4.905 = 1.226 \text{ Н} \quad (30)$$

Таким образом, общая сила трения будет $F_{тр} = 0.381 + 1.226 = 1.607 \text{ Н}$. Таким образом, пружина способна вытолкнуть трал в земных условиях так, как выполняется условие $F_{Пружины} > F_{тр}$. В космосе сопротивление будет намного ниже из-за того, что сила тяжести будет стремиться к нулю с увеличением расстояния от Земли.

2.5 Расчет основных механических параметров соленоида

В данном космическом аппарате задачей соленоида является удержание поршня под действием силы, создаваемой пружиной. Помимо удержания также необходимо, чтобы при подаче напряжения на соленоид, его шток втягивался в катушку, освобождая поршень, который в свою очередь под действием силы деформации пружины должен вытиснуть из стакана трал «мусоросборщика» в космическое пространство.

Для того, чтобы узнать освободится ли поршень необходимо произвести силовой расчет системы «соленоид-поршень» (рисунок 19). Для определения модели соленоида требуется рассчитать силу трения, образующуюся между поршневым стержнем и штоком соленоида, с учетом действия силы создаваемой при деформации пружины. Данная сила должна быть значительно меньше, чем втягивающее усилие соленоида.

Из теоретической механики следует, что равновесие – это комплекс сил, которые действуя на одну систему, компенсируют друг друга и система не получает ускорение. В силу того, что эта система находится в равновесии, можно записать уравнение моментов сил относительно центра масс соленоида, точка А:

$$\sum M(A) = 0 \quad (31)$$

$$-G_{поршня} \cdot 23.25 - F_{пружины} \cdot 23.25 + N_2 \cdot 26.88 = 0, \quad (32)$$

Откуда сила реакции опоры: $N_2 = 22 \text{ Н}$.

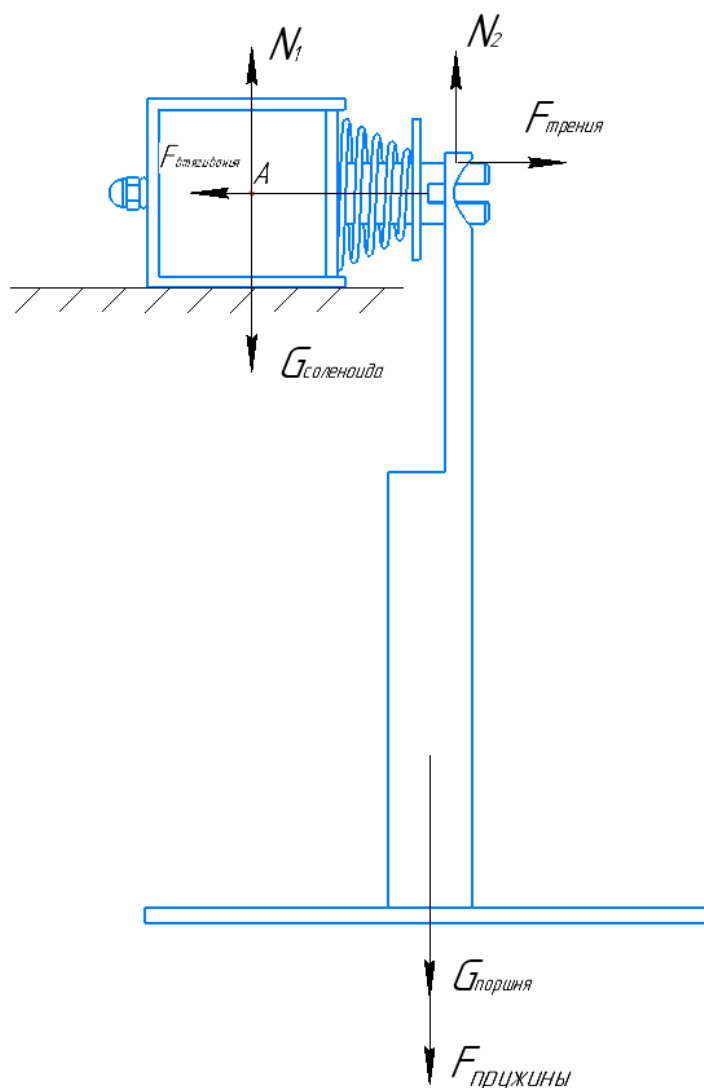


Рисунок 26 – Расчетная схема для определения силы трения между стержнем поршня и штоком соленоида

Для снижения силы трения между поршнем и штоком соленоида используем твердую смазку – дисульфид молибдена. Твердая смазка – это материалы, которые в твердой фазе уменьшают трение между скользящими друг по другу поверхностями, без необходимости в жидкой среде. Они способны обеспечить улучшенное смазывание при более высоких температурах по сравнению с традиционными смазками на масляной основе. Сухие смазки обеспечивают низкое трение благодаря своей слоистой структуре со слабыми связями на молекулярном уровне.

Смазку нанесем на стержень поршня в месте касания со штоком соленоида. После нанесения смазки коэффициент трения между стержнем соленоида и

поршнем станет 0.02-0.04. Вычислим силу трения между штоком соленоида и стержнем поршня:

$$F_{тр} = \mu \cdot N_2 = 0.04 \cdot 22 = 0.88 \text{ Н.} \quad (33)$$

Таким образом, наиболее подходящим по габаритам и техническим характеристикам является соленоид JF-0826B (рисунок 20) со следующими параметрами:



Рисунок 27 – Внешний вид соленоида JF-0826B

Таблица 3 – Основные параметры соленоида JF-0826B

Напряжение, В	Сила тока, А	Втягивающая сила, Н	Размеры, мм	Рабочие температуры
12	2	20	25×25×22	От -5 °С до -20 °С

2.6 Технологическая карта испытаний механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U

Для того, чтобы блок управления соленоидами справился с требуемой задачей – выведение тралов в космическое пространство, необходимо провести ряд испытаний, требуемых для проверки работоспособности как отдельных компонентов блока управления соленоидами, так и всей системы в целом.

Для испытания блока работы «мусоросборщика» был создан следующий макет (рисунок 21):

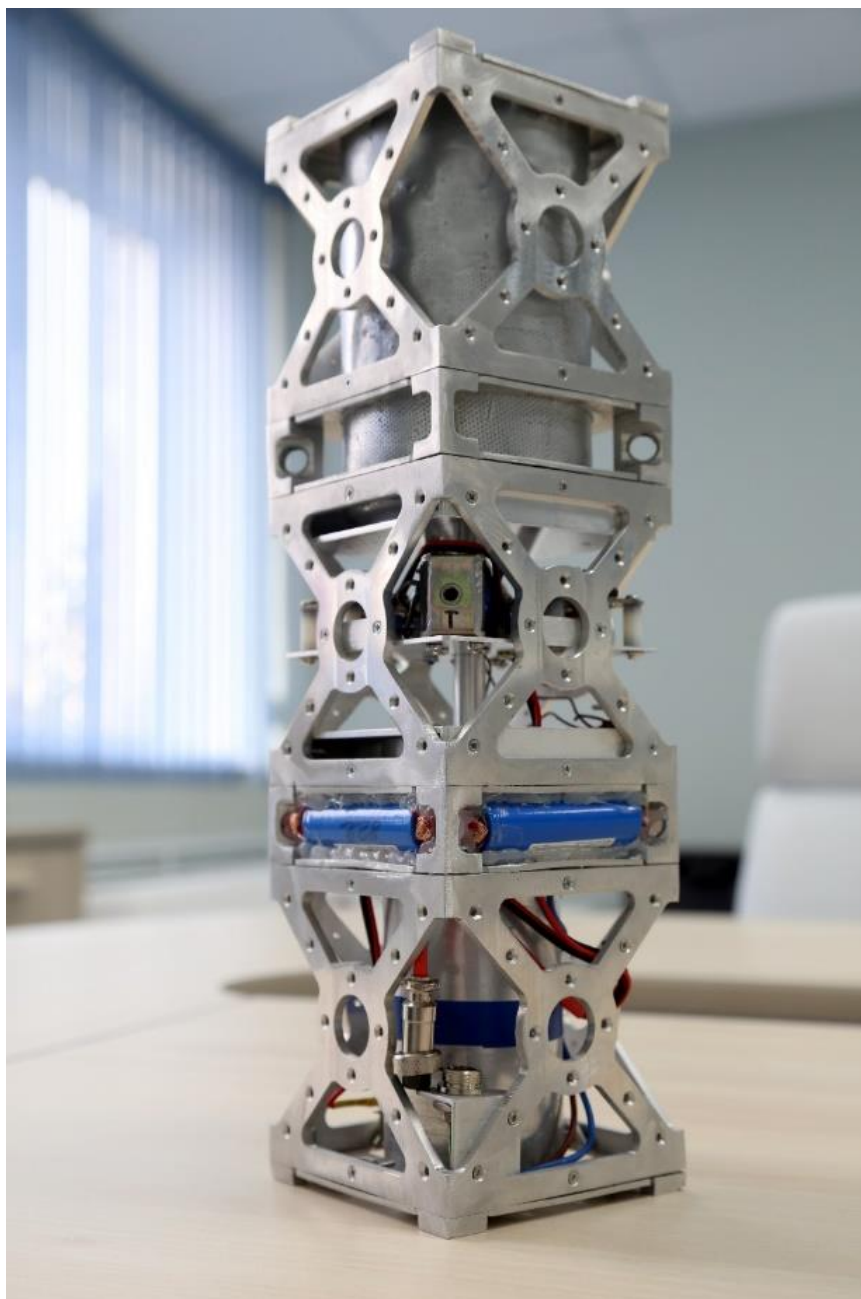


Рисунок 28 – Макет для тестирования блока управления соленоидами космического «мусоросборщика»

Процесс испытания блока управления соленоидами состоит из трех этапов:

1. Механические испытания
2. Электрические испытания
3. Комплексные испытания

2.6.1 Механические испытания

Целью механических испытаний системы вывода тралов является проверка правильности расчетов основных характеристик пружины и соленоида. Прежде всего следует убедиться, чтобы шток соленоида втянулся в корпус и освободил поршень с надетой на его стержень пружиной. Также необходимо подтвердить, что силы при рабочей деформации пружины достаточно для того, чтобы вытолкнуть трал в космическое пространство.

Для выполнения механических испытаний следует:

1. Подключить блок управления соленоидами к внешнему источнику питания.
2. Закрепить поршень, с надетой на его стержень пружиной, на штоке соленоида
3. Закрепить цилиндр поршня (поршневой стакан) на макете для тестирования блока управления соленоидами космического «мусоросборщика».
4. Установить стальной прототип трала, требуемой массой, в цилиндр поршня (стакан), так чтобы зазор между прототипом трала и внутренним диаметром поршневого стакана составлял 5%.
5. Привести макет в горизонтальное положение.
6. Установить тумблер включения питания схемы, в состояние ВКЛ.
7. Убедиться в срабатывании системы.
8. Установить тумблер включения питания схемы, в состояние ВЫКЛ.
9. Заполнить таблицу 3 в соответствии с полученными в ходе тестирования результатами.
10. Повторить пункты 2-8, изменяя наклонение макета от первоначального положения (0°) до 330° с шагом в 30° .
11. После выполнения всех испытаний проанализировать полученные результаты, записанные в таблицу 4. В случае наличия отрицательных результатов в третьем столбце необходимо заменить соленоид на более мощный. Если в четвертом столбце присутствуют отрицательные результаты следует заменить

текущую пружину на пружину с большей силой при рабочей деформации, но аналогичными геометрическими характеристиками.

Таблица 4 – Механические испытания механизма вывода тралов

Номер испытания	Угол отклонения макета, град.	Шток соленоида освободил поршень (да / нет)	Прототип трала был вытолкнут поршнем под действием пружины (да / нет)
1	0°		
2	30°		
3	60°		
4	90°		
5	120°		
6	150°		
7	180°		
8	210°		
9	240°		
10	270°		
11	300°		
12	330°		

2.6.2 Электрические испытания

Электрические испытания необходимы, для того чтобы убедиться в работоспособности таймера, который регулирует время задержки срабатывания соленоидов.

Для выполнения электрических испытаний необходимо:

1. Подключить блок управления соленоидами к внешнему источнику питания.

2. Повернуть подстроечную ручку переменного резистора в первоначальное положение (сделать 25 оборотов против часовой стрелки)
3. Установить тумблер включения питания схемы, в состояние ВКЛ.
4. Дождаться срабатывания системы.
5. Установить тумблер включения питания схемы, в состояние ВЫКЛ.
6. Используя секундомер, засечь время задержки срабатывания соленоидов, входящих в механизм вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U.
7. Полученный результат записать в таблицу 5
8. Повернуть построечную ручку переменного резистора на 5 оборотов по часовой стрелке от предыдущего положения.
9. Повторять пункты 3-6 до тех пор, пока количество оборотов подстроечной ручки переменного резистора не достигнет 25.
10. Сравнить практические и теоретические значения таймера задержки срабатывания соленоидов. Если разница между практическим и теоретическим значением таймера составляет больше 5%, следует провести дополнительную регулировку посредством переменного резистора R1.

Таблица 5 – Электрические испытания механизма вывода тралов

Номер опыта	Количество оборотов построечной ручки переменного резистора	Практические значения таймера задержки срабатывания соленоидов, с	Теоретические значения таймера задержки срабатывания соленоидов, с
1	0		0
2	5		1.4
3	10		2.8
4	15		4.2
5	20		5.6
6	25		7

2.6.3 Комплексные испытания

Комплексные испытания подразумевают под собой совокупность операций, направленных на выявление механических или электрических недочетов, у итоговой версии космического аппарата. В данном случае имеется в виду использование реального трала и заранее рассчитанного времени задержки срабатывания соленоидов, требуемого для конкретной задачи. Данный вид испытаний предполагает комплексную отработку всех систем механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U.

Для проведения комплексных испытаний требуется:

1. Установить блок управления соленоидами в наноспутник формата CubeSat 3U.
2. Подключить блок управления соленоидами к бортовому компьютеру космического «мусоросборщика».
3. Выставить требуемое значение таймера задержки срабатывания соленоидов, повернув подстроечную ручку переменного резистора на необходимое количество оборотов (в зависимости от космической миссии).
4. Закрепить поршень, с надетой на его стержень пружиной, на штоке соленоида.
5. Закрепить цилиндр поршня (поршневой стакан) на блоке управления соленоидами космического «мусоросборщика».
6. Установить аутентичный стальной трал в цилиндр поршня (поршневой стакан), так чтобы зазор между тралом и внутренним диаметром поршневого стакана составлял 5%.
7. Привести наноспутник в горизонтальное положение.
8. Включить космический «мусоросборщик».
9. Подать команду бортовому компьютеру наноспутника формата CubeSat 3U на подачу питания к блоку управления соленоидами.
10. Используя секундомер, засечь время задержки срабатывания соленоидов, входящих в механизм вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U.

11. Дождаться срабатывания механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U.

12. Выключить бортовой компьютер космического «мусоросборщика».

13. Заполнить таблицу 6 в соответствии с полученными в ходе тестирования результатами.

14. Повторить пункты 3-13, изменяя наклонение макета от первоначального положения (0°) до 330° с шагом в 30° .

15. Если на каком-либо этапе возникнут неполадки, то требуется устранить их и повторить комплексные испытания.

Таблица 6 – Комплексные испытания механизма вывода тралов

№	Угол отклонения космического аппарата, град.	Шток соленоида освободил поршень (да / нет)	Прототип трала был вытолкнут поршнем под действием пружины (да / нет)	Теоретические значения таймера задержки срабатывания соленоидов, с	Практические значения таймера задержки срабатывания соленоидов, с
1	0°			$t = n \cdot \frac{25}{7}$, где n – количество оборотов подстроечной ручки переменного резистора	
2	30°				
3	60°				
4	90°				
5	120°				
6	150°				
7	180°				
8	210°				
9	240°				
10	270°				
11	300°				
12	330°				

В данной главе была спроектирована электрическая принципиальная схема блока управления соленоидом механизма вывода тралов наноспутника. Подробно исследован и описан принцип ее работы. Также была рассчитана и спроектирована пружина сжатия, являющееся одним из основных компонентов механизма вывода тралов выбранного космического аппарата. Кроме того, были рассчитаны основные параметры соленоида, требуемые для корректной работы механизма вывода тралов космического «мусоросборщика». Помимо этого, была разработана технологическая карта испытаний механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U, которая позволяет выявить все возможные недостатки изделия и оперативно их устранить. К тому же был произведен расчет времени пребывания космического мусора на рабочей орбите наноспутника формата CubeSat, который гласит, что в среднем такие частицы засоряют орбиту около 10-50 лет. Вдобавок в этой главе была описана баллистическая схема полета, которая предполагает использование гелиороторного солнечного паруса для достоверного выполнения требуемой задачи по захвату космического мусора.

3 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Поскольку механизм вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U, рассматриваемый в данной выпускной квалификационной работе, относится к электромеханическим устройствам, то необходимо разъяснить правила электробезопасности связанные, как с наладкой, так и с эксплуатацией данного девайса. Механизм вывода тралов включает в себя блок управления соленоидами, в котором протекают опасные для жизни токи, например, сила тока, протекающая через катушку соленоида, составляет 2А, что в несколько раз превышает безопасную величину. В связи с тем, что в правилах технической эксплуатации электроустановок потребителей (ПТЭЭП, 2003 г.) электроприборы подразделяют на 2 класса: с напряжением до 1000 В и с напряжением свыше 1000 В. Следует рассмотреть правила безопасности при работе с электроприборами, напряжение которых не превышает 1000 В.

3.1 Основные понятия электробезопасности

Электробезопасность – совокупность технических и организационных действий и мер, которая необходима для защиты людей от негативного влияния на их организм электрического тока.

Электрические установки, которые используются в промышленности, представляют большую потенциальную угрозу.

Электроустановка – совокупность машин, установок, линий и дополнительного оборудования (в совокупности с сооружениями и помещениями, в которых они установлены), предназначенных для производства, изменения, передачи, распределения электрической энергии и преобразования её в другие виды энергии.

Помимо поражения людей электрическим током сбой режима работы электроустановок может привести к возникновению пожара или взрыва. Угроза поражения людей электрическим током специфична и осложняется тем, что ее невозможно обнаружить органами чувств человека: зрением, обонянием, слухом.

Анализ статических данных указывает, что степень электротравматизма на производстве в числе всех травм не высок и составляет не более 1%. Вместе с тем, по числу случаев со смертельным концом электротравматизм занимает одно из первых мест, доходя в отдельных отраслях 40 %. При этом до 80 % историй со смертельным исходом случаются на электроустановках напряжением 127...380 вольт.

Опыт показывает, что большинство рисков при применении электрической энергии возникает в результате повреждения целостности изоляции токоведущих частей. На состояние изоляции значительно влияет микроклимат производственных помещений, наличие химически активной среды и множество других факторов.

Значит, при использовании электрического оборудования, приборов и аппаратуры большое значение имеют вопросы защиты обслуживающего персонала и других лиц от угрозы поражения электрическим током

3.2 Воздействие электрического тока на организм человека

Прикоснувшись к проводнику, который находится под напряжением, человек «присоединяет» себя в электрическую цепь в том случае, если он плохо изолирован от земли или затрагивает объект с другим значением потенциала.

При данных обстоятельствах через тело человека проходит электрический ток, оказывающий тяжелое действие на организм: термическое, электролитическое, механическое и биологическое.

При термическом действии происходит перегрев и функциональное расстройство органов на пути прохождения тока.

Электролитическое действие тока приводит к электролизу жидкости в тканях организма, включая кровь, и нарушению ее физико-химического состава.

Механическое действие приводит к разрыву тканей, расслоению, ударному действию испарения жидкости из тканей организма. Механическое действие связано с сильным сокращением мышц, вплоть до их разрыва.

Биологическое действие тока вызывает раздражение и перевозбуждение нервной системы.

Игнорирование персоналом, работающего с электроустановками, правил электробезопасности может привести к поражению электрическим током и различным травмам. Существуют два вида электротравм: местные электротравмы и общие электротравмы (электрический удар).

Местная электротравма – это точно выраженное локальное повреждение целостности тканей организма, включая костные ткани, которое вызвано действием электрического тока или электрической дугой. К таким электротравмам относятся: электрические знаки, электрические ожоги, электрометаллизация кожи, электроофтальмия, механические повреждения.

Электрический удар – раздражения живых тканей организма проходящим через него электрическим током, сопровождающееся судорожными сокращениями мышц.

В зависимости от исхода поражения электрические удары делятся на четыре степени:

- I – судорожное сокращение мышц без потери сознания;
- II – судорожное сокращение мышц с потерей сознания, но с сохранением дыхания и работой сердца;
- III – потеря сознания и нарушение сердечной деятельности или дыхания (или того и другого вместе);
- IV – клиническая смерть, то есть отсутствие дыхания и кровообращения – переходное состояние от жизни к смерти, наступающее с момента прекращения деятельности сердца и легких. У человека при этом отсутствуют все признаки жизни. Однако в первый момент во всех клетках продолжают обменные процессы (клеточное дыхание) хотя и на очень низком уровне, но воздействуя на сердце и легкие можно оживить организм. Длительность клинической смерти определяется временем с момента прекращения сердечной деятельности и дыхания до начала гибели клеток коры головного мозга, в большинстве случаев 4-6 мин (редко 7-8 мин.).

Исход поражения обуславливается рядом факторов, влияющих на характер поражения.

Важным и решающим фактором воздействия электрического тока на организм человека является сила тока. Максимально допустимое неощутимое значение переменного тока 0,3 мА. Эта величина считается условно безопасной.

Человек начинает ощущать воздействие проходящего через него тока при увеличении силы тока до 0,6 – 1,6 мА для переменного тока частотой 50 Гц и 5 – 7 мА для постоянного тока. Эти значения именуется пороговыми ощутимыми токами. Для переменного тока формой проявления является пощипывание, легкое дрожание пальцев, для постоянного тока – зуд, ощущения нагрева.

При увеличении силы тока до 10 мА для переменного тока и 50 мА постоянного тока возникает второе пороговое значение – неотпускающий или удерживающий ток. При этом возникает судорожное сокращение мышц и человек не имеет возможности самостоятельно освободиться от действия тока (разжать пальцы и отпустить токопровод, за который он взялся).

При значениях переменного тока 100 мА, а постоянного 300 мА его воздействие передается сразу на мышцу сердца. При длительности влияния 0,5 сек может наступить остановка или фибрилляция сердца. Это третье пороговое значение токов – фибрилляционный ток.

Как следует из сравнения пороговых значений токов, одни и те же воздействия вызываются большими значениями постоянного тока, чем переменного. Значит, переменный ток более опасен, чем постоянный ток. Однако, даже слабый постоянный ток (ниже порога ощущения) при внезапном разрыве цепи дает более сильные удары, вплоть до судорог мышц рук. Так же установлено, что в электроустановках с уровнем напряжения выше 500 В опаснее постоянный ток. Наибольшую угрозу имеет переменный ток частотой от 20 до 1000 Гц. При частотах менее 20 Гц и более 1000 Гц опасность поражения уменьшается, так как значения предельно допустимых не отпускающих токов изменяются от значения 20 мА в большую сторону.

3.3 Технические меры и средства защиты , обеспечивающие безопасность при работе с электроустановками

Токоведущие элементы электроустановки должны быть недоступны для случайного прикосновения, а доступным прикосновению открытым и сторонним проводящим частям не следует быть под напряжением, представляющим опасность поражения электрическим током, как в нормальном режиме работы электроустановки, так и при повреждении изоляции.

Для обеспечения безопасной эксплуатации электроустановок используются различные способы защиты. Выполняют защиту от прямого прикосновения – защиту для предотвращения прикосновения к токоведущим частям (находящимся под напряжением) и защиту при косвенном прикосновении – защиту от поражения электрическим током при прикосновении к открытым токоведущим частям, оказавшимся под напряжением при повреждении изоляции.

Для защиты от прямого прикосновения применяют следующие меры:

- основная изоляция токоведущих частей;
- ограждения и оболочки;
- установка барьеров;
- размещение вне зоны досягаемости;
- применение сверхнизкого (малого) напряжения.

Защиту от косвенного прикосновения обеспечивают с помощью:

- защитного заземления;
- автоматического отключения питания;
- уравнивания потенциалов;
- выравнивания потенциалов;
- двойной или усиленной изоляции;
- сверхнизкого (малого) напряжения;
- защитного электрического разделения цепей;
- изолирующих (непроводящих) помещений, зон, площадок.

Также необходимо добавить средства защиты от воздействия электрического тока на человека. Средство защиты используется для предотвращения или

снижения воздействия на работающего опасных и вредных производственных факторов. Средства защиты бывают индивидуальные и коллективные.

Средства коллективной защиты подбираются с учетом производственного процесса, производственного оборудования, помещения, здания, сооружения.

Средства индивидуальной защиты используются одним человеком.

Электрозащитное средство – средство защиты от поражения электрическим током, используемое для обеспечения электробезопасности.

Изолирующие электрозащитные средства делятся на основные и дополнительные (таблица 1).

Основное изолирующее электрозащитное средство – изолирующее электрозащитное средство, изоляция которого продолжительно может выдерживать рабочее напряжение электроустановки и которое допускает работу на токоведущих элементах, находящихся под напряжением. Т. е. основными средствами защиты рабочие прикасаются непосредственно к токоведущим частям в электроустановках, находящихся под напряжением.

Дополнительное изолирующее электрозащитное средство – изолирующее электрозащитное средство, которое само по себе не может при данном напряжении обеспечить защиту от поражения электрическим током, но дополняет основное средство защиты.

Таблица 7 - Изолирующие электрозащитные средства.

Основные электрозащитные средства	Дополнительные электрозащитные средства
Изолирующие штанги всех видов	Диэлектрические галоши
Изолирующие клещи	Диэлектрические ковры и изолирующие подставки
Указатели напряжения	Изолирующие колпаки, покрытия и накладки
Электроизмерительные клещи	Лестницы приставные, стремянки изолирующие стеклопластиковые

Диэлектрические перчатки	
Ручной изолирующий инструмент	

Таким образом, в данной главе были описаны основные понятия, связанные с электробезопасностью при работе с электроустановками до 1000 В. Рассмотрен механизм действия электрического тока на человеческий организм при «включение» его в электрическую цепь. Также были проанализированы меры и средства защиты для безопасной работы в электроустановках.

4 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

В настоящем разделе выпускной квалификационной работы производится расчет затрат на разработку механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat 3U.

Себестоимость определяется по основной заработной плате производственных рабочих, затратам на материалы и покупные изделия.

Одним из показателей, имеющих фундаментальное значение для объективной оценки экономической эффективности новой техники, является себестоимость изготовления. Все многообразие методов расчета себестоимости можно разделить на три группы.

Первая группа – методы прогнозирования себестоимости на ранних стадиях проектирования на основе исследования ее зависимости от технических характеристик.

Вторая группа включает методы расчета по некоторым достоверно известным видам затрат. Неизвестные виды затрат прогнозируются на основе объективно существующих пропорций между различными видами затрат.

Третья группа методов базируется на расчете всех видов затрат на производство и реализацию продукции.

Расчет будем проводить вторым методом по формуле:

$$C_{AMC} = M + П + L_0 + L_D + L_{CH} + P_K, \quad (34)$$

где M – затраты на материалы;

$П$ – затраты на покупные изделия;

L_0 – основная заработная плата;

L_D – дополнительная заработная плата;

L_{CH} – отчисления на социальные нужды;

P_K – косвенные расходы.

Затраты на основные материалы и покупные изделия показаны в таблицах 8 и 9 соответственно.

Таблица 8 – Затраты на материалы

Изделие	Цена за штуку, руб.	Количество, шт.	Сумма, руб.
1. Трубы круглого профиля (диаметр, толщина стенки, длина):			
АД31Т1 (АД31) 75х2х6000	1700	1	1700
АД31Т1 (АД31) 40х3х6000	1650	1	1650
2. Листы металла (толщина, ширина, длина):			
АД35 2 х 1000 х 2000	5000	1	5000
АД35 10 х 1000 х 2000	10000	1	10000
3. Прутки круглого профиля (диаметр, длина):			
АД35Т651 12х5500	2000	1	2000
4. Винты:			
М2.0×6	2	16	32
М3.0×6	3	8	24
М4.0×8	4	2	8
М2.0×10	2	8	16
11. Припой с канифолью:			
ЗУБР 55451-100-10С	500	1	500
12. Проводки для пайки (10 штук):			
Диаметр 0.5 мм	70	2	140
Диаметр 1 мм	90	2	180
Итоговая стоимость			21250

Таблица 9 – Затраты на покупные изделия

Изделие	Цена за штуку, руб.	Количество, шт.	Сумма, руб.
1. Соленоиды:			
JF-0826B	350	2	700
2. Резисторы:			
3296W-1-105LF	15	2	30
C1.4-0.25-100 кОм $\pm 5\%$	3	4	12
C1.4-0.25-10 кОм $\pm 5\%$	3	6	18
C1.4-0.25-1 кОм $\pm 5\%$	3	10	30
3. Конденсаторы:			
K10-17-2Б-25В-0.1 мкФ (+50-20)%	45	4	180
K50-35-25В-10 мкФ $\pm 20\%$	10	2	20
K50-35-25В-100 мкФ $\pm 20\%$	15	2	30
4. Транзисторы:			
КТ829В	50	2	100
5. Операционные усилители:			
LM258	10	2	20
6. Оптопары с транзисторным выходом:			
4N35	25	2	50
7. Кнопки тактовые:			
KLS7-TS6601	10	2	40
8. Пружины сжатия:			
51ХФА-Ш-2Б-1.4 ГОСТ 1071-81	400	2	800
Корпус стандарта 3U CubeSat:			
SXC-F3U-02	219000	1	219000
Дополнительные затраты			15000
Итоговая стоимость			236030

Дополнительные затраты требуется для изготовления всех механических деталей, входящих в состав механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat. Такая цена обуславливается тем, что услуги фрезеровки в каждом регионе имеют разную стоимость.

В связи с тем, что данной изделие относится к изделиям ракетно-космической техники, то следует привлекать к работе компетентных специалистов. Таким образом для изготовления механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat потребуется инженер I категории ракетно-космической отрасли. Трудоемкость создания механизма вывода тралов составляет 48 часов, которые понадобятся инженеру, чтобы собрать и протестировать механизм вывода тралов наноспутника формата CubeSat.

Инженер I категории ракетно-космической отрасли имеет часовую тарифную ставку 370 рублей. Отталкиваясь от этого, произведем расчет его заработной платы:

$$L_0 = 1.15 \cdot t_{изд} \cdot e, \quad (35)$$

где 1,15 - коэффициент, который учитывает премии;

$t_{изд}$ - трудоемкость изготовления изделия;

e - тарифная ставка за час работы.

Отсюда следует, что заработная плата инженера-электронщика I категории составляет: $L_0 = 1.15 \cdot 48 \cdot 370 = 20414$ рублей.

Также необходимо учитывать дополнительную заработную плату рабочим, которая составляет 8% от основной заработной платы. В данном случае дополнительная заработная плата инженера I категории ракетно-космической отрасли составляет:

$$L_{д} = 0.08 \cdot L_0 = 1634 \text{ рубля.} \quad (36)$$

Немаловажным является определение отчислений на социальное страхование работников, которое составляет 14% от суммарной заработной платы. Отчисления на социальные нужды инженеру I категории ракетно-космической отрасли составляют:

$$L_{CH} = (L_D + L_0) \cdot 0.14 = 3087 \text{ рублей.} \quad (37)$$

Косвенные расходы в космической промышленности составляют 8-10% от суммарных расходов на производство:

$$P_K = 0.1 \cdot (M + П + L_0 + L_D + L_{CH}) = 26200 \text{ рублей.} \quad (38)$$

Рассчитав все величины входящие в формулу (), определим себестоимость механизма вывода тралов, которая составляет:

$$C_{AMC} = M + П + L_0 + L_D + L_{CH} + P_K = 288201 \text{ рублей.} \quad (39)$$

В данной главе был произведен экономический расчет себестоимости изготовления механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной выпускной квалификационной работе были проанализированы перспективные способы ликвидации космического мусора. В ходе анализа был выбран космический аппарат, относящийся к классу наноспутников формата CubeSat. Конкретный выбор, обоснован тем, что на рабочие орбиты спутников формата CubeSat приходится наибольшая доля космического мусора. Текущий космический аппарат предполагает использование тралов для ловли космического мусора и его уничтожения в верхних слоях атмосферы планеты Земля.

Для успешного выполнения заданной миссии требуется довольно точная баллистическая схема полета, в связи с тем, что спутники формата CubeSat имеют масса-габаритные ограничения, которые не позволяют использовать активную двигательную установку для корректировки орбиты. В связи с этим, было предложено использование пассивной двигательной установки, а именно, гелиороторного солнечного паруса.

Также были рассчитаны основные механические и электрические характеристики механизма вывода тралов данного наноспутника. Это сделано для того, чтобы четко понимать, какие компоненты следует купить для воплощения спутника в реальность.

К тому же была разработана технологическая карта испытаний механизма вывода тралов, которая позволяет в случае каких-либо неисправностей, понять их причину и оперативно ликвидировать ее.

Вдобавок, был произведен экономический расчет себестоимости механизма вывода тралов наноспутника формата CubeSat.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Esa.int [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – 23.08.1996. – Режим доступа: https://www.esa.int/Safety_Security/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers. – 09.07.2020.
2. Дронь, Н. М. Оценка энергетических и массовых характеристик систем увода космических аппаратов на базе электроракетных двигателей / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Вестник двигателестроения. – 2016. – №2 : Общие вопросы двигателестроения. – С. 76-80.
3. Bruno Esmiller Space debris removal by ground-based laser main conclusions of the European project CLEANSPACE/ Bruno Esmiller, Christophe Jacqueland, Hans-Albert Eckel, Edwin Wnuk // Applied Optics. – 2014. – №31. – P. 145-154.
4. Алпатов, А. П. Проект «космического пастуха» с ионным лучом. Идеи и задачи/ А. П. Алпатов, К. Бамбарделли, А. В. Пироженко, Е. Ю. Баранов, Г. Г. Осинский, А. Е. Закржевский // Космічна наука і технологія. – 2014. – №87. – С. 55-60.
5. Пат. 194255 Российская Федерация, МПК В64G 1/00. Устройство вывода тралов для сбора космического мусора малых размеров / Д. В. Фомин, А. Е. Гладков, А. А. Комарова, А. С. Кизима, В. А. Скрипаленко ; Амур. гос. ун-т. – №2019116334 ; Заявл. 27.05.2019 ; Опубл. 04.12.2019, Бюл. №34.
6. S. Srikrishnan An approach for space debris cleaning using space based robots/ S. Srikrishnan, Dr. P. K. Dash, Dr. S. Nadaraja Pillai, S. Arunvinthan // International Journal of Engineering Research And Management. – 2015. – Volume 02. – Issue 06. – P. 51-54.
7. Darpa.mil [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – 20.05.2000. – Режим доступа: <https://www.darpa.mil/attachments/RSGSProposersDaySlideDeck.PDF>. – 11.07.2020.
8. Трофимов, С. П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит: дис. ... канд. физико-мат. наук: 01.02.01 / С. П. Трофимов ; МФТИ. – Москва, 2015. – 125 с.

9. Nock K. T., Gates K. L., Aaron K. M., and McRonald A. D. Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD) for Safe and Efficient De-orbit// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. Toronto, Canada. August 2010. P. 11.

10. Patent 6,830,222 United States of America, Int. Cl. B64G 1/00. Balloon device for lowering space object orbits / Kerry T. Nock, Angus D. McRonald, Kim Maynard Aaron ; Global Aerospace Corporation – Appl. No.: 10/394,477 ; Filed: 21.03.2003 ; Date of patent: 14.12.2004.

11. Нестерин, И. М Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CUBESAT с низких околоземных орбит/ Нестерин И. М., Пичхадзе К. М., Сысоев В. К., Финченко В. С., Фирсюк С. О., Юдин А. Д. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. – 2017. – №3. – С. 20–26.

12. Богданова, В. С. Методы защиты космических аппаратов от внешних воздействий / В. С. Богданова, Д. А. Замятин, В. В. Кольга // Решетневские чтения. – 2017. – Том 1: Методы защиты космических аппаратов от внешних воздействий. – С. 9-10.

13. André Horstmann Survey of the Current Activities in the Field of Modeling the Space Debris Environment at TU Braunschweig / André Horstmann, Christopher Kepschull, Sven Müller, Eduard Gamper, Sebastian Hesselbach, Kerstin Soggeberg, Mohamed Khalil Ben Larbi, Marcel Becker, Jürgen Lorenz, Carsten Wiedemann and Enrico Stoll // Aerospace. – 2018. – Volume 5. – Issue 2.

14. Halis Can Polat Survey, Statistical Analysis and Classification of Launched CubeSat Missions with Emphasis on the Attitude Control Method / Halis Can Polat, Marcello Romano, Josep Virgili-Llop // Journal of space syntax. – 2016. - Vol. 5. – No. 3. – P. 513-530.

15. Зеленцов, В. В Проблемы мелкого космического мусора / В. В. Зеленцов // Наука и Образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. – 2015. – №4. – С. 89-104.

16. Космический полет с солнечным парусом: идея Ф. А. Цандера и сто лет последующего развития / под ред. В. А. Егорова. – М. : Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. – 320 с.

17. Bsail.ru [Электронный ресурс]: офиц. сайт. – 14.03.2016. – Режим доступа: <https://bsail.ru/wp-content/uploads/2017/02/1.pdf>. – 09.07.2020.

18. Фомин, Д. В. Блок управления работой соленоида наноспутника / Д. В. Фомин, А. Е. Воронков, Д. О. Струков // Вестник Амурского государственного университета. – 2020. – Вып. 89. – С. 49–52.

19. Jason Forshaw, Guglielmo Aglietti, Simon Fellowes, Thierry Salmon, Ingo Retat, et al... The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 1: from concept to launch. Acta Astronautica, Elsevier, 2019, ff10.1016/j.actaastro.2019.09.002ff. ffhal-02286651f

20. Веттегрень, В. И. Зависимость коэффициента трения одномерно армированного волокнистого композита от свойств матрицы / В. И. Веттегрень, А. В. Савицкий, А. И. Ляшков, Р. И. Мамалимов // Письма в ЖТФ. – 2008. – том 34. – вып. 19. – С. 79-85.