



**САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ**  
SAMARA UNIVERSITY

# SODA1 ПРОЕКТНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ

“Воздушно-инженерная школа МГУ” 2017-2018 года

Проект легкой одноступенчатой модели ракеты “SODA1”  
команды RocketLAV Самарского университета  
для седьмого чемпионата  
“Воздушно-инженерная школа МГУ” 2017-2018 года

# Содержание

---

История версий.....	3
Используемые сокращения.....	4
Введение.....	5
<b>1. Общее представление .....</b>	<b>6</b>
1.1 Презентация проекта.....	6
1.2 Презентация команды.....	9
<b>2. Постановка задачи.....</b>	<b>10</b>
<b>3. Концепция.....</b>	<b>12</b>
3.1 Выбор схемы модели ракеты .....	12
3.2 Создание первого прототипа .....	17
3.3 Анализ запуска первого прототипа .....	23
<b>4. Теоретические расчеты .....</b>	<b>25</b>
4.1 Прикидочные расчеты размеров конструкции .....	25
4.2 Расчет аэродинамики конструкции .....	28
4.3 Расчет парашюта .....	35
4.4 Расчет баллистической траектории .....	37
<b>5. Описание конструкции .....</b>	<b>43</b>
5.1 Техническое задание на реализуемую конструкцию .....	43
5.2 Описание корпуса и стабилизаторов .....	44
5.3 Описание головного обтекателя и системы раскрытия головных створок .....	45
5.4 Описание отсека под полезную нагрузку, парашют и электронику.....	48
5.5 Описание парашюта.....	51
5.6 Описание двигательного отсека.....	53
5.6.1 Описание используемого двигателя.....	53
5.6.2 Описание двигательного отсека .....	56
<b>6. Описание бортовой системы модели ракеты.....</b>	<b>57</b>
6.1 Техническое задание на реализуемую бортовую систему.....	57
6.2 Описание основной бортовой системы .....	58
6.3 Описание системы обнаружения модели после приземления .....	60
6.4 Описание системы, обеспечивающей траекторные измерения .....	61
<b>7. История реализации финальной версии .....</b>	<b>62</b>

7.1 Создание и запуск второго прототипа.....	62
7.2 Испытательные запуски итогового варианта ракеты.....	65
7.3 Участие в чемпионате “Воздушно-инженерная школа МГУ” .....	68
<b>8. Меры обеспечения безопасности во время эксплуатации .....</b>	<b>71</b>
<b>Заключение .....</b>	<b>72</b>
<b>Список используемых источников .....</b>	<b>73</b>
<b>Приложение А – Конструкторские чертежи</b>	
<b>Приложение Б – 3Д модель ракеты</b>	
<b>Приложение В – Принципиальная схема бортовой системы ракеты</b>	

# История версий

---

Версия документации:	Дата:	Авторы документации:	Для кого предназначен:
Версия 1	01.02.2018	Антон Полтораднев	Организаторы и судьи мероприятия “Воздушно-инженерная школа МГУ”.
Версия 2	01.09.2018	Евгений Мещеринов, Антон Полтораднев	Открытый источник

## Используемые сокращения

---

СКБЭР – студенческое конструкторское бюро экспериментальных ракет;

ТМРД – твердотопливный модельный ракетный двигатель;

ПО – программное обеспечение;

РН – ракета носитель;

ПН – полезная нагрузка;

ЦД – центр давления;

ЦМ – центр масс;

ЛА – летательный аппарат

ПУ – пусковая установка

# Введение

---

Начиная с 2011 года в авиамодельном студенческом конструкторском бюро (АСКБ) Самарского университета разрабатываются и строятся модели ракет для форума C'Space, организуемого французским космическим агентством (Centre National d'Études Spatiales – CNES) и некоммерческой организацией Планета наук (Planete Sciences). В 2017 году студентами-первокурсниками была построена и успешно запущена модель одноступенчатой ракеты "TSR 1.2" на мероприятии C'Space 2017 в городе Тарб, Франция. Необходимость в дальнейшем развитии деятельности объединения и навыков участников привела к созданию проекта легкой одноступенчатой модели ракеты "SODA1" для участия в седьмом чемпионате "Воздушно-инженерная школа МГУ" в номинации "ГИРД-2".

Таким образом участие студентов студенческого конструкторского бюро экспериментальных ракет RocketLAV Самарского университета, в данном чемпионате позволит им получить и применить на практике необходимые теоретические и практические навыки, связанные с ракетостроением, для дальнейшей работы в объединении и участия в других проектах.

Данный документ содержит документацию конечной версии проекта "SODA1".

# 1. Общее представление

## 1.1 Презентация проекта

“SODA1” – легкая одноступенчатая экспериментальная модель ракеты, разработанная студентами RocketLAV Самарского университета для надежной и безопасной транспортировки полезной нагрузки в виде CanSat’а и выполнения проектно-исследовательских задач в рамках участия в мероприятии “Воздушно-инженерная школа МГУ”.

### Основные технические характеристики

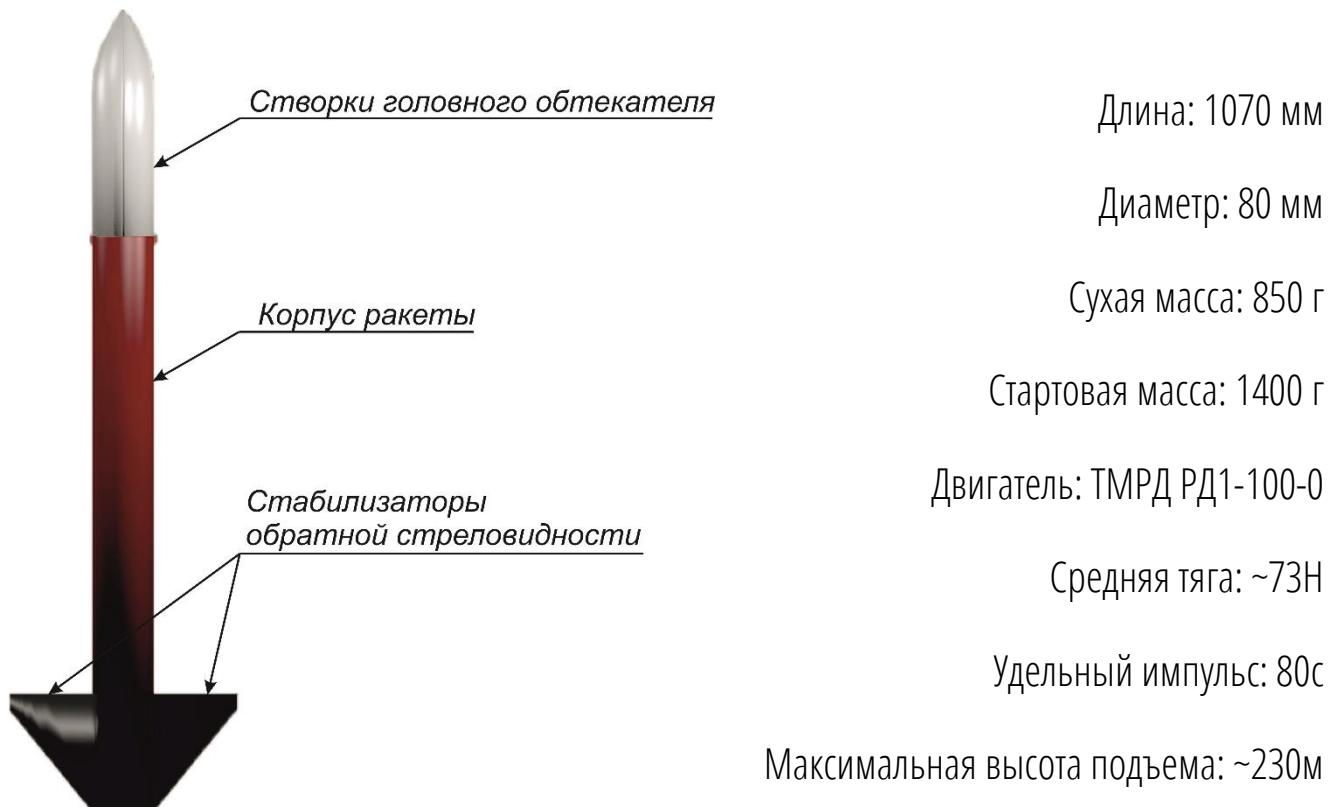


Рисунок 1.1.1 – Ракета с закрытыми створками

Особенность данного проекта является нестандартный способ отделения CanSat’а от ракеты. Для этого используются подвижные головные створки и механизм системы спасения. Головной обтекатель ракеты состоит из двух частей – левая и правая створка. В течение полета ракеты створки надежно скреплены, а в момент отделения CanSat’а механизм раскрытия створок, приводящийся в действие бортовой системой, раскрывает их, и, под действием пружины и набегающего потока, створки, скрепленные с корпусом петлями, прислоняются к корпусу ракеты. Далее срабатывает механизм системы спасения и с помощью пружины выталкивает CanSat и парашют.

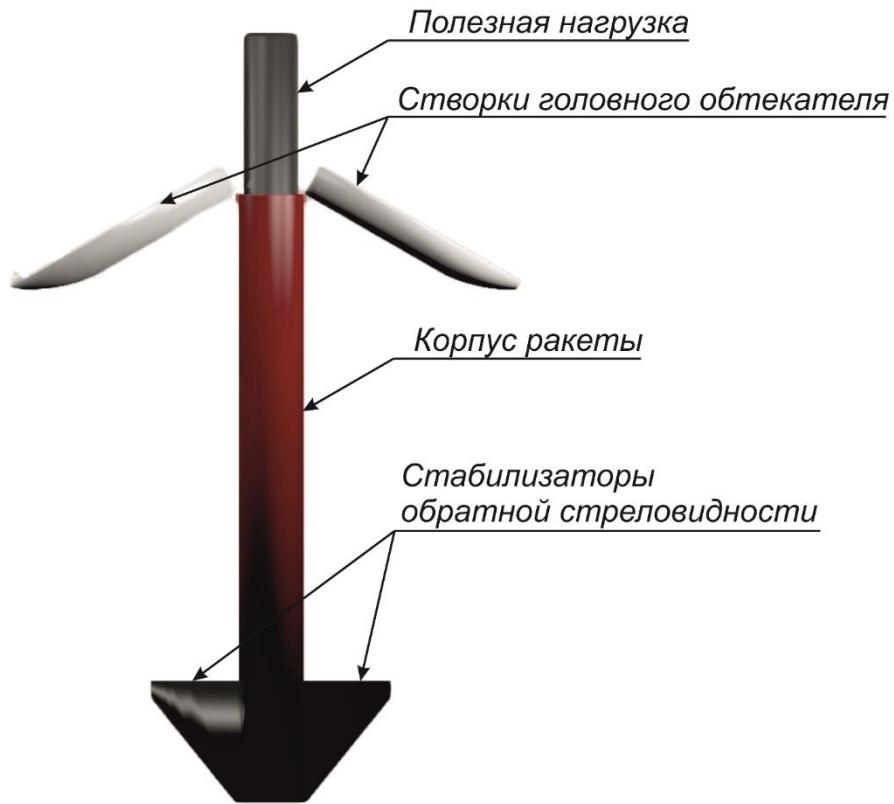


Рисунок 1.1.2 – Ракета с открытыми створками



Рисунок 1.1.3 – Внутренние компоненты ракеты

Помимо нестандартного способа отделения полезной нагрузки, проект выполняет следующие проектно-исследовательские задачи, используя бортовую систему ракеты:

- 1) Во время полета и после приземления бортовая система ракеты, используя GPS приемник и радиомодуль, отправляет координаты места приземления, тем самым обеспечивает обнаружение приземлившейся ракеты в условиях отсутствия прямой видимости (высокая трава, заросли кустарника, лес) на удалении до 1 км от точки старта;
- 2) Бортовая система ракеты, обеспечивает траекторные измерения в ходе полета от момента старта до момента приземления. Обязательные регистрируемые (вычисляемые) параметры: высота полёта, скорость, ускорение и горизонтальное удаление от точки старта. Данные сохраняются на бортовом накопителе и часть их транслируются на наземную приемную станцию в режиме «online».

## 1.2 Презентация команды

Для создания данного проекта была сформирована команда из общего числа участников RocketLAV. Команда консультировалась со специалистами кафедры теоретической механики, конструкции и проектирования летательных аппаратов и выражает им огромную благодарность за содействие.

Основная деятельность команды была разбита на две основных части – разработка конструкции и бортовой системы. Так как конструкция ракеты нестандартна, используются подвижные головные створки, потребовалось привлечь над ее работой большее количество членов команды.

Разработка проекта “SODA1” велась следующими студентами СКБЭР:

Антон Полтораднев – руководитель проекта, разработка и изготовление конструкции, бортовой системы, проведение теоретических расчетов. Студент 2-го курса института ракетно-космической техники Самарского университета.

Владимир Ковалев – главный механик, разработка и изготовление конструкции, расчет баллистической траектории полета, разработка чертежей. Студент 2-го курса института ракетно-космической техники Самарского университета.

Алексей Ким – главный механик, разработка и изготовление конструкции, разработка чертежей и создание 3D модели ракеты. Студент 2-го курса института ракетно-космической техники Самарского университета.

Алена Дёмина – механик, расчет и изготовление парашюта, расчет аэродинамики конструкции. Студент 2-го курса института ракетно-космической техники Самарского университета.

Анастасия Четина – механик, расчет и изготовление парашюта, расчет аэродинамики конструкции. Студент 2-го курса института ракетно-космической техники Самарского университета.

Дмитрий Налобин – электронщик, разработка и изготовление бортовой системы, программирование и обработка полученных экспериментальных данных. Студент 1-го курса факультета информатики Самарского университета.

Евгений Мещеринов – механик, разработка и изготовление конструкции. Студент 1-го курса института ракетно-космической техники Самарского университета.

## 2. Постановка задачи

---

Исходя из основных технических требований, предъявляемых организаторами к ракете-носителю (РН), опыта и анализа ошибок прошлых запусков, были определены цели проекта, которые планировалось достичнуть, а именно:

- спроектировать РН способную выводить полезную нагрузку (массой 350г и формой цилиндра диаметром 66 мм и высотой 200 мм) на высоту не менее 200 м;
- в составе двигательной установки использовать твердотопливный модельный ракетный двигатель РД1-100-0 с импульсом  $\sim 100 \text{ Н}^*\text{с}$ ;
- спроектировать систему спасения РН, обеспечивающую ее приземление со скоростью не более 10 м/с;
- разработать бортовую систему РН, управляющую ее механическими системами, обеспечивающую поиск приземлившейся РН и траекторные измерения во время полета;
- конструкция РН и двигательная установка должны обеспечивать безопасность во время запуска;
- разработанные системы и полученный опыт должны иметь ценность для будущих проектов;

Таким образом для реализации этих целей были приняты следующие решения:

- создать эскизный проект и построить прототип для первого запуска;
- проанализировать запуск и внести правки в эскизный проект;
- провести теоретические расчеты с учетом правок и разработать рабочие чертежи РН;
- разработать проектную документацию;
- построить и подготовить окончательную версию ракеты-носителя для запуска летом 2018 года;

В процессе создания проекта планировалось использовать как уже известные, так и новые технологии для команды. Работа с композитными материалами: изготовление конструкции из стекловолокна и углеволокна с помощью контактной и вакуумной формовки. Работа по изготовлению деталей с использованием 3д-печати, токарного и фрезерного станков.

Составлен общий план работ по проекту, которого команда придерживается.

SODA1 для "Воздушно-инженерная школа МГУ" Общий план работ						
2017			2018			
Декабрь	Январь	Февраль	Март	Апрель	Май	Июнь
	Запуск прототипа		Запуск второго прототипа		Запуск финальной версии проекта на мероприятии	
	Анализ запуска		Анализ запуска		Анализ запуска	
		Подготовка документации для Зимней сессии		Подготовка к запуску финальной версии проекта	Внесение результатов в документацию	Представление результатов запуска на публичной защите
		Зимняя сессия 30.01-03.02	Учет замечаний в проекте	Доработка конструкции, бортовой системы на основе анализа запуска	Учет правок в документации	Доработка бортовой системы, постройка второго прототипа

Рисунок 2.1 – Общий план работ по проекту

### 3. Концепция

#### 3.1 Выбор схемы модели ракеты

Разработка проекта началась с выбора схемы ракеты-носителя (РН). Необходимо было спроектировать достаточно простую и надежную конструкцию, поэтому была принята одноступенчатая схема с одним двигателем. Предложение использовать несколько двигателей было сразу отклонено, так как обеспечить синхронную работу твердотопливных модельных ракетных двигателей достаточно трудно и небезопасно. В качестве основного и единственного двигателя было решено использовать РД1-100-0 с импульсом  $\sim 100 \text{ Н}^*\text{с}$  без вышибного заряда. Отказ от вышибного заряда необходим для возможности размещения электронной бортовой системы и системы спасения внутри корпуса РН. В качестве стабилизирующих поверхностей выбраны три стабилизатора со скругленным поперечным сечением.

Далее необходимо было разработать способ отделения полезной нагрузки (ПН) от ракеты-носителя. Были рассмотрены следующие варианты:

- сброс части головного обтекателя и отделение ПН от ракеты путем выброса толкателем;

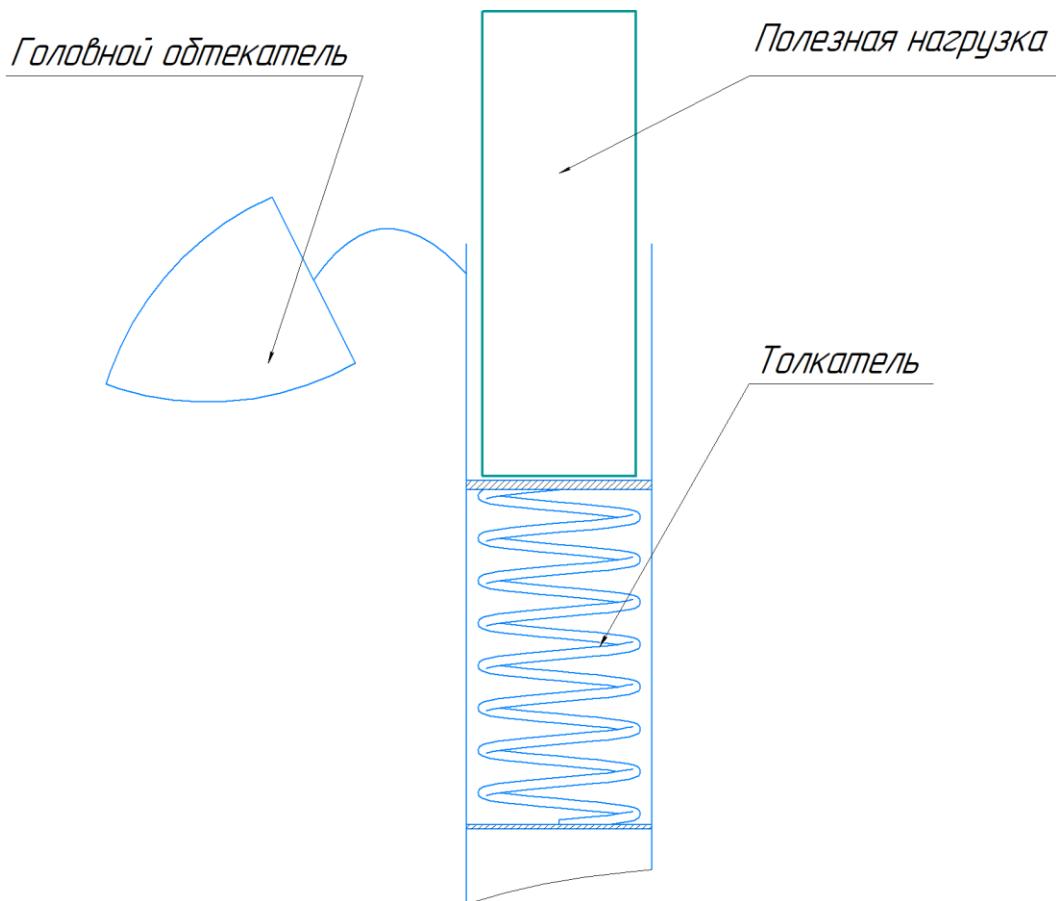


Рисунок 3.1.1 – Первый способ отделения ПН

– использование внутреннего отсека под ПН внутри ракеты с открывающейся дверцей на корпусе. Отделение ПН в данном случае происходит следующим образом: дверца открывается и механизм-толкатель выбрасывает ПН;

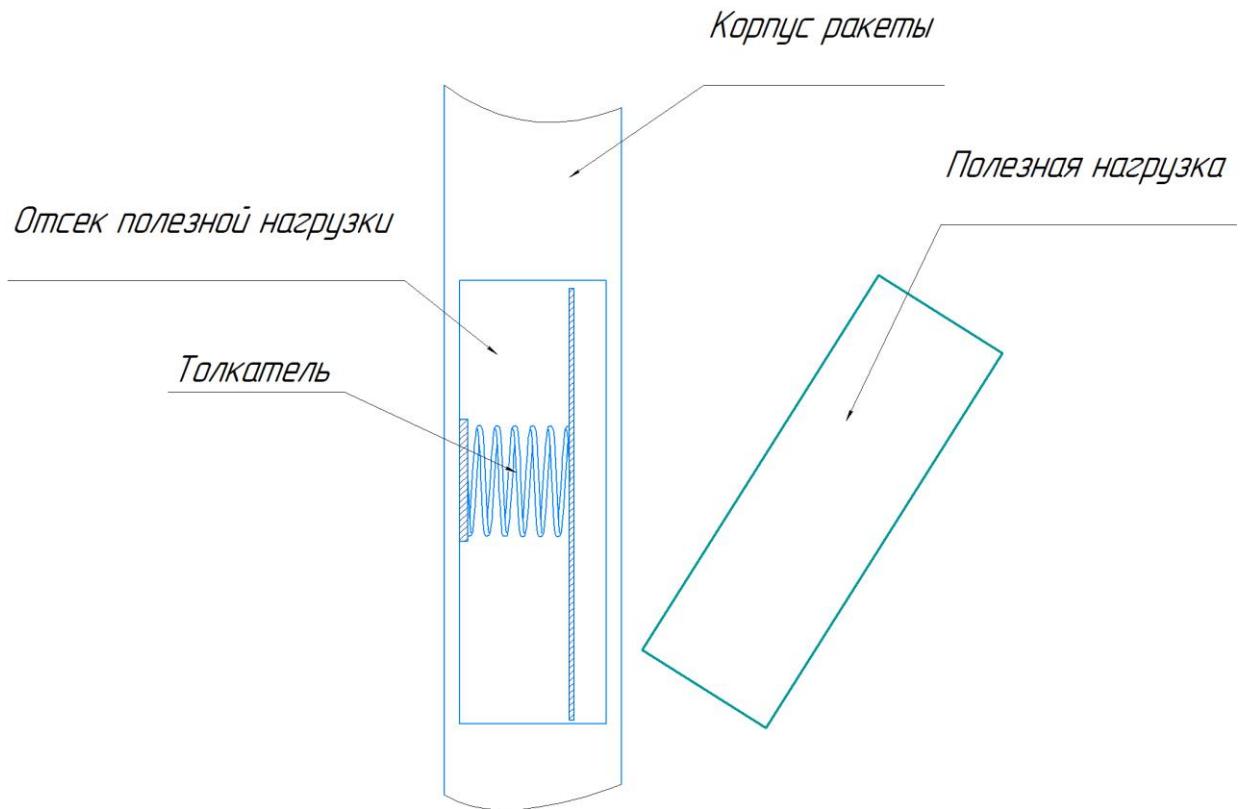


Рисунок 3.1.2 – Второй способ отделения ПН

– полное раскрытие головного обтекателя и отделение ПН путем выброса толкателем;

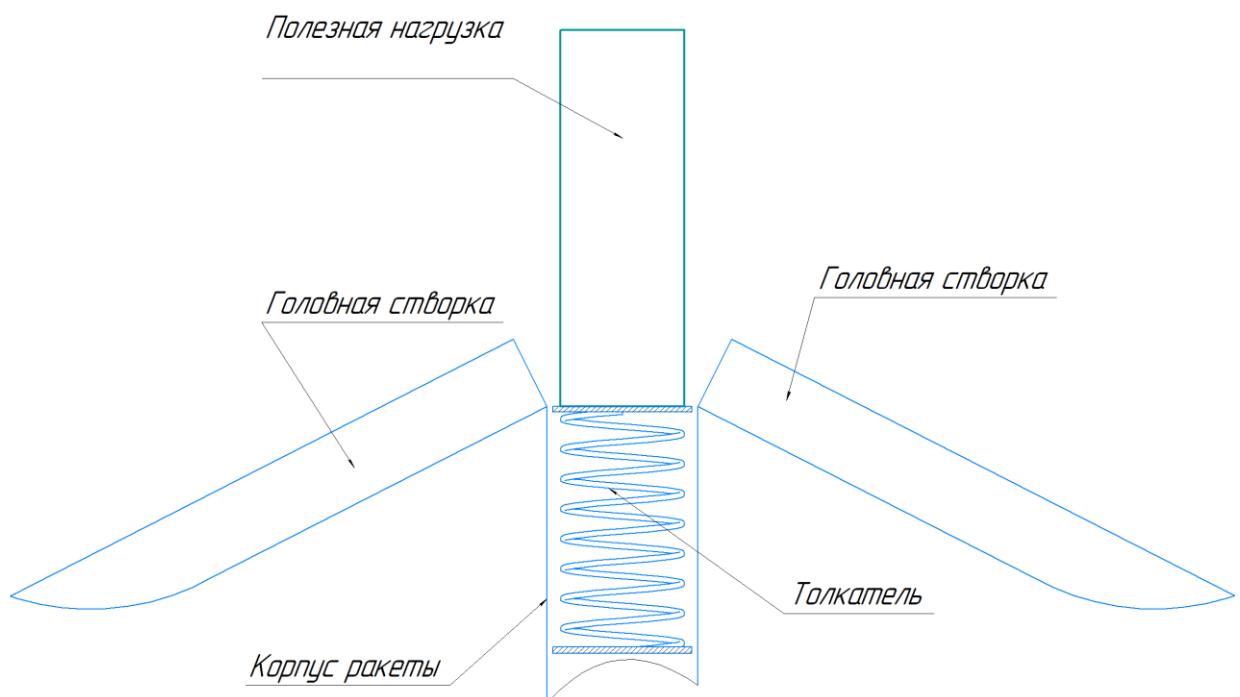


Рисунок 3.1.3 – Третий способ отделения ПН

Схема первого варианта наиболее простая, так как в ней не требуется дополнительных механизмов для раскрытия обтекателя (он выбивается тем же механизмом, который выбрасывает ПН). Однако из-за того, что ПН на всю длину заходит в корпус, для ее выталкивания требуется большой ход толкателя и, соответственно, большие размеры выталкивающего механизма, так же тут подразумевается полный сброс головного обтекателя, что нежелательно.

Второй вариант требует наиболее сложные механизмы для раскрытия (механизм открытия дверцы, механизм толкателя), которые довольно проблематично разместить внутри корпуса небольшого диаметра, так же размеры дверцы отсека ПН получается слишком большими, что плохо сказывается на прочности конструкции.

Для третьего варианта с раскрытием створок головного обтекателя необходим так же, помимо толкателя, дополнительный механизм для раскрытия створок. Но этот вариант позволяет уменьшить размеры отсека ПН и выталкивающего механизма за счет того, что после раскрытия головных створок полезная нагрузка оказывается фактические снаружи ракеты и расстояние, на которое ее необходимо вытолкнуть, минимально. Поэтому был выбран этот вариант.

Следующим вопросом стал выбор механизма раскрытия створок головного обтекателя. Было разработано два варианта раскрытия головных створок. Первый – использование крючка, приводимого в движение сервоприводом, который в закрытом положении цепляется за пластину на другой створке.

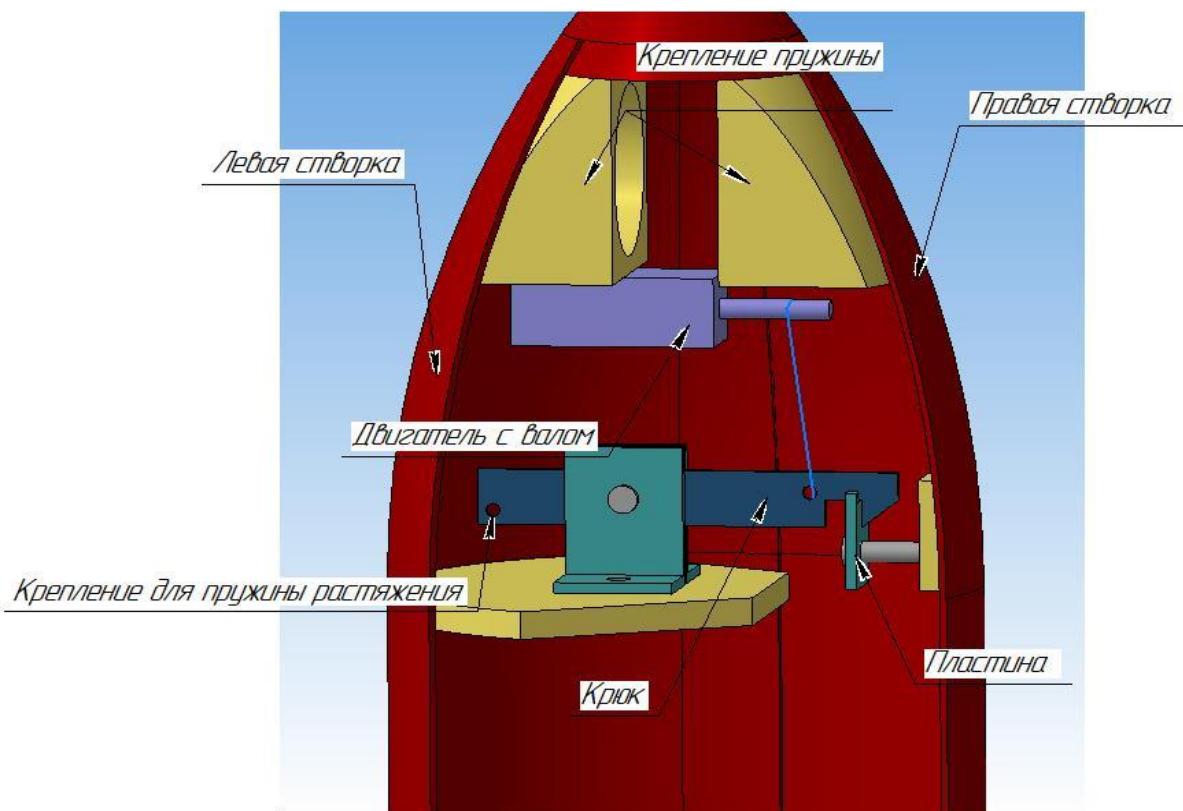


Рисунок 3.1.4 – Механизм с использованием крюка

Второй – вкручивание электродвигателем шпильки с резьбой в ответную часть на противоположной створке

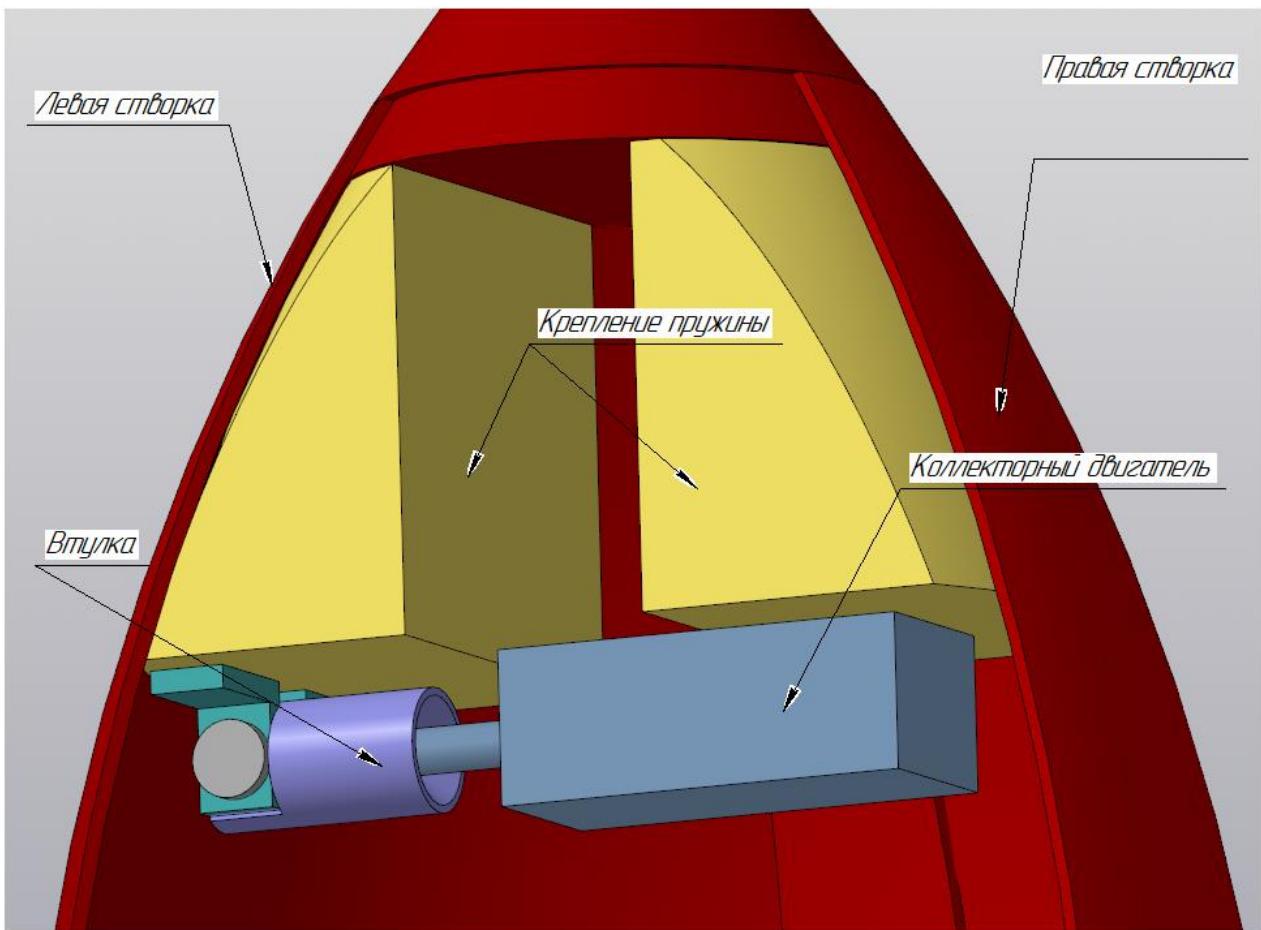


Рисунок 3.1.5 – Механизм с использованием вала

В ходе анализа данных вариантов, а также в результате анализа запуска 1-го прототипа был выбран второй вариант, так как он обеспечивает простоту конструкции, большую надёжность срабатывания, меньшую массу конструкции и более прост в изготовлении.

Разработанная система спасения, состоящая из парашюта и механизма его выброса – пружины сжатия, размещены в корпусе во внутреннем отсеке вместе с ПН. Для фиксации пружины в сжатом состоянии используется коллекторный двигатель с насаженной на вал шпилькой, вкручивающейся в ось, закрепленную на пружине. Такое решение обеспечивает достаточную компактность и легкость механизма. Кроме того, этот вариант был успешно использован в предыдущих проектах.

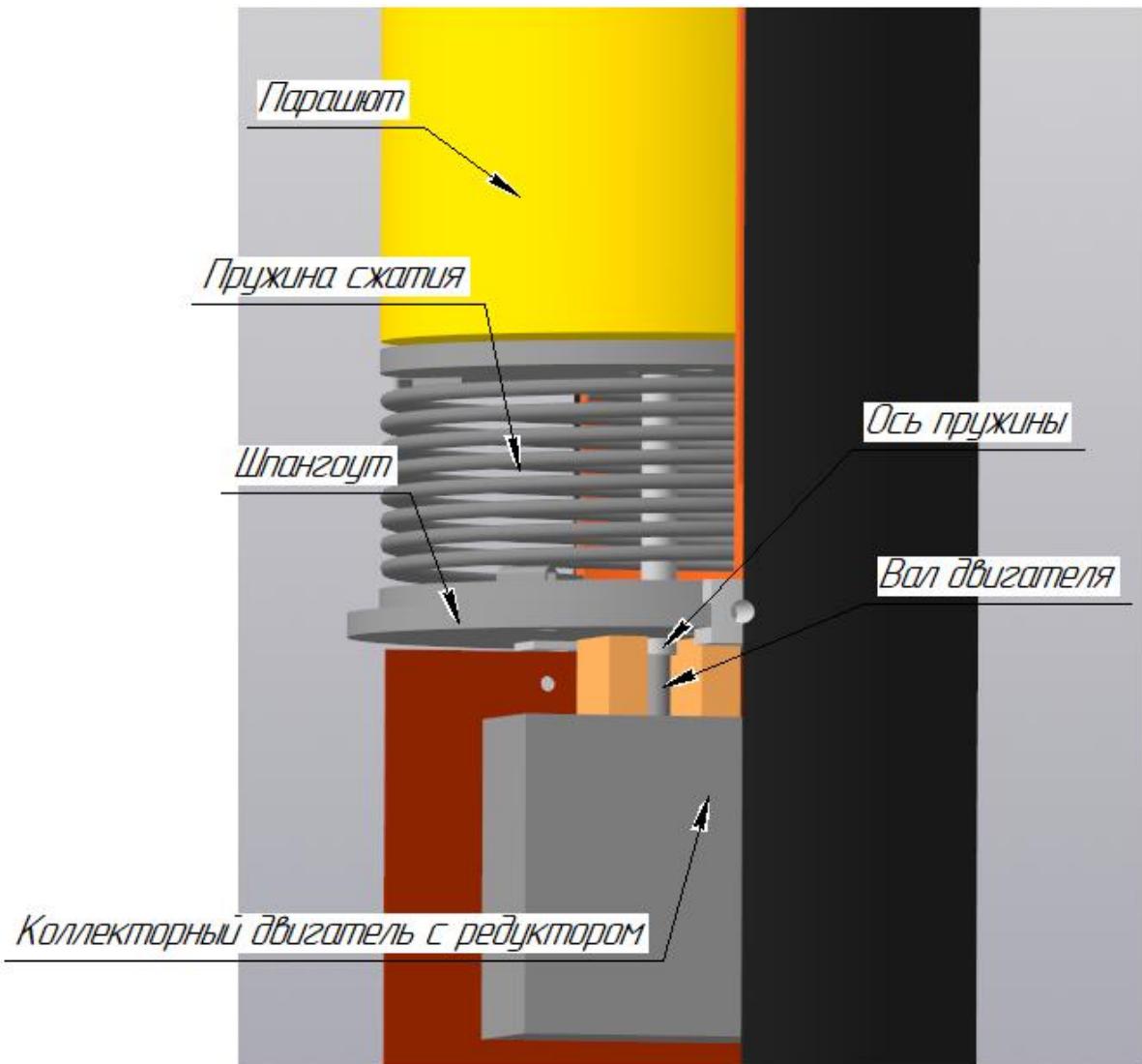


Рисунок 3.1.6 – Механизм системы спасения

Таким образом получилась компактная конструкция. Один толкатель выбрасывает и ПН, и парашют, находящиеся в одном отсеке. Одновременный выброс ПН и парашюта не мешают друг другу, так как защитный кейс парашюта и задержка времени раскрытия, обеспечивающаяся специальной укладкой парашюта, исключает возможность контакта парашюта РН и CanSat'a.

Для установки двигателя был разработан двигательный отсек. В него с натягом устанавливается двигатель без дополнительной фиксации. Предусмотрен свес двигателя для удобного извлечения.

### 3.2 Создание первого прототипа

Исходя из концепции ракеты, необходимо было спроектировать эскизный проект, построить его и испытать. С помощью специального ПО (StabTraj, OpenRocket, SpaceCAD) для проектирования ракет был создан эскизный вариант модели ракеты.

Для расчета был принят диаметр ракеты  $d_p=80$  мм, выбранный исходя из условия компактного размещения полезной нагрузки диаметром  $d_{ph}=66$  мм и технологии формовки корпуса из композитных материалов. Длина ракеты  $l_p=1050$  мм была выбрана для удобного размещения внутренних компонентов и подобрана исходя из условий аэродинамической устойчивости, т.е. соотношение “длина/диаметр” выбирались из допустимого интервала значений с одновременным поиском оптимальной площади стабилизаторов. Размеры стабилизаторов были определены исходя из общей стабильности ракеты, указанной в программах.

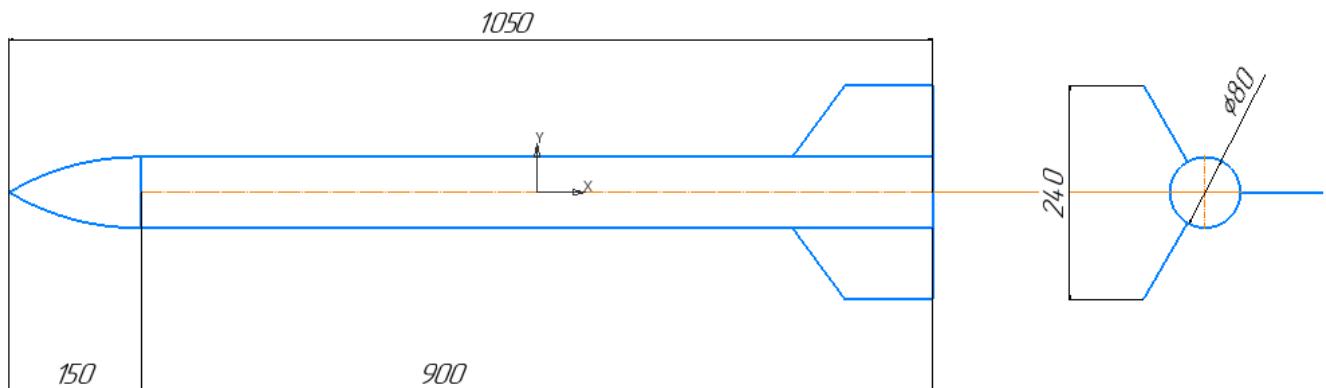


Рисунок 3.2.1 – Линейные размеры прототипа

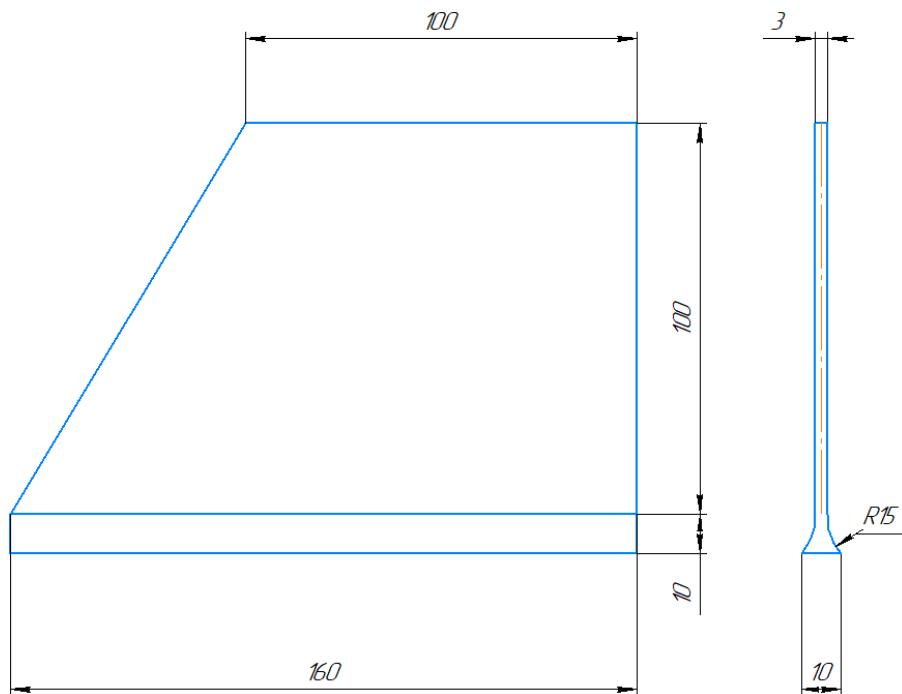


Рисунок 3.2.2 – Линейные размеры стабилизатора прототипа

Создание прототипа была необходимой задачей, так как в ходе его постройки были решены многие спорные моменты, касающиеся способов реализации различных узлов конструкции, их взаимного расположения и т.д.

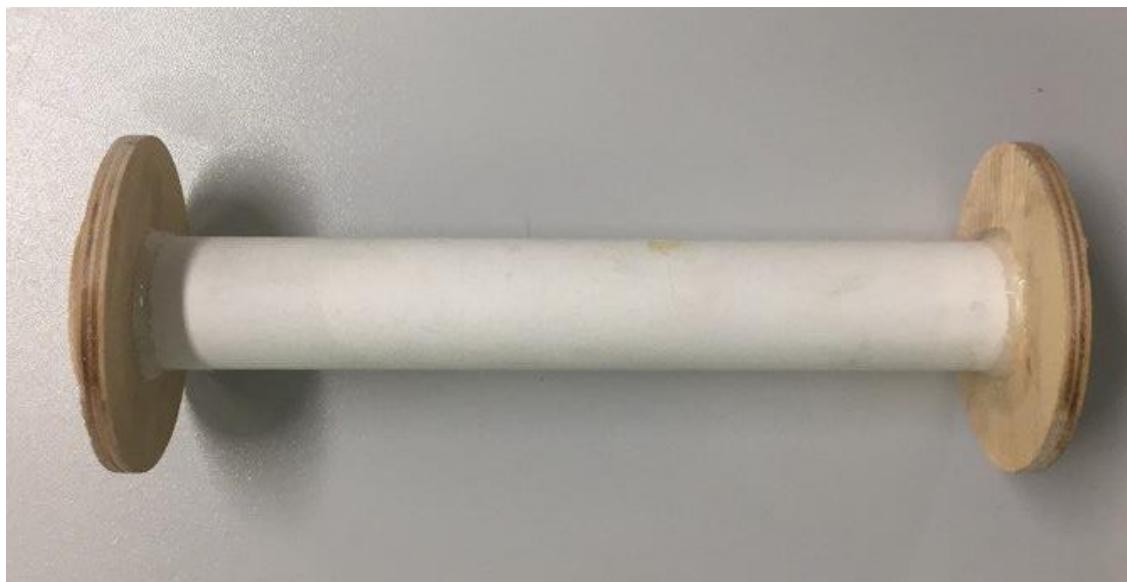


Рисунок 3.2.3 – Двигательный отсек прототипа



Рисунок 3.2.4 – Первоначальный вариант механизма раскрытия створок



Рисунок 3.2.5 – Конечный вариант механизма раскрытия створок



Рисунок 3.2.6 – Конечный вариант механизма раскрытия створок



Рисунок 3.2.7 – Готовые створки головного обтекателя



Рисунок 3.2.8 – Отсек ПН и бортовой системы



Рисунок 3.2.9 – Модель ракеты с раскрытыми створками



Рисунок 3.2.10 – Готовая модель ракеты вместе со стартовой установкой

Получившийся прототип имел массу 1500 г. Измерив и рассчитав остальные его параметры, были уточнены зависимости высоты, вертикальной скорости и ускорения от времени.

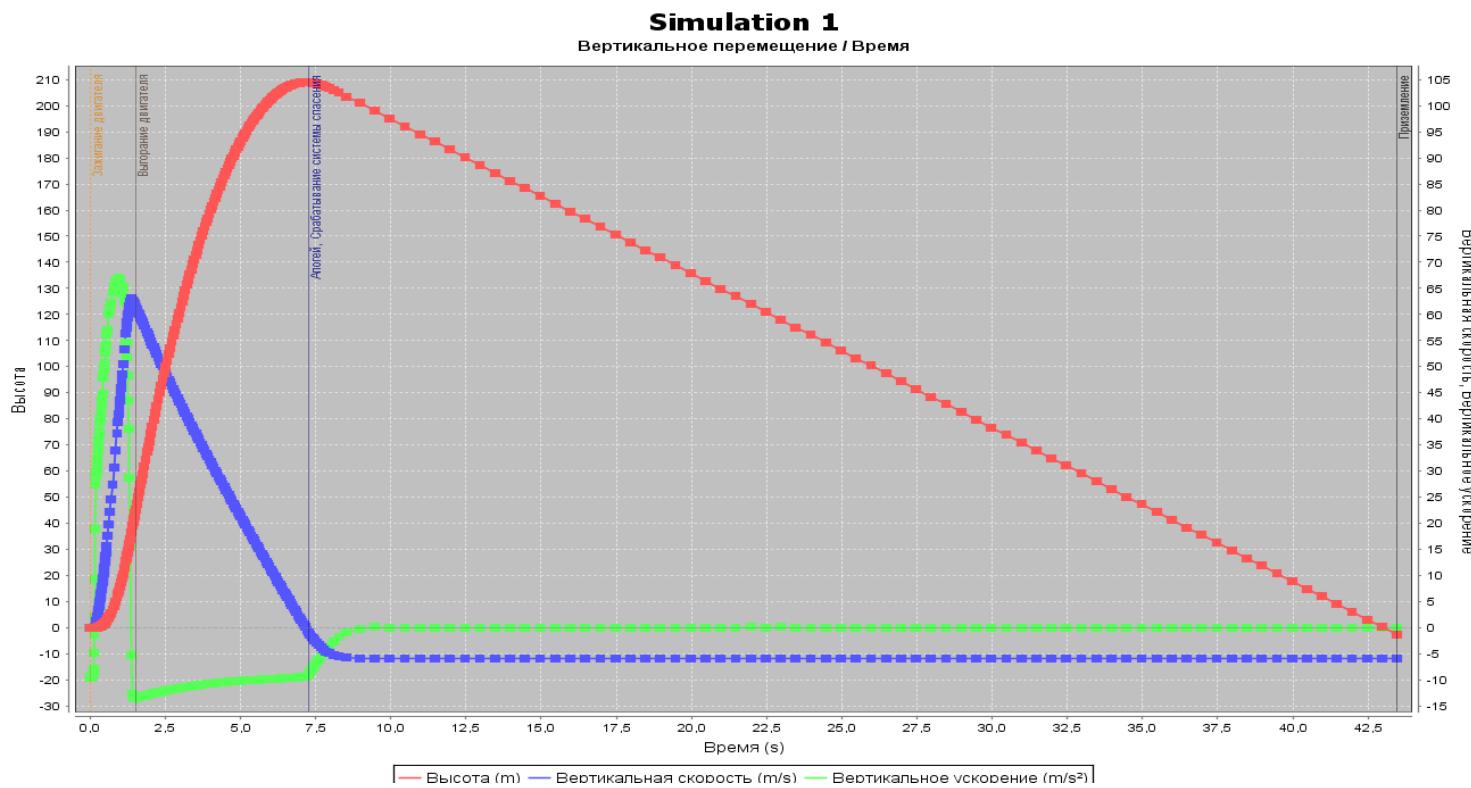


Рисунок 3.2.11 – Основные графики в зависимости от времени

Скорость отрыва	Апогей	Скорость при развертывании	Optimum delay	Макс. скорость	Макс. ускорение	Время до апогея	Время полета	Скорость приземления
13,6 m/s	209 m	2,94 m/s	5,75 s	63,1 m/s	67,8 m/s <sup>2</sup>	7,16 s	43,5 s	5,89 m/s

Рисунок 3.2.12 – Расчётные параметры ракеты во время полета

### 3.3 Анализ запуска первого прототипа

Для проверки работоспособности прототипа его было решено испытать. Основные цели запуска были следующие:

- определить устойчивость ракеты в полете;
- определить максимальную высоту подъема ракеты;
- испытать систему раскрытия створок на удерживание створок во время полета;
- испытать систему раскрытия створок, убедиться, что раскрытие произойдет в апогее;
- испытать систему отделения ПН и парашюта;

Запуск должен был происходить следующим образом:

- ракета устанавливается на пусковую установку;
- отдельным тумблером на ракете включается бортовая система;
- со специально пульта по радио каналу передается команда бортовой системе о начале запуска;
- после подачи команды производится запуск двигателя;
- в процессе полета ведется непрерывный визуальный контакт с ракетой;
- в апогее происходит срабатывание механизма раскрытия створок, механизма спасения, ПН отделяется от ракеты и парашют раскрывается;
- в конце полета ракета мягко приземляется на парашюте;

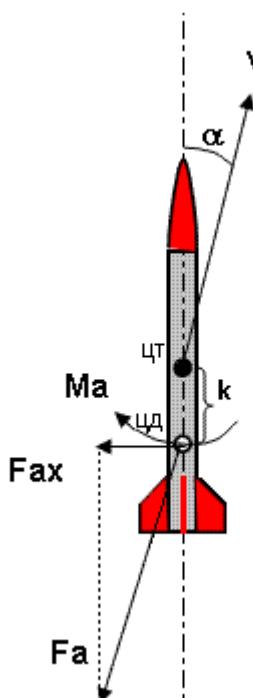
Однако по ряду причин запуск прошел полностью неудачно. После схода с направляющей ракета двигалась по прямой, но через некоторое время под действием потока ветра резко изменила угол атаки. Далее полет продолжался по крутой баллистической траектории с высотой полета не более 80-100 м. Так же из-за проблем с радио-модулем бортовая система, ответственная за раскрытие головных створок и срабатывание системы спасения при достижении апогея после ~7с, не сработала, что привело к жесткому приземлению прототипа. Как показал осмотр места падения, серьезно пострадали только створки головного обтекателя, корпус и бортовая система остались невредимы.



Рисунок 3.3.1 – Фотография полета ракеты после схода с направляющей

Анализ выявил следующие основные причины неудачного запуска первого прототипа:

- Пусковая установка была неправильно установлена и допускала отклонение ракеты от намеченной траектории;
- Скорость схода с направляющей была недостаточно высокая ~13,6 м/с;
- Расстояние между центром тяжести и центром давления было слишком большим ~6D (D-диаметр ракеты), следовательно, на ракету воздействовал большой аэродинамический момент  $M_a$ , созданный боковым ветром;
- При массе в 1500 г данный прототип, двигатель РД1-100-0 не обеспечил подъем модели на высоту >200м;



В результате из-за совокупности данных причин имеем: неправильно установленная пусковая установка изменила траекторию полета ракеты после схода с нее (около 10 градусов), затем прототип имел недостаточно высокую скорость для стабилизации и в результате воздействия потока воздуха, произошло отклонение ракеты от заданного курса.

Однако испытание показало, что конструкция створок и механизм системы раскрытия достаточно надежны, так как во время полета механизм раскрытия створок выдержал вибрацию и давление воздуха в течении полета, и их разделение без команды не произошло.

Рисунок 3.3.2 – Силы, действующие на ракету в полете

На основе результатов этого полета и его анализов было принято найти решения для уменьшения массы всей конструкции, оптимизировать ракету так, чтобы расстояние между центром тяжести и центром давления были в диапазоне от 2D-4D. Для запуска использовать направляющую большей длины >2 м. Отказаться от варианта индикации старта ракеты с помощью радио-модуля.

## 4. Теоретические расчеты

---

### 4.1 Прикидочные расчеты размеров конструкции

Для стабильного полета ракеты было необходимо рассчитать правильное взаимное расположение центра масс (ЦМ) и центра давления (ЦД) и удостовериться, что ЦД лежит ниже ЦМ на расстоянии из интервала стабильности.

Центр масс – точка приложения силы тяжести. К ней же приложена сила тяги. Вращение ракеты в поперечном направлении (рысканье) происходит вокруг этой точки.

Центр давления – точка приложения аэродинамической силы, её расположение зависит от формы и размеров корпуса, площади, формы и расположения стабилизаторов.

При полёте ракеты направление набегающего потока воздуха строго противоположно направлению полёта. При отклонении ракеты от этого направления (увеличении угла атаки), аэродинамическая сила стремится вернуть ракету в исходное положение. Плечом этой силы и является расстояние между ЦМ и ЦД. Это расстояние может быть измерено в диаметрах корпуса ракеты ( $1D$  – величина, равная одному диаметру), и должно находиться в рамках  $2 – 4D$ . Его уменьшение ведёт к потере стабильности, так как момент силы, возвращающий ракету на исходную траекторию становится слишком мал. Увеличение же этой величины ведёт к чрезмерному увеличению моментов внешних сил (в частности силы ветра), сбивающих ракету с нужной траектории.

Таким образом необходимо было уменьшить расстояние между ЦМ и ЦД с  $6D$  до значения из интервала стабильности. Так как большая часть массы ракеты была сосредоточена у головного обтекателя, ЦМ располагался примерно там же, в отличии от центра давления, располагавшегося почти у основания ракеты. Решением этой задачи стало перераспределение массы таким образом, чтобы ЦМ стал ниже, а также изменение формы стабилизаторов таким образом, чтобы поднять ЦД.

Так же в ходе оптимизации ракеты были приняты некоторые решения, позволяющие снизить итоговую массу конструкции. Например, отказ от пластикового отсека и замена его на более легкий и простой из стекловолокна.

Были затронуты также размеры головного обтекателя. Был рассчитан оптимальный объем, предназначенный для свободного размещения полезной нагрузки и системы расстыковки. В результате получился головной обтекатель, совмещающий как цилиндрическую форму, так и оживальную.

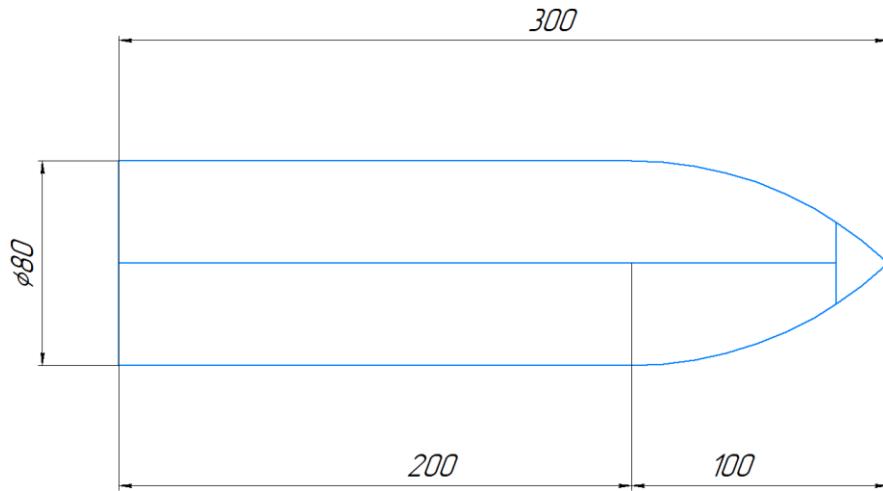


Рисунок 4.1.1 – Размеры головного обтекателя

После проведения расчетов ЦМ и ЦД с помощью специального ПО для различных вариаций геометрических размеров были выбраны следующие размеры:

- Общая длина ракеты 1050 мм без учета свеса двигателя;
- Диаметр ракеты 80 мм;
- Положение центра масс ракеты с установленным двигателем 520 мм от носа ракеты;
- Положение центра давления ракеты с установленным двигателем 770 мм от носа ракеты;
- Стабилизаторы обратной стреловидности, значительно поднимающие ЦД, следующей формы;

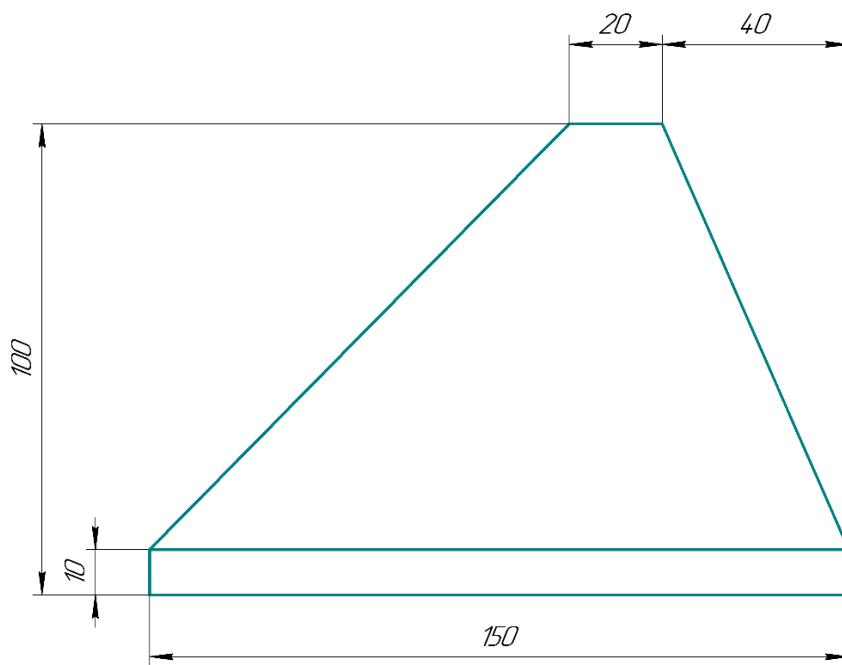


Рисунок 4.1.2 – Размеры стабилизатора обратной стреловидности

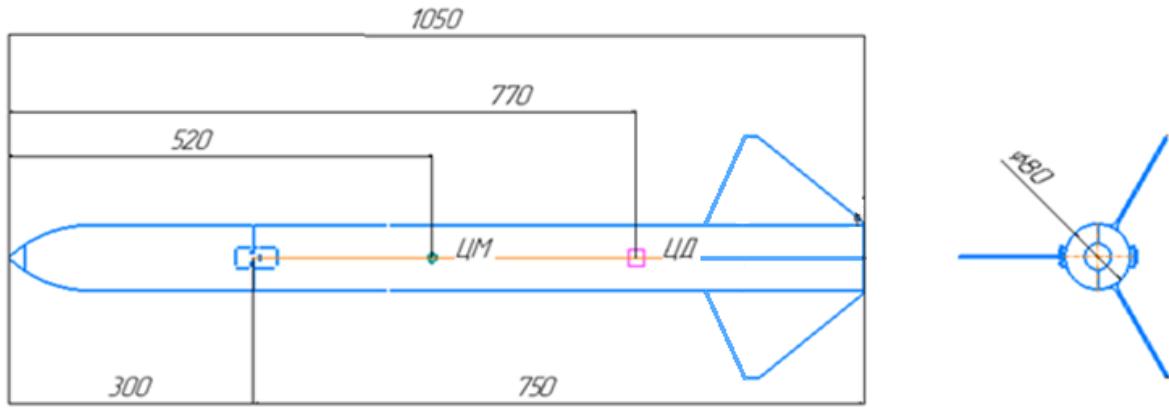


Рисунок 4.1.3 – Общие размеры ракеты с учетом ЦМ и ЦД

29.01.2018	Min	Results		Max
Finesse	10	<b>13,1</b>		20
Lift	10	<b>10,9</b>		30
StatMargin	2 D	3,04 D	3,57 D	6 D
Torque	30	33,0	38,8	100
Xcp		763 mm		
MS /L		23% L	27% L	
<b>STABLE</b>				

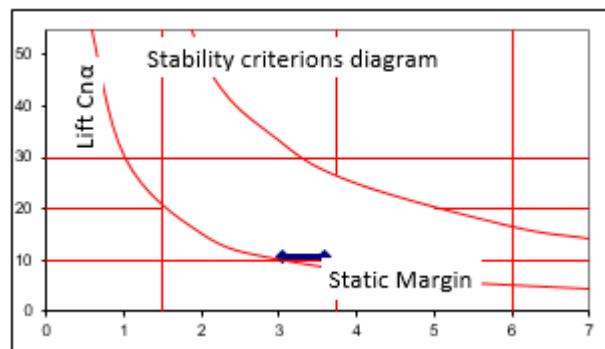


Рисунок 4.1.4 – Диаграмма стабильности

Таким образом удалось уменьшить расстояние между ЦМ и ЦД до 3.04D при полностью загруженном моторе и 3.57D при отработанном моторе. По результатам расчетов видно, что параметры ракеты находятся в допустимых интервалах и ракета в целом стабильна.

## 4.2 Расчет аэродинамики конструкции

Для оценки полетных возможностей ракеты необходимо рассчитать величину аэродинамического сопротивления.

Величина аэродинамического сопротивления, а также несущие свойства ракеты, влияющие на устойчивость ее движения, определяются формой ракеты, ее скоростью и взаимной ориентацией продольной оси ракеты и вектора скорости ее центра масс.

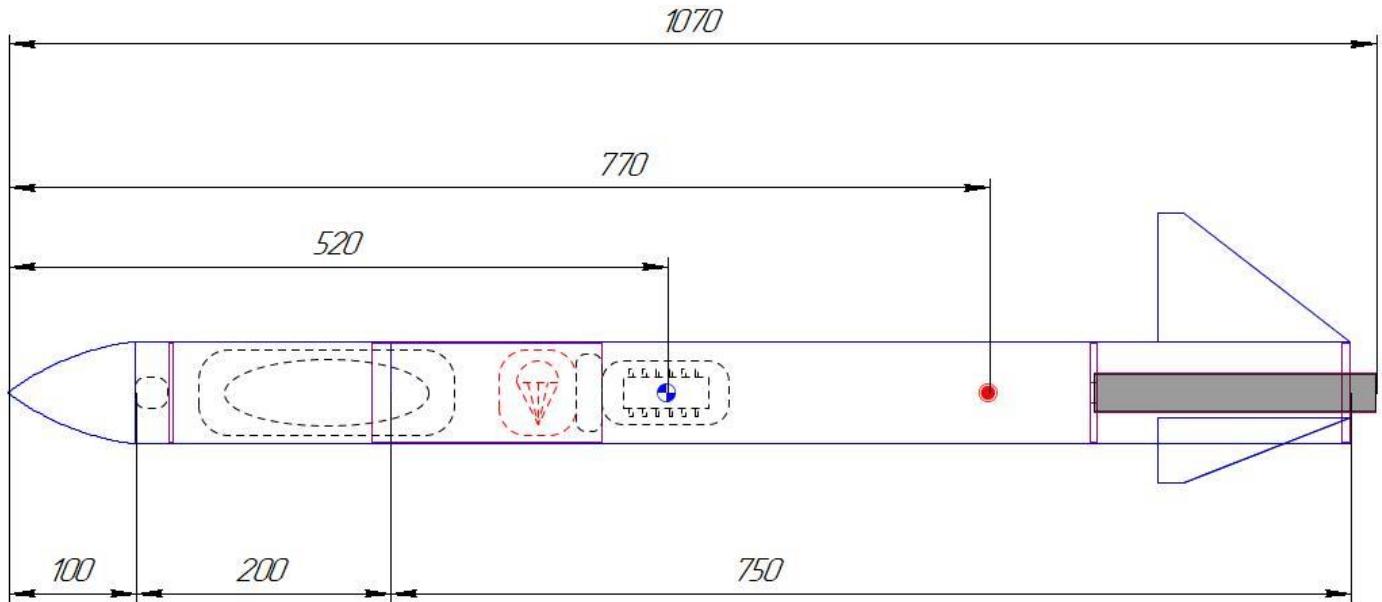


Рисунок 4.2.1 – Форма ракеты

Форма ракеты, внешний вид которой приведен на рисунке 1 представляет собой сочетание цилиндрической поверхности и поверхности оживальной формы. Кроме того, имеются аэродинамические поверхности - стабилизаторы, предназначенные для управления относительным движением ракеты. Элементы конструкции, безотрывно обтекаемые пограничным слоем, являются источником сопротивления трения. Головная часть оживальной формы ракеты создает сопротивление давления.

### 1 Расчет коэффициента лобового сопротивления

Коэффициент лобового сопротивления представляет собой сумму двух коэффициентов:

$$C_{xa} = C_{xa\ 0} + C_{xa\ i} \quad (1)$$

где  $C_{xa\ 0}$  – коэффициент лобового сопротивления летательного аппарата при нулевом угле атаки;

$C_{xa\ i}$  – коэффициент индуктивного сопротивления летательного аппарата.

Индуктивной составляющей в данной формуле мы пренебрегаем, т. к. она связана с подъемной силой, которая зависит от угла атаки  $\alpha$ . В нашем случае подъемная сила отсутствует, так как  $\alpha=0$ .

Таким образом формула (1) примет вид:

$$C_{xa} = C_{xa\ 0} .$$

Лобовое сопротивление при нулевом угле атаки принято разделять на сопротивление трения и сопротивление давления:

$$C_{xa\ 0} = C_{xa\ tr} + C_{xa\ d\ 0}$$

Коэффициенты трения и давления определяются через их составляющие для отдельных частей аппарата:

$$C_{xa\ tr} = C_{x\ tr.korp} \frac{S_{m.korp}}{S_m} + n C_{x\ tr.kp} \frac{S_k}{S_m} ,$$

$$C_{xa\ d\ 0} = C_{x\ d.korp} \frac{S_{m.korp}}{S_m} + n C_{x\ d.kp} \frac{S_{kp}}{S_m} ,$$

где  $C_{x\ tr.korp}$ ,  $C_{x\ tr.kp}$  – коэффициенты трения корпуса и крыла;

$C_{x\ d.korp}$ ,  $C_{x\ d.kp}$  – коэффициенты сопротивления давления корпуса и крыла.

Следовательно, чтобы определить аэродинамические коэффициенты летательного аппарата, необходимо определить аэродинамические коэффициент его отдельных частей.

## 2 Расчет коэффициента сопротивления трения ракеты

### 2.1 Расчет коэффициента трения корпуса летательного аппарата

Пренебрегая влиянием кривизны поверхности на силу трения, а также наклоном отдельных элементов поверхности к оси корпуса, можно написать

$$C_{x\ tr.korp} = \frac{2C_{f\ M=0}}{2} \eta_m \frac{F_{korp}}{S_{m.korp}} ,$$

где  $F_{korp}$  – площадь смоченной поверхности корпуса (без площади донного сечения);

$2C_{f\ M=0}$  – коэффициент трения плоской пластины в несжимаемом потоке;

$\eta_m$  – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на сопротивление трения.

Площадь смоченной боковой поверхности корпуса состоит из площади боковых поверхностей обтекателя оживальной формы  $S_{obt}$  и цилиндрической части ЛА длиной  $L_{ц}$ . Величина поверхности  $F_{korp}$  определяется следующим образом:

$$F_{korp} = S_{obt} + \pi D L_{ц} ,$$

где  $D$  – диаметр корпуса летательного аппарата.

Удвоенный коэффициент трения  $2C_{f M=0}$  может быть определен по формулам зависимости от числа Рейнольдса  $Re$ :

- для ламинарного слоя  $Re > 485\,000$

$$2C_{f M=0} = \frac{2,656}{\sqrt{Re}} ;$$

- для турбулентного пограничного слоя  $Re < 10^7$

$$2C_{f M=0} = \frac{0,91}{(\log Re)^{2,58}} ;$$

- для смешанного пограничного слоя  $485\,000 < Re < 10^7$

$$2C_{f M=0} = \frac{0,91}{(\log Re)^{2,58}} \left( 1 - \bar{x}_t + \frac{40\bar{x}_t^{0,625}}{Re^{0,375}} \right)^{0,8} .$$

Число Рейнольдса определяется по длине корпуса  $L_{\text{корп}}$ :

$$Re = \frac{a_\infty M_\infty L_{\text{корп}}}{\nu} ,$$

где  $M_\infty$  – число Маха набегающего потока;

$a_\infty$  – скорость звука на заданной высоте, определяемая по таблице стандартной атмосферы;

$\nu$  – коэффициент кинематической вязкости.

Коэффициент  $\eta_M$ , учитывающий влияние числа Маха на сопротивление трения определяется по графику.

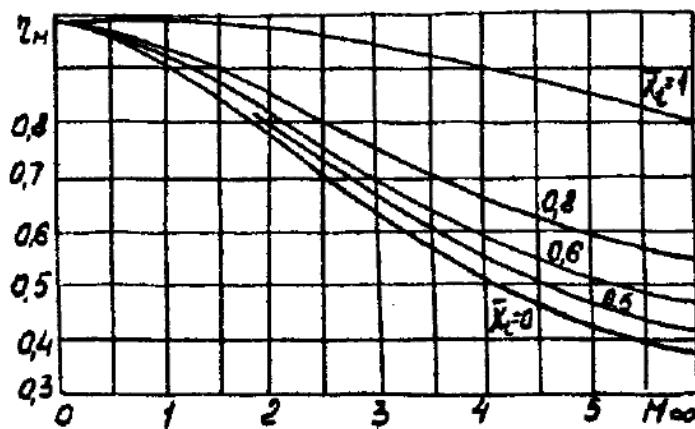


Рисунок 4.2.2 – График сопротивления трения

В нашем случае при  $M_\infty = 0,2$  коэффициент  $\eta_M \approx 1$ .

## 2.2 Расчет коэффициента трения крыла (стабилизатора)

Коэффициент профильного сопротивления определяется по формуле:

$$C_{x \text{ тр.кр}} = 2C_{f M=0} \eta_m \eta_c ,$$

где  $\eta_m$  — коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости, рассчитывается так же, как и для корпуса;  $\eta_c$  — коэффициент, учитывающий влияние относительной толщины профиля крыла  $\bar{c}$  (в том числе и некоторое увеличение за счет сопротивления давления).

Относительная толщина профиля  $\bar{c}$  равна отношению максимальной толщины крыла  $c_{max}$  к средней хорде крыла  $b_{cp}$ :

$$\bar{c} = \frac{c_{max}}{b_{cp}} ,$$

тогда коэффициент  $\eta_c$  для турбулентного пограничного слоя может быть рассчитан по формуле:

$$\eta_c = 1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2 .$$

Число Рейнольдса определяется по средней хорде крыла:

$$b_{cp} = \frac{b_0 + b_k}{2} ,$$

где  $b_k, b_0$  — концевая и корневая хорды крыла.

Поэтому:

$$Re = \frac{a_\infty M_\infty b_{cp}}{\nu} .$$

## 2.3 Коэффициент сопротивления трения летательного аппарата

Таким образом коэффициент трения данного летательного аппарата имеет вид:

$$C_{x \text{ тр}} = C_{x \text{ тр.корп}} \frac{S_{\text{м.корп}}}{S_M} + n C_{x \text{ тр.кр}} \frac{S_k}{S_M} ,$$

где  $C_{x \text{ тр.корп}}, C_{x \text{ тр.кр}}$  — коэффициенты сопротивления трения корпуса и крыла;

$S_{\text{м.корп}}, S_M, S_k$  — характерная площадь корпуса, площадь миделя, площадь консоли соответственно;

$n$  — количество консолей.

В качестве площади миделя  $S_m$  летательного аппарата принимается максимальная площадь поперечного сечения корпуса ЛА, которая в свою очередь равна характерной площади всего ЛА:

$$S_m = S_{m.\text{корп}} .$$

Площадь консоли вычисляется по формуле:

$$S_k = \frac{b_k + b_0}{2} l_k ,$$

где  $b_k, b_0, l_k$  – концевая хорда консоли, корневая хорда консоли, размах консоли соответственно.

### 3 Расчет коэффициента сопротивления давления ЛА при нулевом угле атаки

#### 3.1 Расчет коэффициента сопротивления давления корпуса

##### 3.1.1 Сопротивление носовой части

Сопротивление носовой части  $C_{x\text{ д.н}}$  зависит от величины ее удлинения и формы контура.

Коэффициент сопротивления носовой части оживальной формы можно определить по графику:

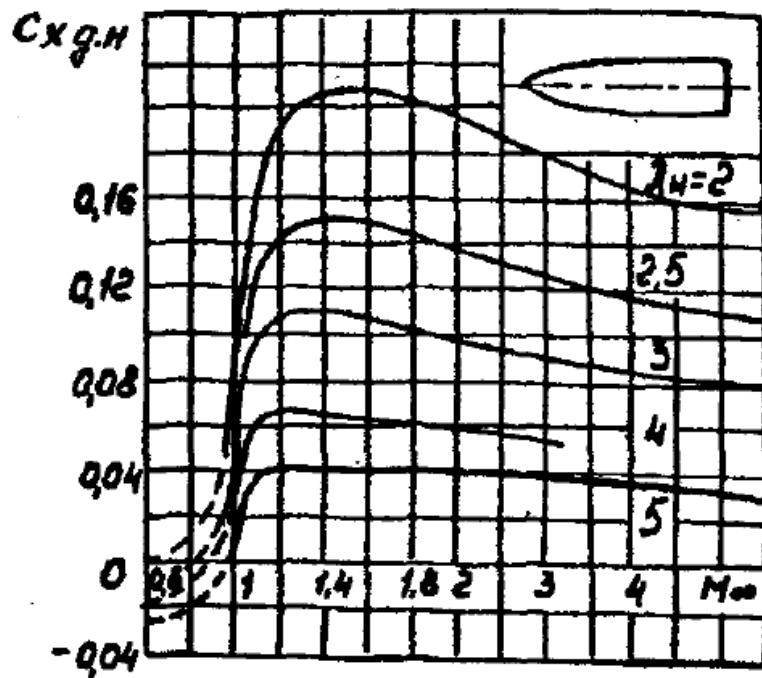


Рисунок 4.2.3 – График коэффициента сопротивления носовой части оживальной формы

В нашем случае при числе Маха  $M_\infty = 0,2$  и удлинении носовой части

$$\lambda_h = \frac{L_h}{D} = 1,3$$

Коэффициент сопротивления носовой части  $C_{x \text{ д.н}}$  стремится к 0, поэтому при определении коэффициента сопротивления давления корпуса мы будем пренебрегать данной величиной.

### 3.1.2 Сопротивление донной части

Донное сопротивление обусловлено возникновением разрежения за тупым основанием тела. Величина разрежения, устанавливающаяся за донным срезом корпуса, зависит от многих факторов: формы кормовой части, наличия или отсутствия хвостового оперения, реактивной струи, длины корпуса, состояния пограничного слоя, температуры поверхности и т. д.

При дозвуковых скоростях полета ( $M_\infty < 0,08$ ) коэффициент донного сопротивления может быть приближенно найден по формуле:

$$C_{x \text{ д.дн}} = (-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1} \eta_k \frac{S_{\text{дн}}}{S_M},$$

где  $S_{\text{дн}}$  – площадь донного среза;

$(-C_{p \text{ дн}})_{\eta=1}$  – коэффициент донного давления для тел вращения без сужающейся кормовой части ( $\eta_k = 1$ ), определяется из графика в зависимости от  $M_\infty$ .

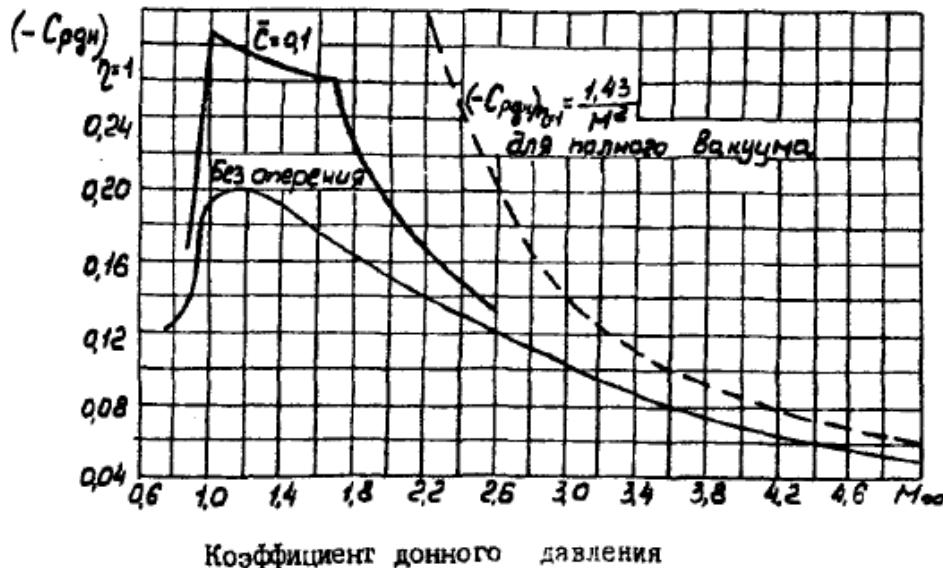


Рисунок 4.2.4 – График зависимости  $C_{p \text{ дн}}$  от  $M_\infty$

Площадь донного среза для данного летательного аппарата рассчитывается по следующей формуле:

$$S_{\text{дн}} = \frac{\pi(D^2 - D_{\text{двиг}}^2)}{4},$$

где  $D_{\text{двиг}}$  – диаметр двигателя.

### 3.1.3 Коэффициент сопротивления давления корпуса

Таким образом, коэффициент сопротивления давления корпуса определяется по формуле:

$$C_{x \text{ д.корп}} = C_{x \text{ д.дн}}$$

### 3.2 Расчет коэффициента сопротивления давления крыльев

При докритических скоростях полета  $M_\infty < M_*$  сопротивлением давления тонких крыльев  $C_{x \text{ д.дн}} (M_\infty < M_*)$  можно пренебречь.

$M_*$  — критическое число Маха.

### 3.3 Коэффициент сопротивления давления летательного аппарата

Коэффициент сопротивления давления данного летательного аппарата при нулевом угле атаки определяется по формуле:

$$C_{x \text{ д } 0} = C_{x \text{ д.корп}} \frac{S_{\text{м.корп}}}{S_M},$$

где  $C_{x \text{ д.корп}}$  — коэффициент сопротивления давления корпуса;

$S_{\text{м.корп}}, S_M$  — характерная площадь корпуса и площадь миделя.

## Заключение

В результате проведенных расчетов оказалось, что коэффициент лобового сопротивления ракеты равен  $C_{xa \text{ 0}} = 0,3$ .

## 4.3 Расчет парашюта

Для парашюта ракета была выбрана купольная форма, так как такой парашют несложно сшить, и он заметно эффективнее крестового. Купольный парашют отличается стабильностью и отсутствием относительно больших маятниковых колебаний относительно вертикали.

Расчет характеристик парашюта купольной формы:

Площадь парашюта определяется по формуле:

$$S_{\pi} = \frac{2mg}{C_x \rho V^2}$$

где  $m$  – масса ракеты;

$g$  – ускорение свободного падения;

$C_x$  – коэффициент, учитывающий аэродинамику парашюта (коэффициент сопротивления  $C_x = 0,9 \dots 1,4$ );

$\rho$  – плотность воздуха;

$V$  – скорость снижения,

$$V = \sqrt{2gh}$$

Диаметр парашюта:

$$D_{\pi} = \sqrt{\frac{4S}{\pi}}$$

Количество фрагментов ( $N$ ) парашюта зависит от величины диаметра:

$$N = 6, \quad \text{если } 20 \leq D_{\pi} \leq 60 \text{ (см)}$$

$$N = 8 \text{ и более,} \quad \text{если } D_{\pi} > 60 \text{ (см)}$$

Характеристики одного фрагмента:

Ширина у каждой основы ( $B$ ) и высота ( $H$ ):

$$B = \frac{L_0}{N}, \text{ где } L_0 \text{ – длина окружности,}$$

$$L_0 = 2\sqrt{\pi S_{\pi}}$$

$$H = \frac{D_{\pi}}{2}$$

$$R = \frac{B^2 + H^2}{B}$$

Диаметр центрового отверстия ( $d$ ):

$$d = nD_{\pi}, \quad \text{где } n = \frac{1}{10} \dots \frac{1}{50}$$

Длина строп ( $\lambda$ ):

$$l = kD_{\pi}, \quad \text{где } k = 1 \dots 3$$

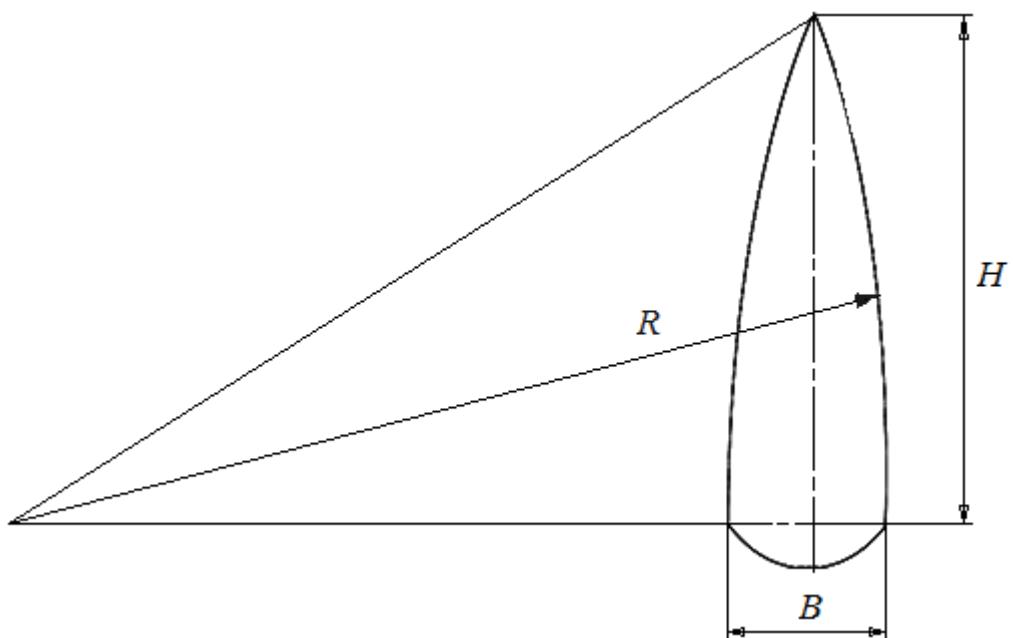


Рисунок 4.3.1 Характеристики фрагмента купольного парашюта

Таким образом получаем необходимые параметры для изготовления парашюта, который обеспечивает плавный спуск ракеты массой 910 г (-140 г масса израсходованного топлива, -350 г масса ПН) со скоростью менее 6м/с:

$m, \text{ кг}$	$g, \text{ м/с}^2$	$C_x$	$\rho, \text{ кг/м}^3$	$V, \text{ м/с}$
1,1	9,81	1,3	1,2	6

$S, \text{ м}^2$	$D, \text{ см}$	$N$	$L_0, \text{ см}$	$B, \text{ см}$	$H, \text{ см}$	$n$	$d, \text{ см}$	$k$	$l, \text{ м}$
0.4	70	8	220	27,5	35	1/10	7	1,5	1

Пояснение: в таблице для расчета парашюта указана масса с запасом 1,1 кг.

## 4.4 Расчет баллистической траектории

Зная примерную массу конструкции, параметры двигателя и значение аэродинамического сопротивления, можно рассчитать высоту, скорость и ускорение в зависимости от времени на разных участках траектории.

Имея график тяги двигателя и выяснив необходимые расчётные характеристики, рассчитаем параметры ракеты на двух участках с помощью среды Wolfram Mathematica.

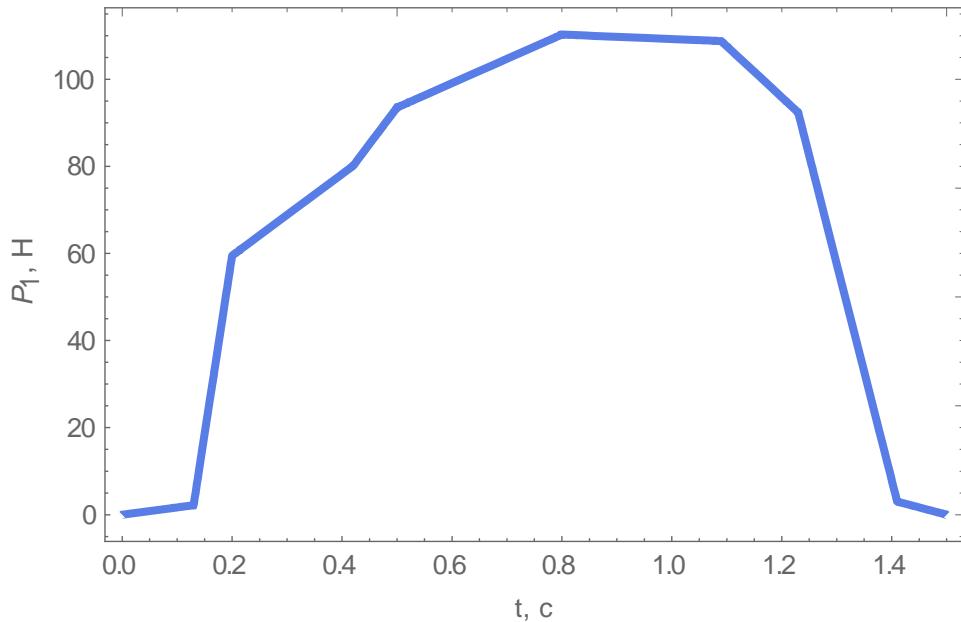


Рисунок 4.4.1 – График тяги ТМРД РД1-100-0

Будем считать запуск при угле наклона в 80 градусов между пусковой установкой и горизонталью.

Активный участок движения ракеты

```
eq1 = {  
    m1[t] h''[t] == (P1[t] - Fa) Sin[\alpha] - m1[t] g,  
    |sinus  
    m1[t] x''[t] == (P1[t] - Fa) Cos[\alpha],  
    |косинус  
    h[t0] == 0, h'[t0] == 0, x[t0] == 0, x'[t0] == 0} /. {Fa ->  $\left( Cx * \rho * ((h'[t])^2 + (x'[t])^2) * Sm * \frac{1}{2} \right)$ };  
..
```

Составим и решим дифференциальные уравнения движения ракеты на активном участке на интервале от начала и до конца времени работы двигателя.

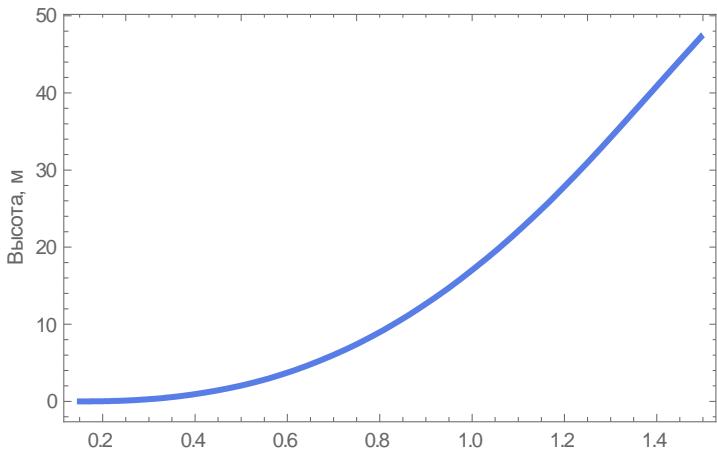


Рисунок 4.4.2 – График зависимости высоты от времени на активном участке

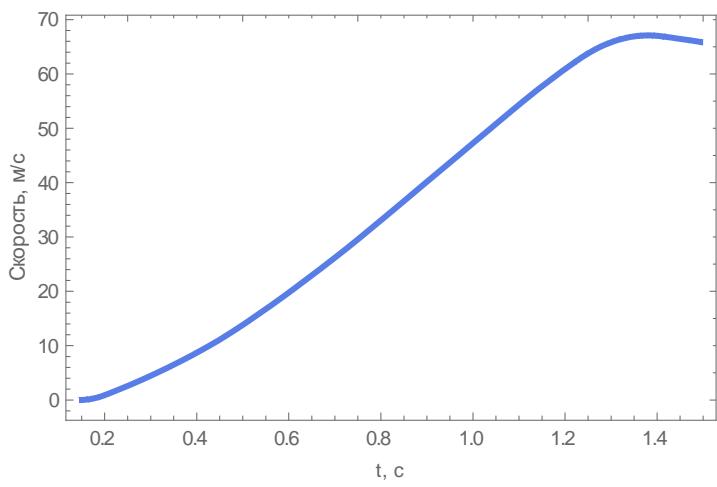


Рисунок 4.4.3 – График зависимости скорости от времени на активном участке

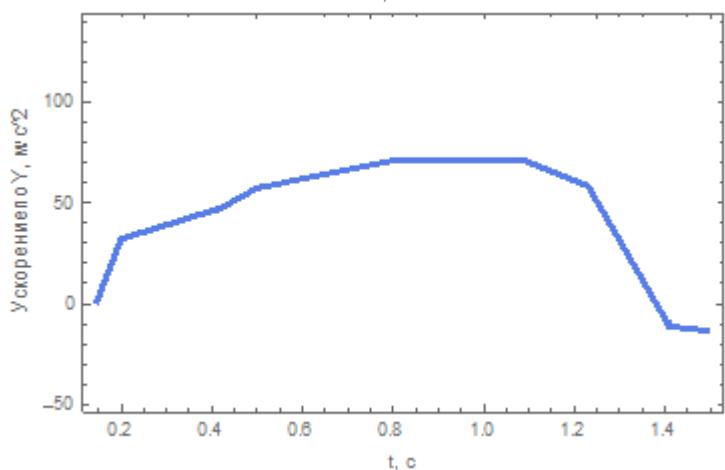


Рисунок 4.4.4 – График зависимости вертикального ускорения от времени на активном участке

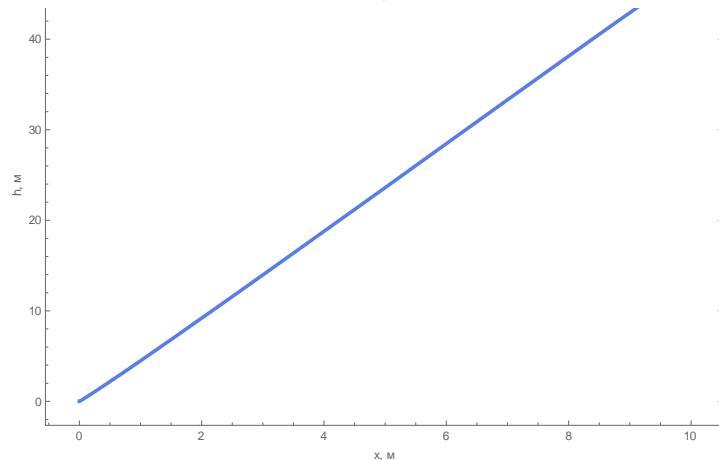


Рисунок 4.4.5 – График параметрической зависимости  $h[t]$  и  $x[t]$  на активном участке

Конечные параметры ракеты на конце активного участка движения:

Высота	Вертикальная скорость	Горизонтальная скорость	Дистанция	Масса ракеты	Ускорение вертикальное	Ускорение горизонтальное
47.5385 м	65.8134 м/с	13.9493 м/с	9.9718 м	1.26 кг	-13.5401 м/с <sup>2</sup>	-0.6582 м/с <sup>2</sup>

### Пассивный участок движения ракеты до раскрытия парашюта

Составим дифференциальные уравнения движения для пассивного участка движения на интервале времени от конца времени работы двигателя до  $T_a=7.498$  с (время достижения ракеты апогея).

$$eq12 = \{m_1[t] h''[t] == -m_1[t] g - Fa * \sin[\text{ArcTan}\left(\frac{h'[t]}{x'[t]}\right)],$$

$$m_1[t] x''[t] == -Fa * \cos[\text{ArcTan}\left(\frac{h'[t]}{x'[t]}\right)],$$

$$\{h[t1] == h1e, h'[t1] == v1e, x[t1] == x1e, x'[t1] == vx1e\} /. \{Fa \rightarrow \left(Cx * \rho * ((h'[t])^2 + (x'[t])^2) * Sm * \frac{1}{2}\right)\};$$

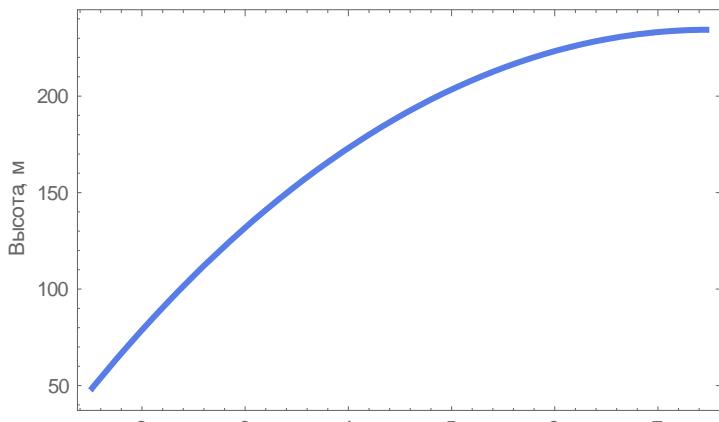


Рисунок 4.4.6 – График зависимости высоты от времени на пассивном участке

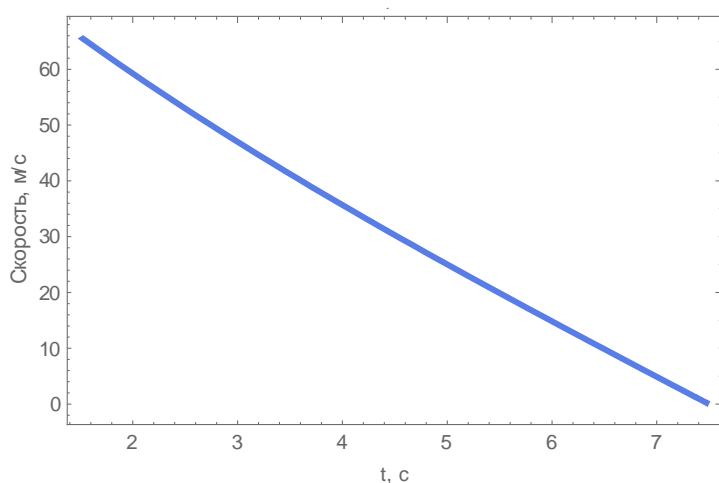


Рисунок 4.4.7 – График зависимости скорости от времени на пассивном участке

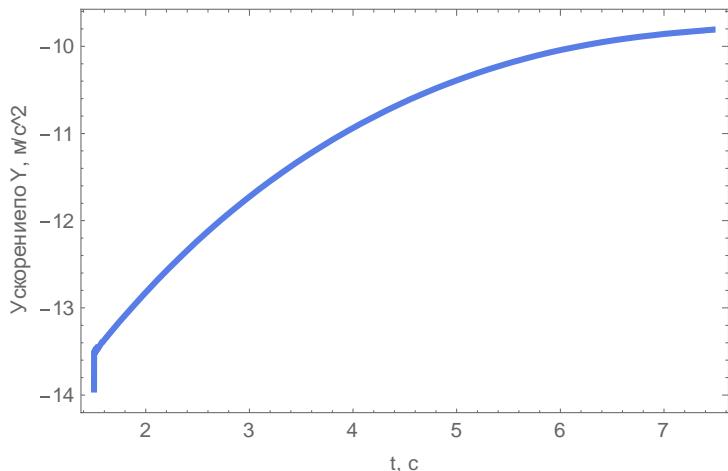


Рисунок 4.4.8 – График зависимости вертикального ускорения от времени на пассивном участке

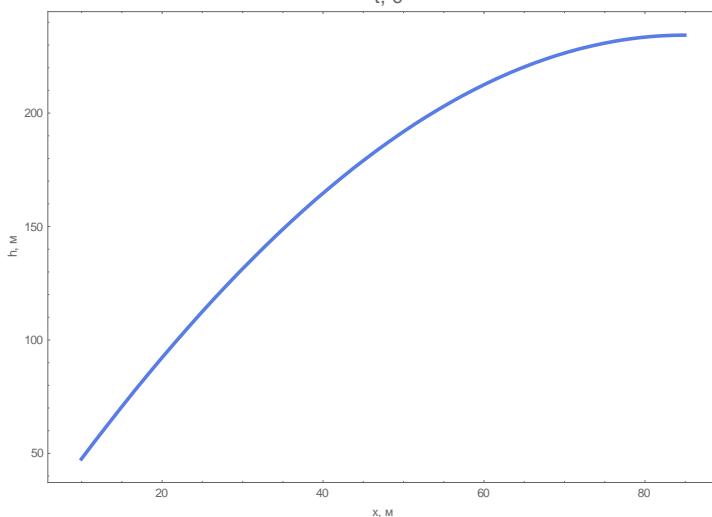


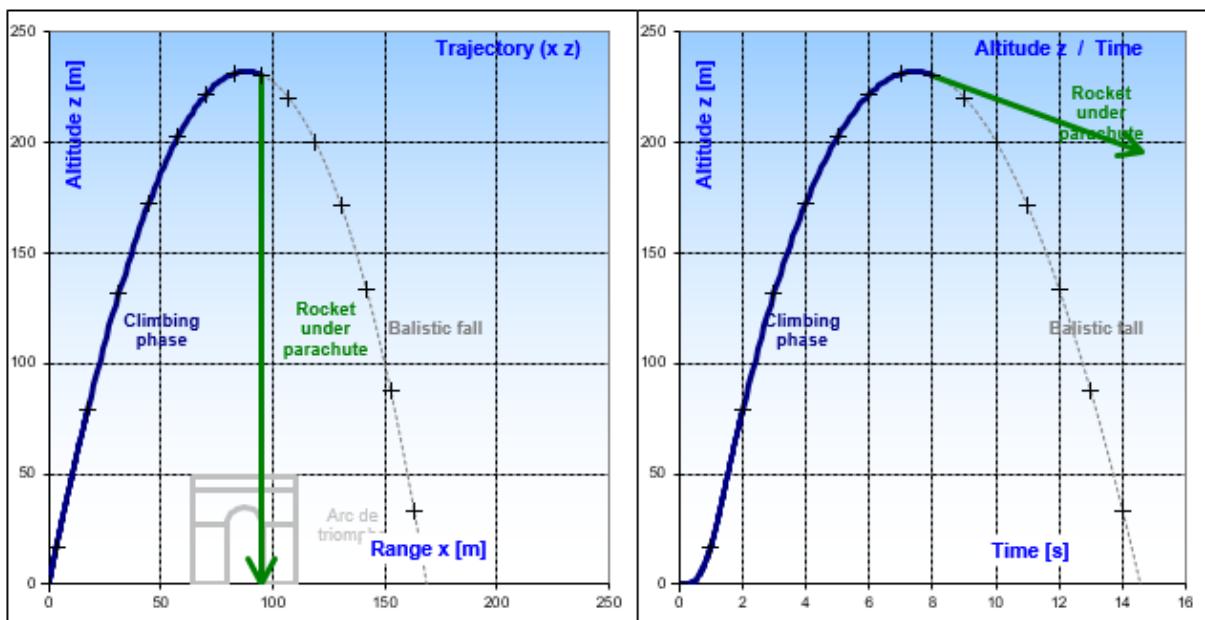
Рисунок 4.4.9 – Траектория движения ракеты на пассивном участке

Конечные параметры ракеты на конце пассивного участка движения:

Высота	Вертикальная скорость	Горизонтальная скорость	Дистанция	Масса ракеты	Ускорение вертикальное	Ускорение горизонтальное
234.357 м	-0.0033 м/с	11.7241 м/с	84.9365 м	1.26 кг	-9.8069 м/с <sup>2</sup>	-0.1151 м/с <sup>2</sup>

Таким образом самостоятельно проведенный теоретический расчет траектории полета ракеты показывает, что модель способна подниматься на высоту  $>200$  м, а также имеет дополнительный запас на  $\sim 30$  м.

Также величина апогея совпадает с величинами, рассчитанными с помощью специального ПО.



Speed at Launch Pad Exit too low, lighten the rocket or choose a bigger motor.

29.01.2018	Time	Altitude z	Range x	Velocity	Accélération
Launch-Pad Exit				15,3 m/s	
Max Velocity & Acc				69 m/s	73 m/s <sup>2</sup>
Culmination, Apogée	7,4 s	232 m	88 m	12 m/s	
Rocket parachute opening	8,0 s	230 m	95 m	13 m/s	
Balistic Impact	14,6 s		169 m		

Рисунок 4.4.10 – Баллистическая траектория полета ракеты, смоделированная в программе StabTraj

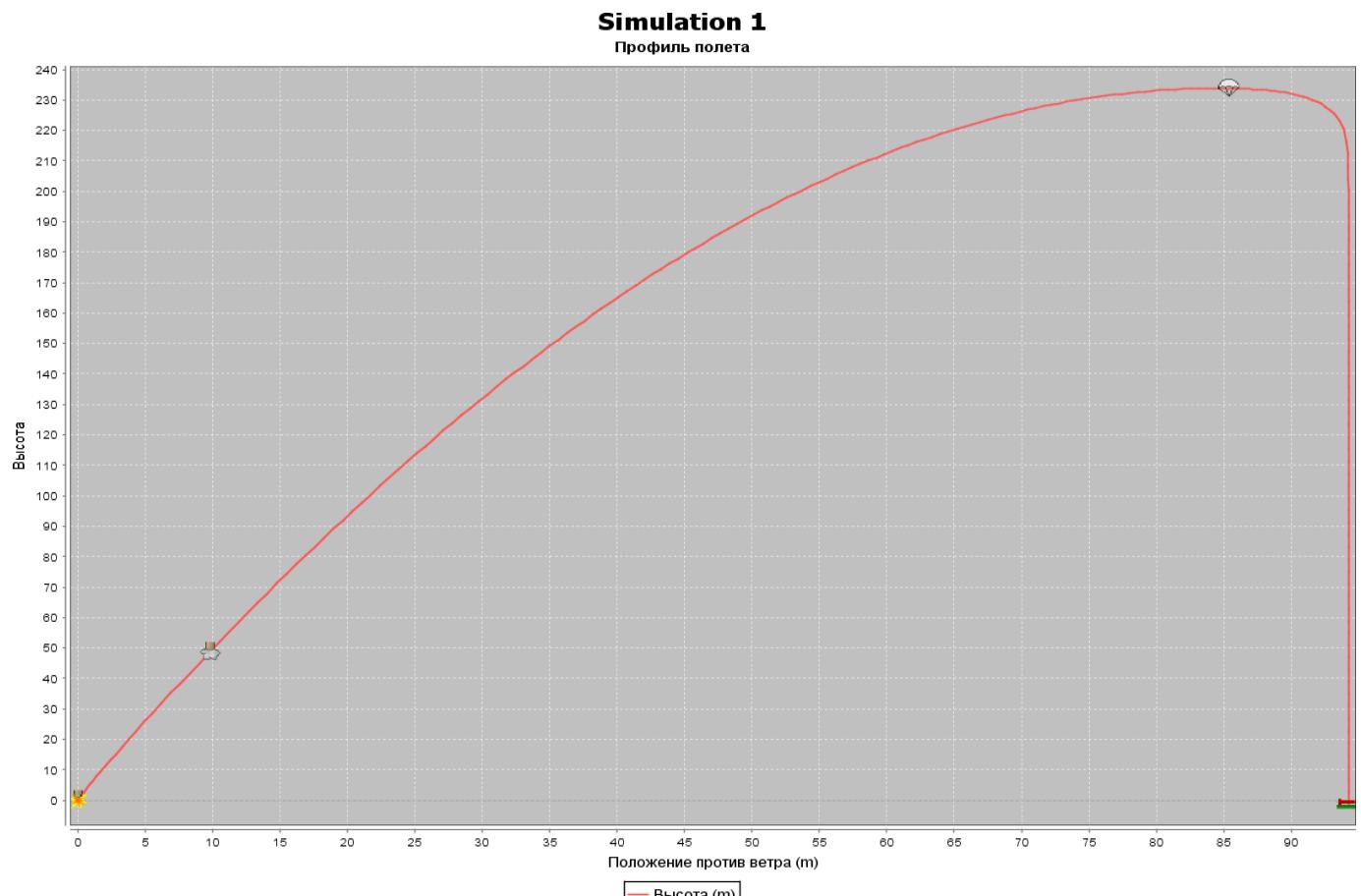


Рисунок 4.4.11 – Баллистическая траектория полета ракеты, смоделированная в программе OpenRocket

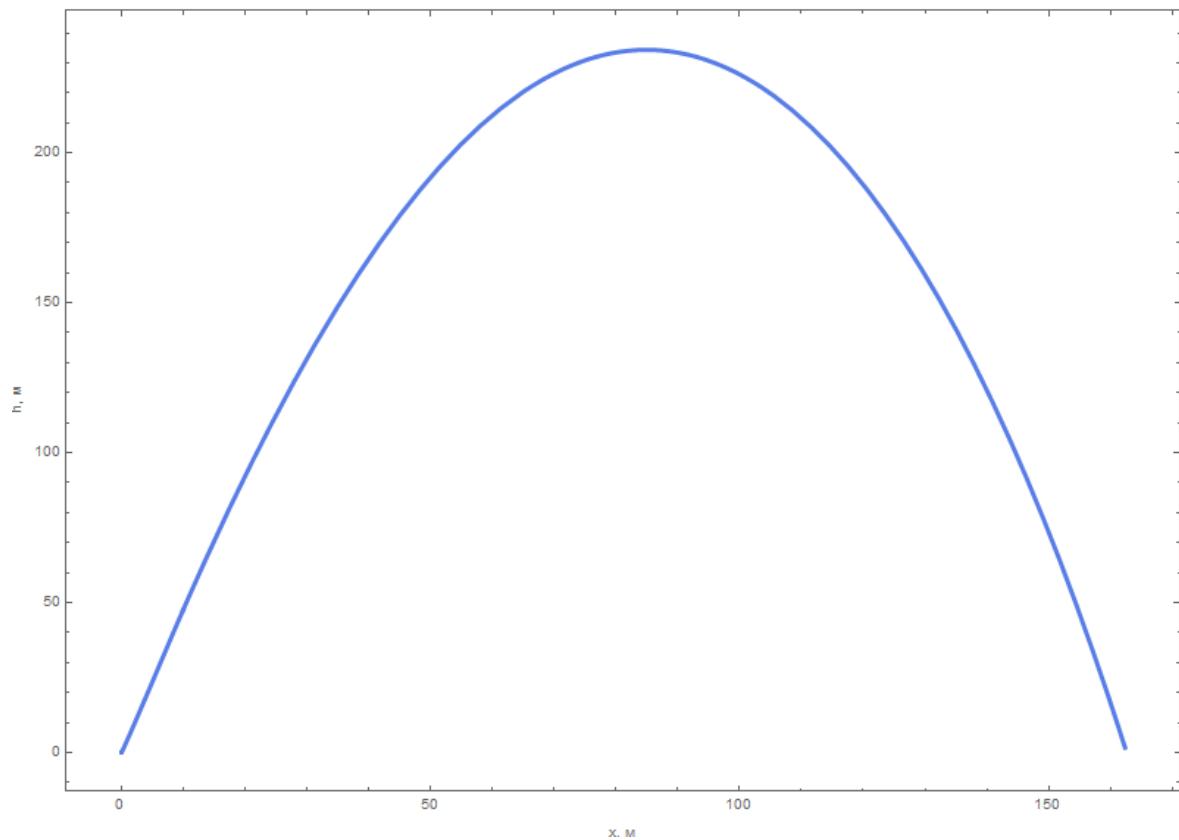


Рисунок 4.4.12 – Баллистическая траектория полета ракеты, рассчитанная в среде Wolfram Mathematica

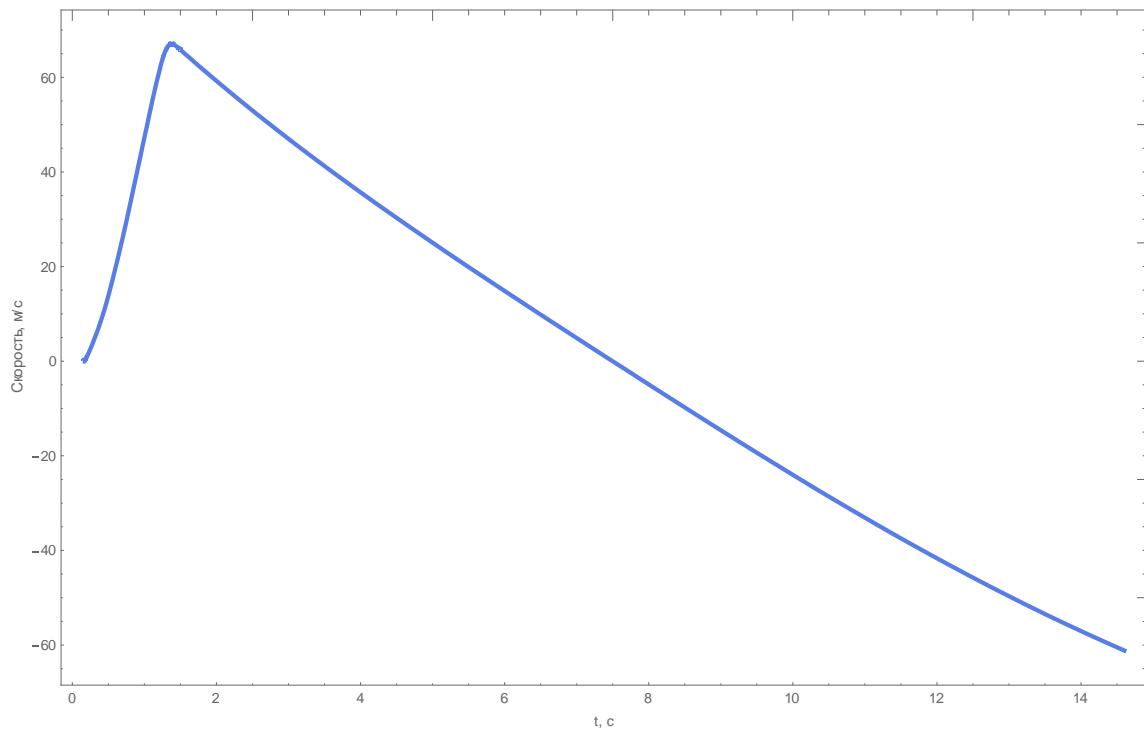


Рисунок 4.4.13 – График скорости ракеты от времени на полном участке траектории, рассчитанный в среде Wolfram Mathematica

## 5. Описание конструкции

---

### 5.1 Техническое задание на реализуемую конструкцию

Необходимо спроектировать и построить конструкцию ракеты-носителя для следующих целей:

- обеспечить безопасный подъем ракеты-носителя с полезной нагрузкой массой 350 г на высоту >200м с некоторым запасом;
- обеспечить безопасное отделение полезной нагрузки от ракеты;
- с помощью системы спасения обеспечить возврат ракеты после запуска;

Требования к конструкции в целом:

- изготовленная конструкция должна соответствовать разработанным чертежам;
- изготовленная конструкция должна удовлетворять условиям прочности, назначенным для нее;
- изготовленная конструкция должна быть безопасной;
- изготовленная конструкция должна быть надежной;
- конструкция должна подразумевать модернизацию и иметь перспективы развития;
- в составе конструкции не допускается использование компонентов, свободный оборот которых не допускается законодательством РФ;

Требования к задачам, выполняемых конструкцией:

- конструкция должна быть адаптирована под запуск со специальной пусковой установки;
- для безопасного отделения полезная нагрузка и парашют внутри ракеты должны находиться в защитном кейсе;
- конструкция должна предусматривать специальные разъемы для бортовой системы;

Исходя из этого была спроектирована конструкция ракеты-носителя, описание каждого элемента которого приводится в следующих пунктах.

## 5.2 Описание корпуса и стабилизаторов

Разработанный корпус ракеты представляет собой трубу длиной 1050 мм и внешним диаметром 80 мм, толщина стенки трубы 1 мм. Корпус изготавливается методом вакуумной формовки из углеволокна.

В нижней части корпуса на уровне основания расположены 3 трапециевидных стабилизатора обратной стреловидности, разнесенные под углом 120°. Стабилизаторы имеют скругленный профиль и изготовлены из бальзы, армированной углеволокном. У основания каждого стабилизатора присутствуют крепёжное утолщение обтекаемой формы, так же сделанное из бальзы и склеенное с основной частью стабилизатора при помощи эпоксидной смолы. Конструкция стабилизатора соединяется с корпусной трубой при помощи эпоксидной смолы.

Напротив отсека электроники в корпусе вырезается прямоугольное отверстие, предназначенное для включения вывода контактов бортовой системы и выхода джампера, выполняющего роль датчика отрыва ракеты от земли.



Рисунок 5.2.1 – Изображение корпуса ракеты со стабилизаторами

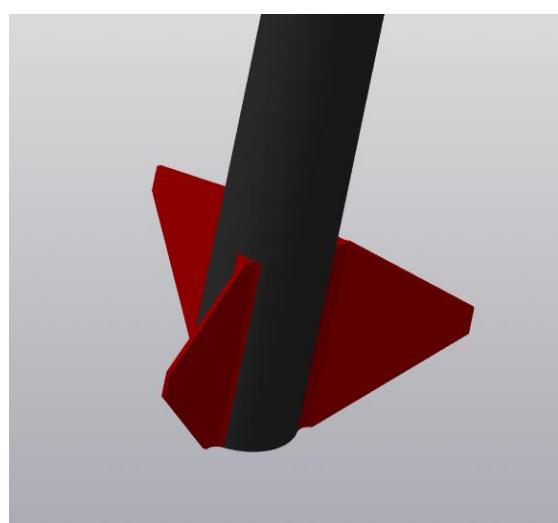


Рисунок 5.2.2 – Изображение корпуса ракеты со стабилизаторами

## 5.3 Описание головного обтекателя и системы раскрытия головных створок

Разработанный головной обтекатель выполнен из углепластика, имеет общую длину 300мм, из которых 200мм – цилиндрическая часть, по диаметру совпадающая с размером корпуса, 100мм – обтекаемая часть оживальной формы. Обтекатель разделяется вдоль продольной оси на 2 половины, на одной из них закрепляется носовая часть, и накладки, заходящие вовнутрь противоположной створки и предотвращающие образование щелей между половинками обтекателя при закрытии. Раскрытие обтекателя осуществляется после приведения в действие системы раскрытия створок и далее под действием набегающего потока и силы тяжести. Начальный импульс для раскрытия даёт пружина-сжатия, установленная в верхней части обтекателя. На одной из половин находится крепление пружины, представляющее собой деревянную площадку, к которой пружина притягивается винтом с шайбой, а на другой половине закрепляется деревянная упорная площадка с глухим отверстием, в которое входит пружина при закрытии.

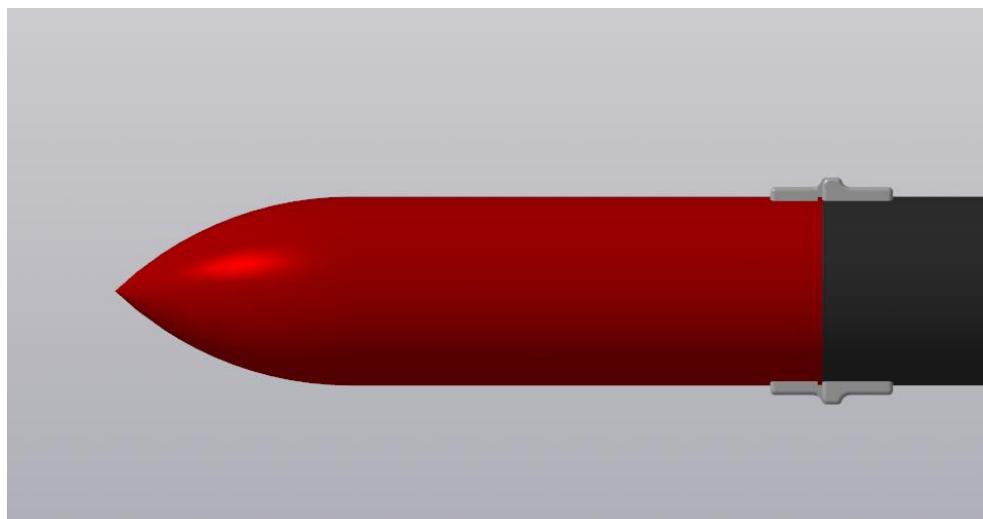


Рисунок 5.3.1 – Головной обтекатель

Половины обтекателя скрепляются с корпусом ракеты при помощи подвижных креплений. Последние представляют собой алюминиевые петли, одна часть которых крепится к корпусу на винты, а вторая аналогичным способом к половине обтекателя. Таким образом, после раскрытия половинки обтекателя, не отделяясь от конструкции откидываются в стороны и назад, образуя с корпусом некоторый угол.

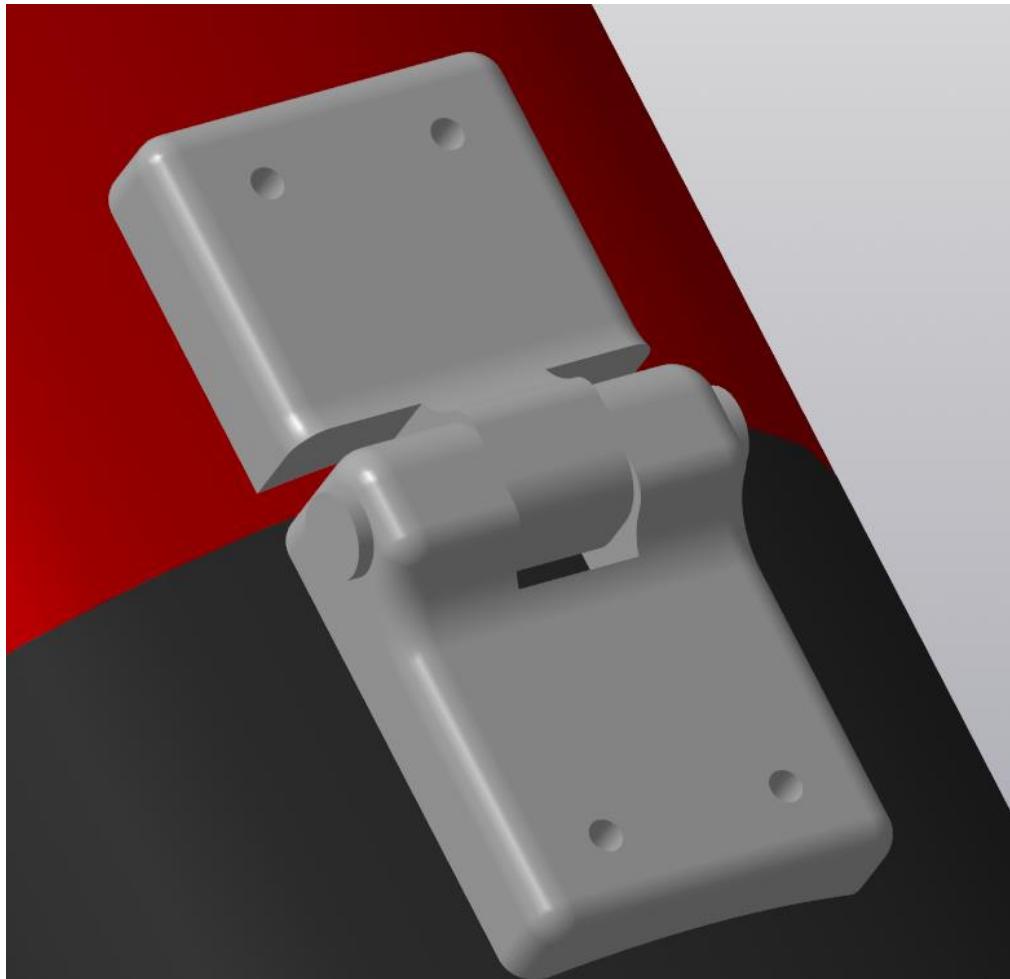


Рисунок 5.3.2 – Петли для скрепления створок головного обтекателя

Механизм фиксации створок в закрытом положении приводится в действие электродвигателем, провода управления которого выведены через отверстие на внешнюю часть обшивки и проходящие по ней до окна обслуживания электроники, представляет собой двигатель, с помощью уголка прикрепляющийся к упору пружины. Ответная часть устанавливается на креплении пружины и представляет собой уголок с просверленным отверстием и нарезанной в нём резьбой. Фиксация створок осуществляется путём вкручивания шпильки в отверстие, открытие – путём выкручивания. Отверстие на ответной части имеет фаску, служащую для облегчения позиционирования створок при закрытии.

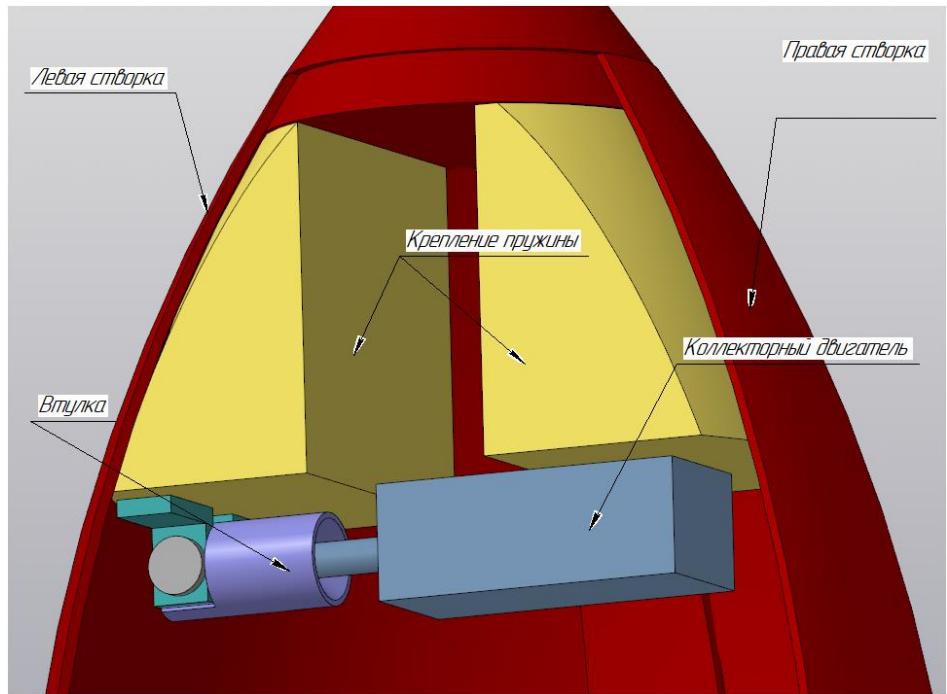


Рисунок 5.3.3 – Механизм раскрытия створок

## 5.4 Описание отсека под полезную нагрузку, парашют и электронику

Разработанный отсек ПН представляет собой ступенчатый цилиндр, выполненный из стеклопластика, внешний диаметр концов соответствует внутреннему диаметру корпусной трубы, центральная часть имеет меньший диаметр, освобождая место для элементов крепления обтекателя. Дополнительная роль отсека, обусловлена его, выступающей из верхнего среза корпуса, частью служащей для плотной посадки обтекателя.

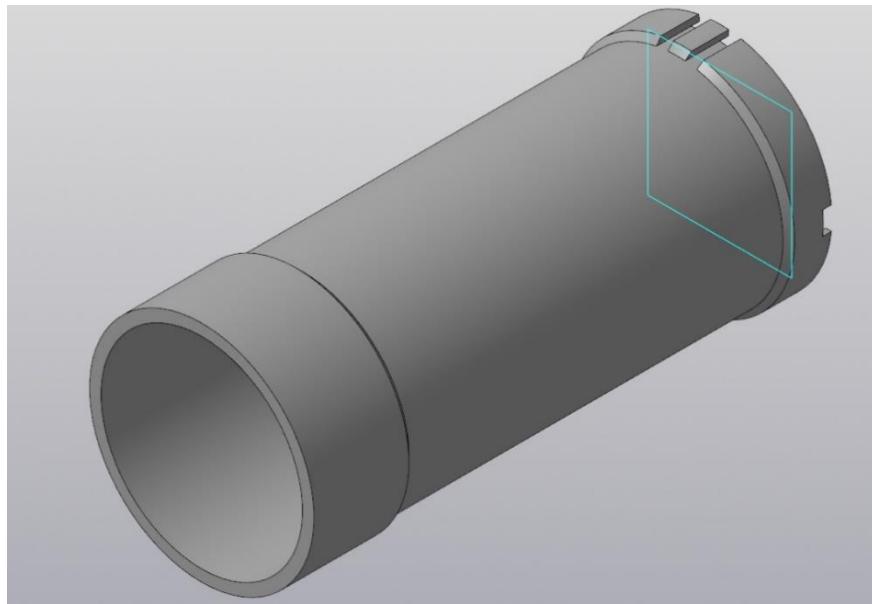


Рисунок 5.4.1 – Корпус отсека под полезную нагрузку и парашют

В нижней части цилиндра методом склеивания закрепляется композитный опорный шпангоут, на нём со стороны полезной нагрузки закрепляется пружина сжатия, предназначенная для выброса ПН и парашюта, имеющая длину в свободном состоянии 175 мм и совершающая при расправлении работу 0.8 Дж. На конце пружины закреплён диск из композитного материала, имеющий центральное отверстие для устройства фиксации и отверстие для пропускания стропы парашюта.



Рисунок 5.4.2 – Отсек вместе с пружиной

Для фиксации пружины в сжатом положении применяется металлическая ось, пропущенная в центральное отверстие диска. Ось в месте крепления переходит в круглую пластину, предотвращающую срыв диска с оси. На другом конце просверлено отверстие с нарезанной резьбой. Этот конец оси при сжатии пружины проходит в центральное отверстие шпангоута, где в отверстие вкручивается шпилька, насаженная на вал двигателя постоянного тока с редуктором, жёстко скрепленного со шпангоутом.

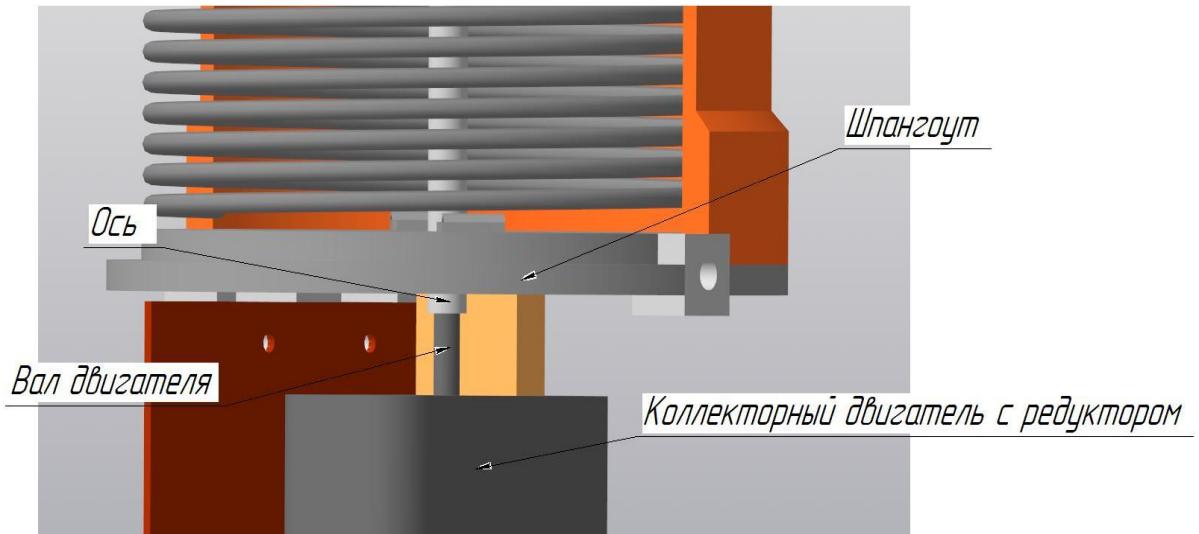


Рисунок 5.4.3 – Механизм системы спасения

С нижней стороны шпангоута помимо электродвигателя при помощи уголков крепится текстолитовая плата с установленными на ней электронными компонентами. Пластина крепится таким образом, что электроника оказывается напротив выреза в корпусной трубе.

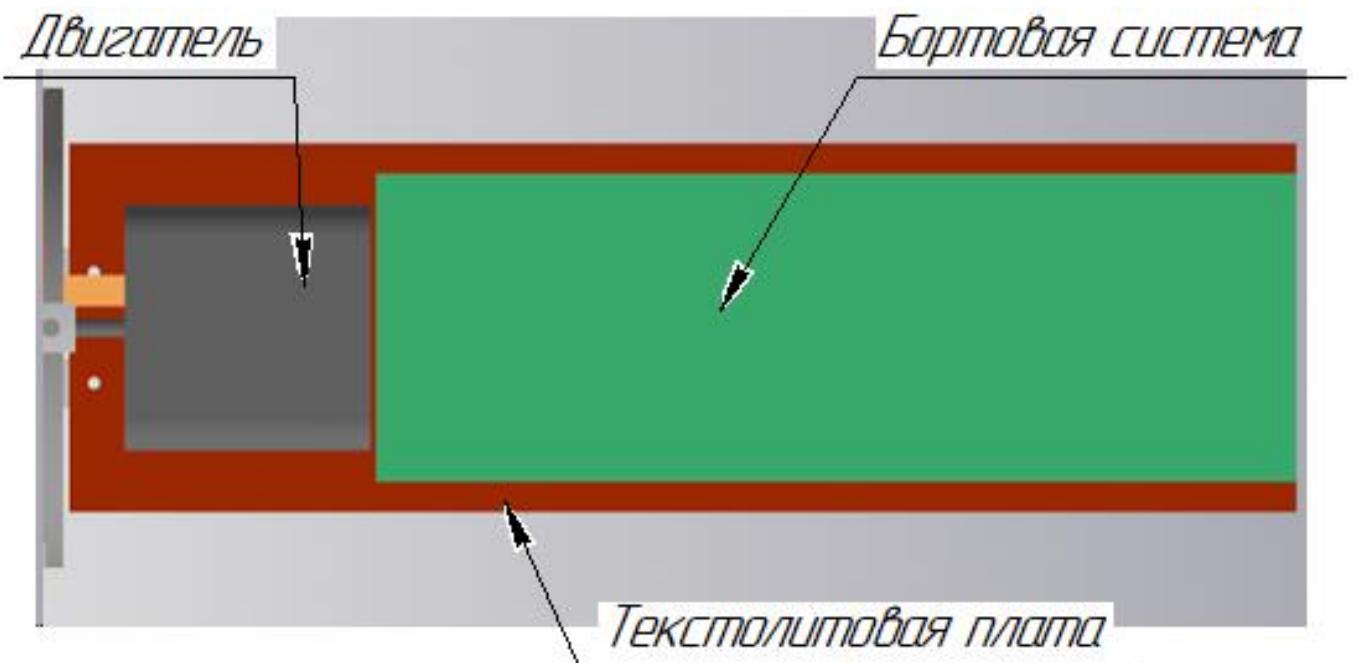


Рисунок 5.4.4 – Бортовая система

Опорный шпангоут также имеет отверстие для крепления парашюта.

Скрепление с корпусом производится при помощи винтовых соединений. Винты вкручиваются через отверстия в корпусной трубе и внутреннем цилиндре во втулки с резьбой, вклеиваемые в специально прорезанные пазы в шпангоуте.

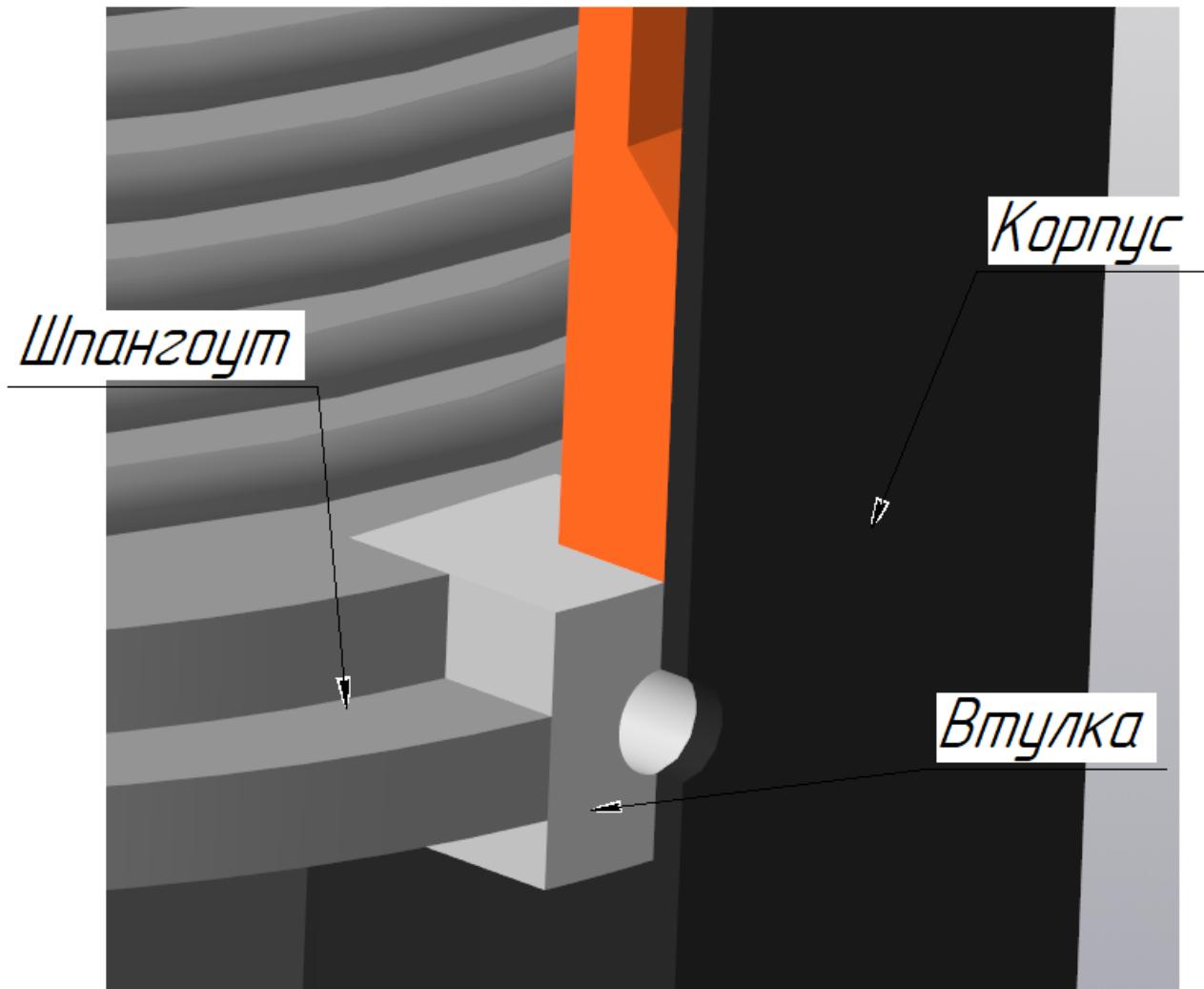


Рисунок 5.4.5 – Втулки для крепления отсека к корпусу

Вся выше описанная конструкция имеет возможность быстрого демонтажа для обслуживания электроники. Для установки в отсек полезная нагрузка может оснащаться приспособлениями, обеспечивающими отсутствие её расшатывания и правильный выброс, конструкция таких приспособлений выбирается индивидуально для различных ПН.

## 5.5 Описание парашюта

Исходя из рассчитанных параметров купольного парашюта, он изготавливается следующим образом:

- Изготовленные выкройки сшиваются секциями. Сначала по две, потом сдвоенные – опять по две, и т. д.
- Делается отверстие. Оно выполняет стабилизирующую функцию, не даёт парашюту разбалтываться, склонуться и запутать стропы.
- Пришиваются стропы. Они делаются из бельевых веревок толщиной около 1.5мм. Длина строп приблизительно в 1,5-2 раза больше диаметра купола, плюс запас на организацию петли крепления.
- Крепятся к парашюту сепаратор и вертлюг.

Сепаратор требуется для разделения строп. При использовании данной детали вероятность того, что стропы спутаются уменьшается в несколько раз.

Вертлюг служит для предотвращения скручивания тросов и строп парашюта. Основной деталью вертлюга является шарикоподшипник, обеспечивающий свободный проворот фекела относительно строп парашюта.

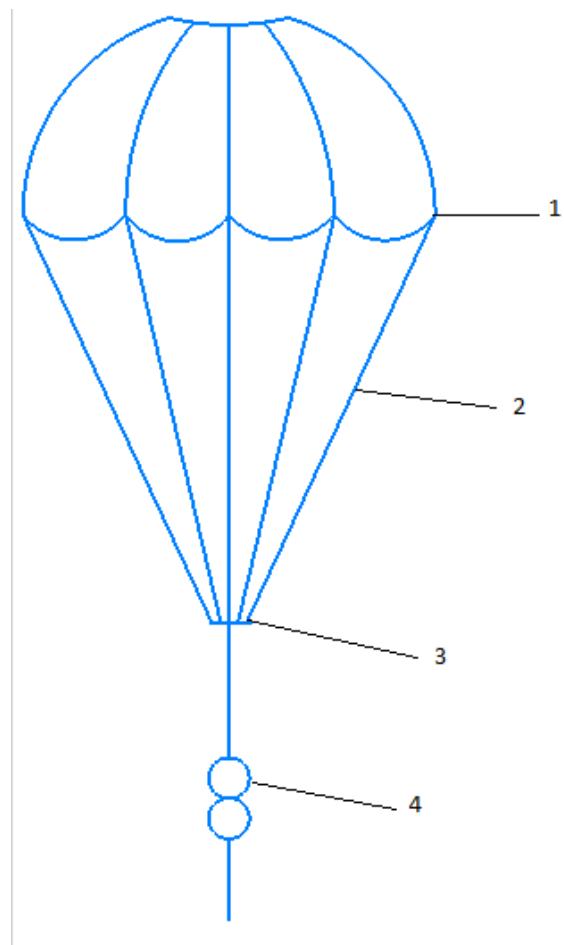


Рисунок 5.5.1 – Схема парашюта

На схеме:

1. Купол
2. Стропы
3. Сепаратор
4. Вертлюг

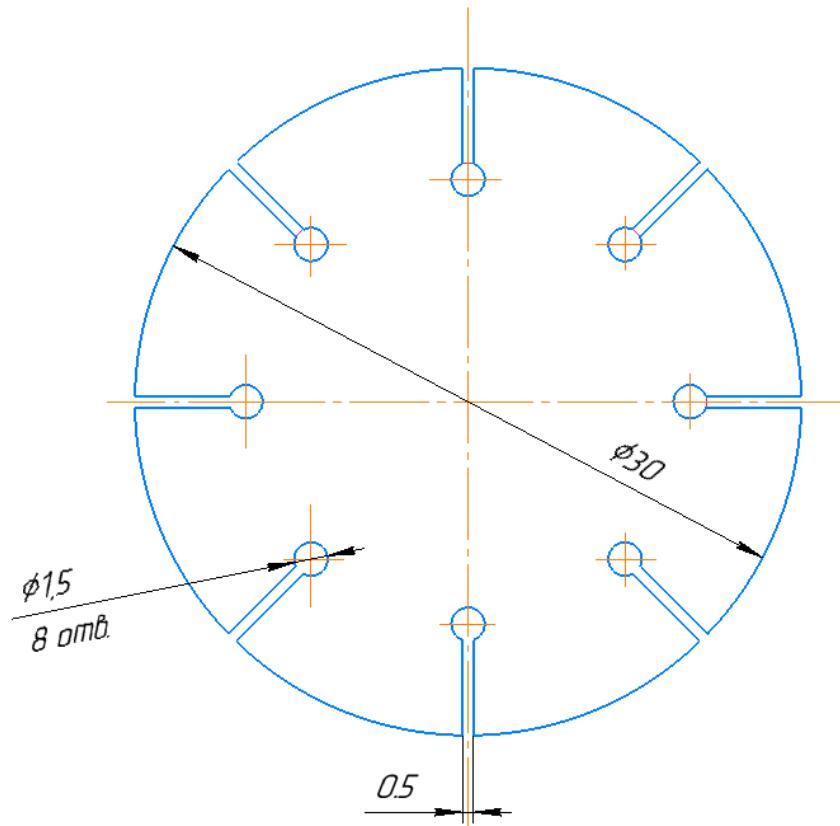


Рисунок 5.5.2 –Чертеж сепаратора

Парашют компактно сворачивается и помещается в картонный защитный кожух, после чего укладывается в отсек ПН.

## 5.6 Описание двигательного отсека

### 5.6.1 Описание используемого двигателя

В ракете используется твёрдотопливный модельный ракетный двигатель РД1-100-0.

Характеристики двигателя

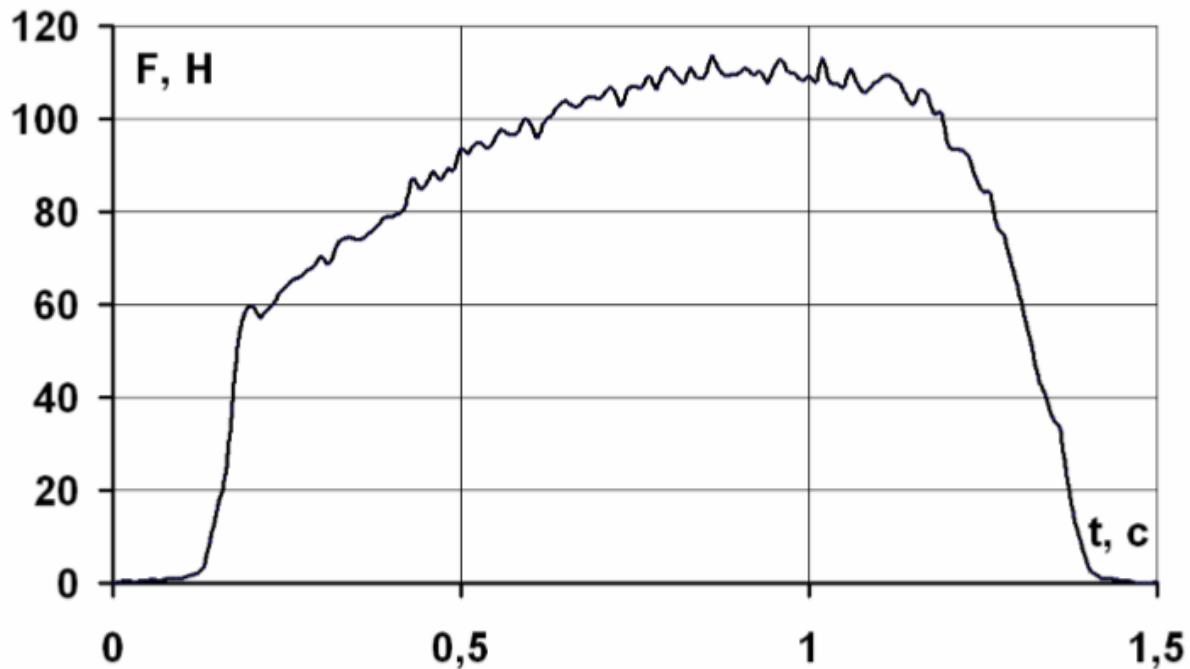


Рисунок 5.6.1.1 – График тяги РД1-100-0

Таблица 1 - Параметры двигателя.

Наименование двигателя	Диаметр наружный, мм	Длина, мм	Длина канала, мм	Масса, г	Импульс тяги суммарный, Н.с	Тяга максимальная, Н	Тяга средняя, Н	Время горения заряда, с	Замедлитель t, с
РД1-100-0	29	220	195	200	100-110	120	50	2	7

## Устройство двигателя:

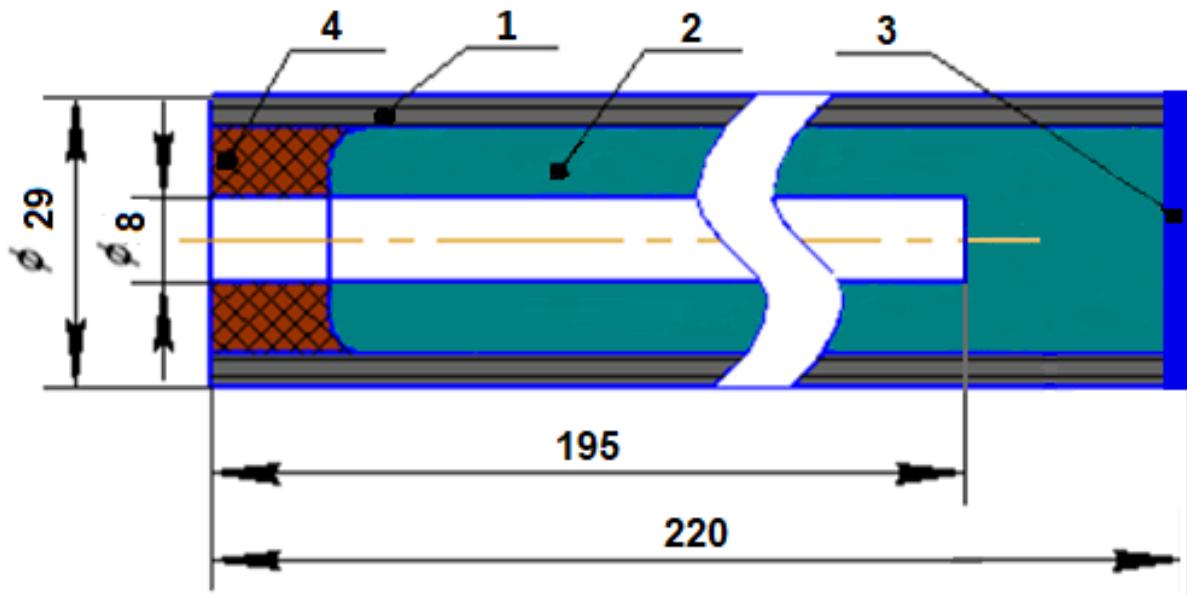


Рисунок 5.6.1.2 – Устройство двигателя РД1-100-0

1 – Прочная бумажная оболочка.

2 – Заряд твердого топлива.

3 – Заглушка.

4 – Сопло.

## Работа двигателя:

Движущая сила (тяга) создается за счет истечения через сопло продуктов сгорания заряда твердого топлива.

Воспламенитель двигателя РД состоит из вольфрамовой проволоки, на которую нанесен горючий состав. При накаливании проволоки импульсом электрического тока состав загорается и воспламеняет заряд твердого топлива двигателя РД.

Последовательность работы двигателя:

Фаза 1 - зажигание, тепловой импульс от воспламенителя поджигает топливный заряд.

Фаза 2 - топливный заряд полностью сгорает с выделением тепла и образованием высокотемпературных продуктов сгорания, которые, истекая из реактивного сопла с высокой скоростью, создают реактивную тягу.

## Правила эксплуатации двигателя:

## НЕ ДОПУСКАЕТСЯ:

Сверлить отверстия, делать проточки, надрезы в оболочке двигателя, подгонять диаметр двигателя зачисткой оболочки наждачной бумагой и другими средствами. Расснаряжать двигатели РД, рассверливать сопло, заряд твердого топлива и замедлитель. Работать с двигателем и хранить его вблизи открытого огня и нагревательных приборов. Использовать двигатель с механическими повреждениями в виде трещин, надрезов, вмятин и изломов на оболочке.

## 5.6.2 Описание двигательного отсека

Двигательный отсек предназначен для надежного удержания двигателя. Он состоит из двух шпангоутов: верхнего упорного и нижнего. Упорный шпангоут имеет глухое отверстие для установки двигателя, в нижнем шпангоуте выполнено сквозное отверстие, соответствующее диаметру двигателя и вырезы вокруг центрального отверстия, служащие для снижения массы. Шпангоуты соединены картонной трубой длиной 200 мм, внутренний диаметр которой обеспечивает плотную посадку двигателя. Конструкция собирается и крепится к корпусу при помощи эпоксидной смолы.

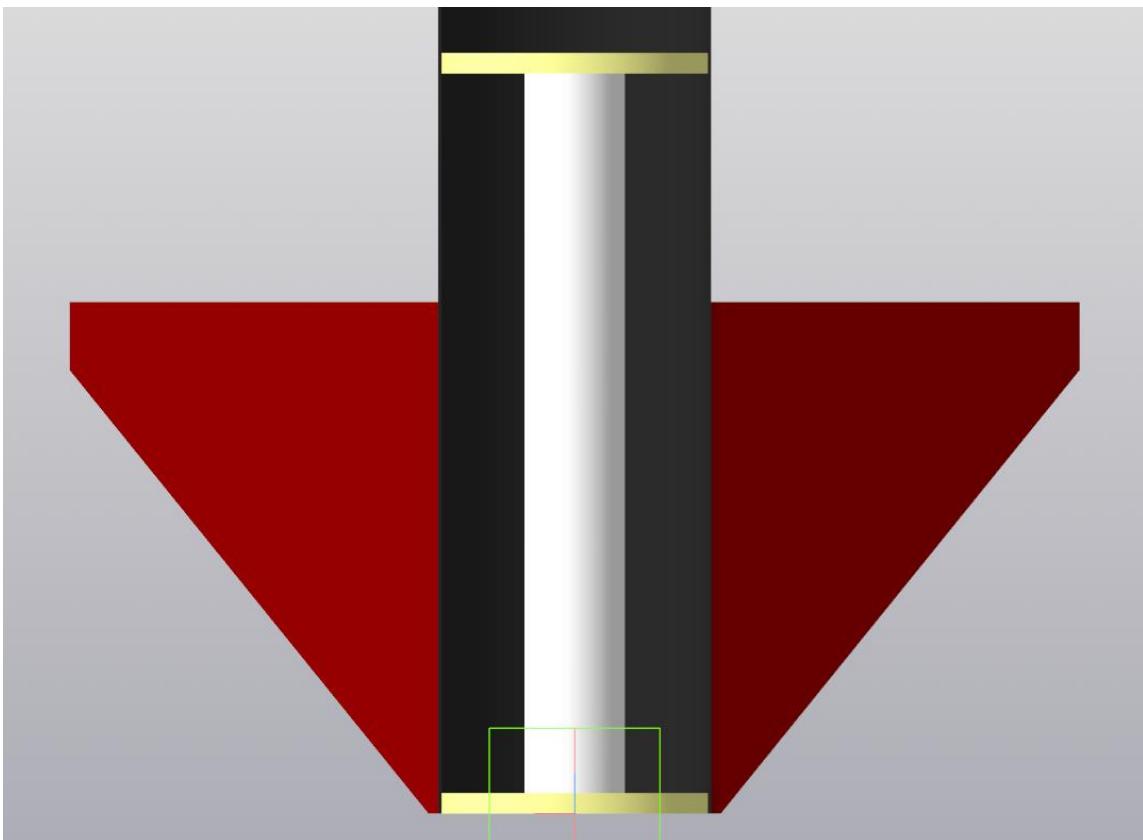


Рисунок 5.6.2 – Двигательный отсек

## 6. Описание бортовой системы модели ракеты

---

### 6.1 Техническое задание на реализуемую бортовую систему

Необходимо спроектировать и построить бортовую систему ракеты-носителя для следующих задач:

- обеспечить контроль системы раскрытия створок;
- обеспечить контроль системы спасения;
- обеспечить получение, передачу и сохранение экспериментальных траекторных данных;
- обеспечить возможность обнаружения ракеты в местах с ограниченной видимостью;

Требования к системе в целом:

- изготовленная система должна соответствовать разработанным схемам;
- изготовленная система должна быть безопасной;
- изготовленная система должна быть надежной;
- система должна подразумевать модернизацию и иметь перспективы развития;
- в составе системы не допускается использование компонентов, свободный оборот которых не допускается законодательством РФ;

Требования к задачам, выполняемых бортовой системой:

- для индикации подъема ракеты необходимо использовать джампер;
- для передачи экспериментальных данных использовать радио-модуль;
- для обратной связи с пользователем использовать аудио или свето компоненты;
- обеспечить большое время работы системы после приземления ракеты;

Исходя из этого была разработана бортовая система ракеты-носителя, описание которой приводится в следующих пунктах.

## 6.2 Описание основной бортовой системы

Для управления механическими системами ракеты и для решения дополнительных проектировочных задач была спроектирована бортовая система. Она представляет собой набор взаимосвязанных электронных компонентов, управление которыми происходит с помощью отдельного микроконтроллера.

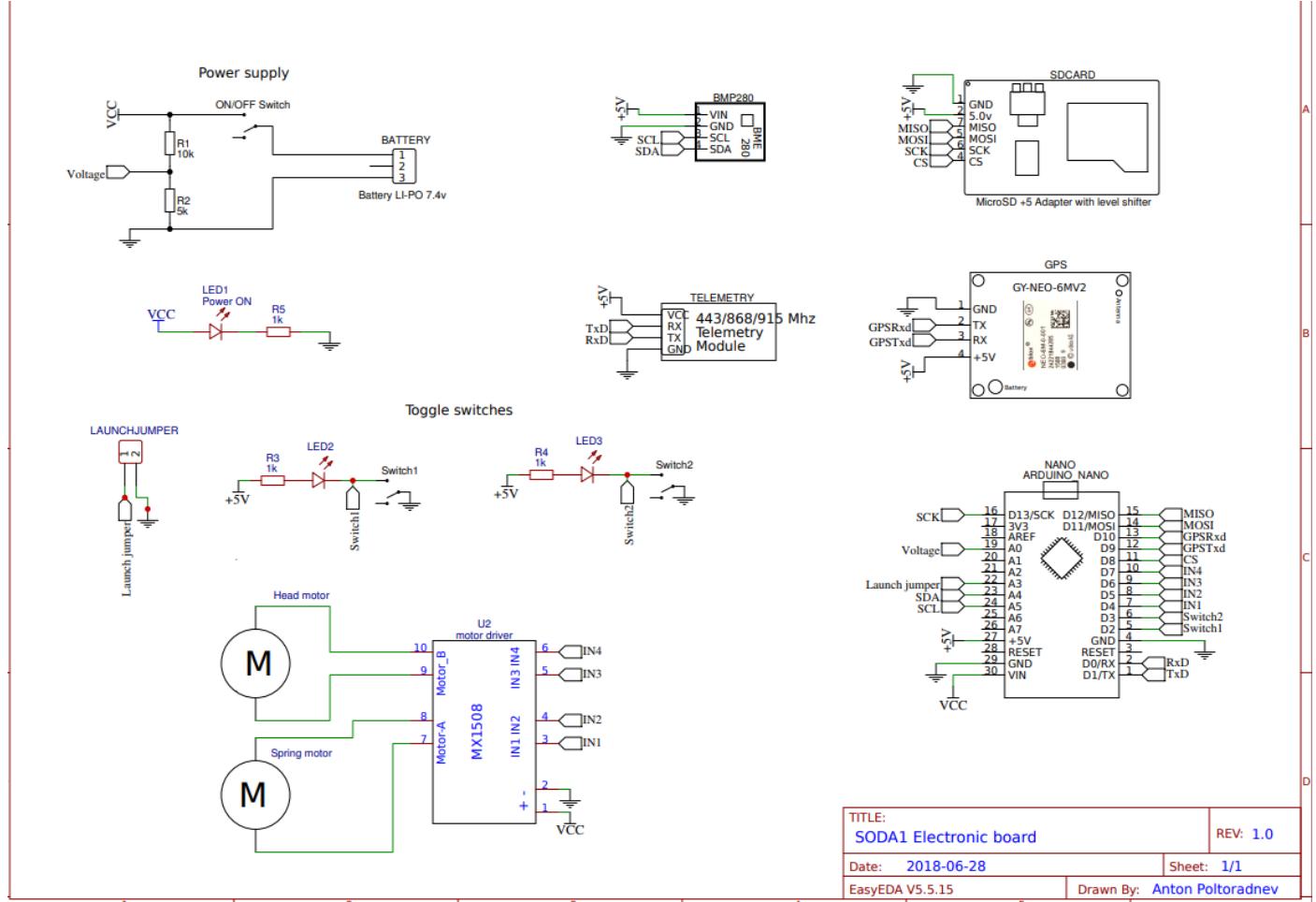


Рисунок 6.2.1 – Принципиальная схема основной бортовой системы

В схеме используются следующие электронные компоненты:

Arduino Nano – Главный контроллер

Потребляемый ток 0.2 мА

1024 байт энергонезависимой памяти EEPROM

GY-NE06MV2 – Модуль GPS

Погрешность измерений  $\pm 5\text{м}$

Потребляемый ток 100 мА

Радиомодуль

Интерфейс UART

Частота 433,4 – 473,0 МГц

Дальность связи до 1800 м

Потребляемый ток 100 мА

BMP280 - Альтиметр

Погрешность измерений +-0.25м

Потребляемый ток 1 мА

MX1508 - драйвер двигателей

SD Module - модуль SD карты

Аккумулятор – LiPo 2S 7.4V 1000mAh

Два коллекторных двигателя постоянного тока с редуктором

Также включенная и полностью готовая к старту бортовая система ракеты способна проработать на полностью заряженном аккумуляторе до 4 часов, ожидая запуск ракеты.

## 6.3 Описание системы обнаружения модели после приземления

Для удобного и простого поиска ракеты после приземления в условиях отсутствия прямой видимости была разработана система обнаружения модели ракеты. Данная система состоит из GPS модуля, радиомодуля, установленного на ракете, радиомодуля установленного на приемной станции, контроллера.

Принцип работы данной системы следующий: после старта ракеты, GPS координаты, высота и время их получения передаются контроллером по радиоканалу с периодичностью 1 секунда на приемную станцию. После приземления система также передает эту информацию. Далее команда по полученным координатам отправляется в примерный регион приземления ракеты и начинает поиск.

Максимальное время работы данной системы составляет до 6 часов, так как после приземления все электронные системы ракеты отключается и остается только эта.

Алгоритм работы системы обнаружения модели после приземления:

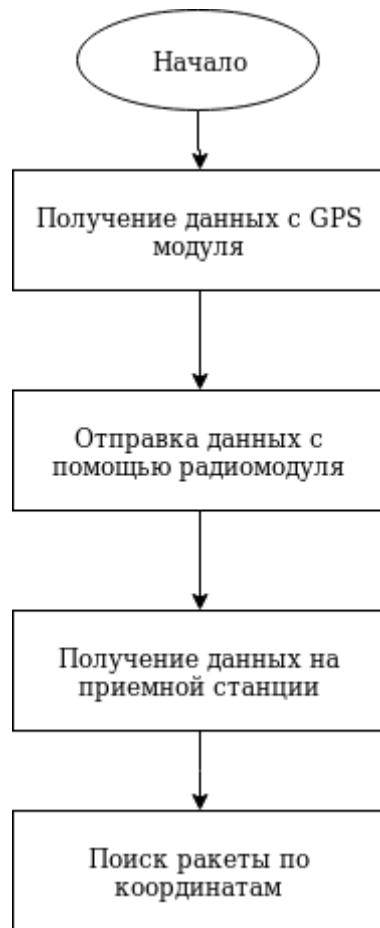


Рисунок 6.3.1 – Алгоритм системы обнаружения

## 6.4 Описание системы, обеспечивающей траекторные измерения

Данная система предназначена для сбора и анализа данных, полученных во время полета ракеты. В получаемые параметры входит время, высота и координаты с GPS, высота относительно уровня моря с барометра. Эти данные записываются на карточку памяти бортовой системы и потом обрабатываются на приемной станции.

Эта система состоит из барометра, GPS модуля, контроллера и карточки памяти. По полученным данным с карты памяти строится трасса полета и график зависимости высоты от времени по GPS. По данным с барометра строится зависимость  $h[t]$ . Далее для нее рассчитывается математическая модель полета (зная тягу двигателя и физические данные ракеты), данная модель дорабатывается с учетом экспериментальных данных (Модель строится с помощью математического пакета Maple Software). Доработанную модель используем для получения графиков скорости и ускорения.

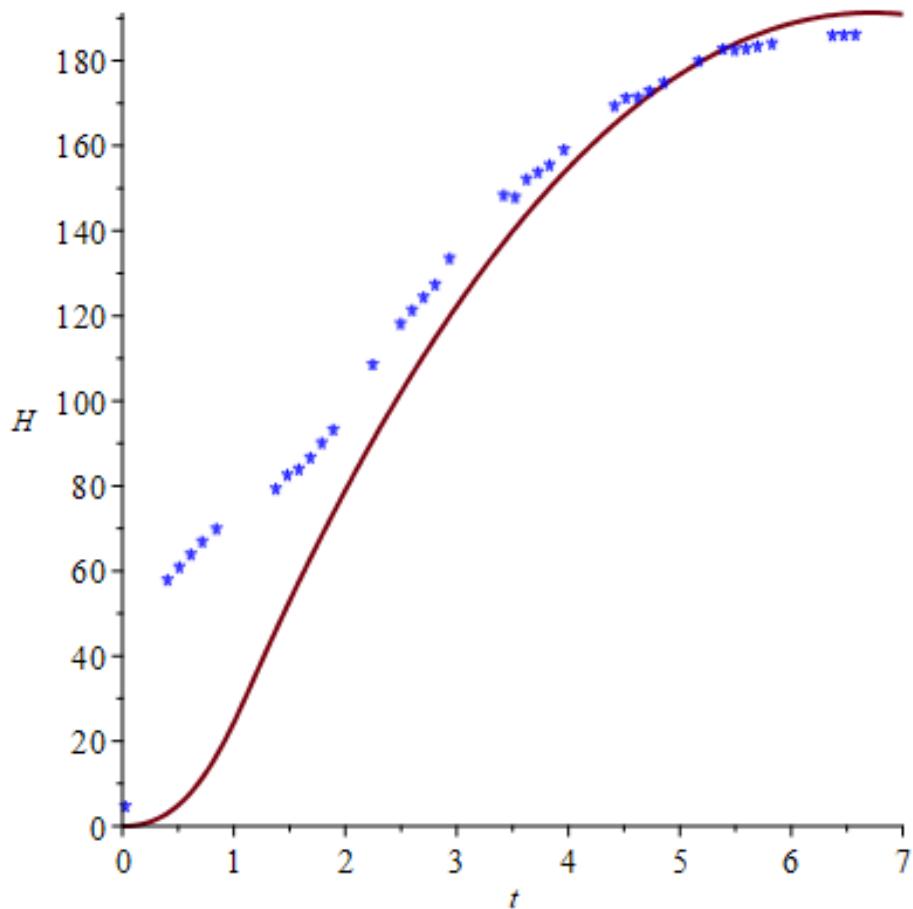


Рисунок 6.4.1 – Сравнение экспериментальной и математической модели полета

## 7. История реализации финальной версии

---

### 7.1 Создание и запуск второго прототипа

Запуск первого прототипа выявил серьёзные недостатки конструкции ракеты в целом и её аэродинамики в частности, что заставило нас значительно изменить геометрию стабилизаторов и головного обтекателя.

Чтобы протестировать изменённую конструкцию и проверить используемую теоретическую модель решено было создать ещё один прототип. Он должен был представлять собой массогабаритную модель итоговой версии ракеты, то есть быть максимально простым в изготовлении, при этом сохраняя массу и форму полноценного варианта.



Рисунок 7.1.1 – Второй прототип перед установкой на старт

Головной обтекатель был сформован из стеклопластика в виде цельной детали (не был разделён на створки), стабилизаторы сделаны из бальзы, армированной стеклотканью. Внутрь ракеты был установлен весовой компонент таким образом, чтобы значение массы и место положения центра масс совпали с расчётными для итогового варианта конструкции.



Рисунок 7.1.2 – Запуск второго прототипа

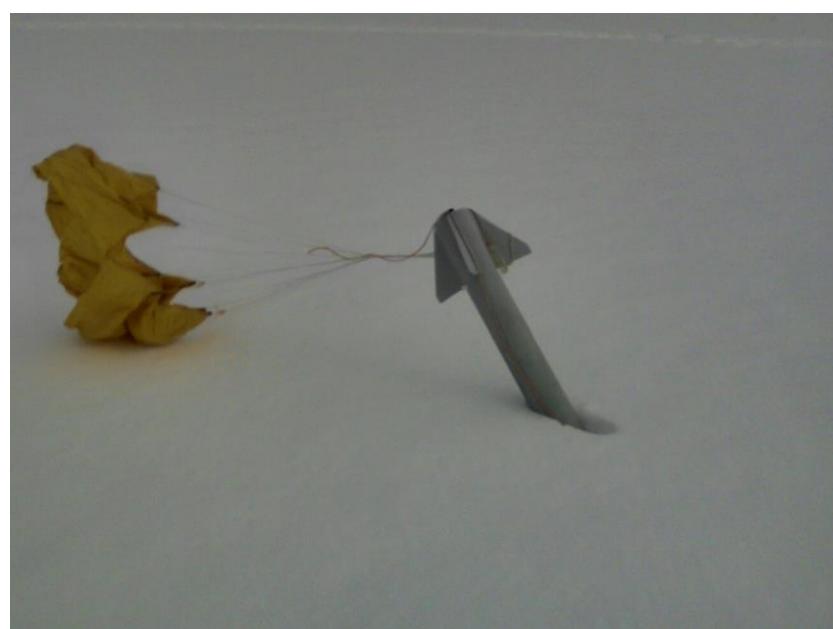


Рисунок 7.1.3 – Прототип после посадки

Анализ запуска.

Запуск производился с помощью двигателя РД 1-100-7 с вышибным зарядом, который должен был выбить головной обтекатель и расположенный в нём парашют. Ракета стартовала с новой ПУ рельсового типа.

Перед запуском ставились следующие задачи:

1. Проверка устойчивости модели ракеты в полёте;
2. Проверка новой схемы пусковой установки;
3. Испытание парашютной системы.

Запуск был успешен. Несмотря на сильный ветер ракета повела себя стабильно, двигатель и вышибной заряд отработали нормально. Некоторые проблемы возникли на этапе работы системы спасения:

1. Произошёл порыв парашюта, предположительно из-за недочётов при изготовлении, а также многочисленных испытаний купола и способов укладки. Многочисленные свёртывания привели к ослаблению ткани, что и привело к порыву.
2. Произошло запутывание строп парашюта за стабилизаторы ракеты. Причиной тому мог послужить ветер. Другая возможная причина – парашют выбрасывается строго вперёд и может в зависимости от условий полёта попасть на стабилизатор.
3. Произошёл порыв стропы, соединяющей корпус ракеты и головной обтекатель, скорее всего из-за неправильного закрепления стропы. Данный пункт для результатов испытаний не критичен, так как подобные системы на итоговой версии носителя не предусмотрены.

Несмотря на не совсем корректную работу системы спасения, посадка была достаточно мягкой, ракета и оторвавшийся головной обтекатель были найдены, всё находится в хорошем состоянии. Анализируя запуск были сделаны следующие выводы:

1. Обновлённая аэродинамическая форма демонстрирует стабильность в полёте;
2. Рельсовая пусковая установка отвечает предъявляемым к ней требованиям;
3. Необходимо усилить купол парашюта;
4. Требуется механизм, направляющий выброс парашюта.

## 7.2 Испытательные запуски итогового варианта ракеты

После успешного запуска 2-го прототипа команда приступила к постройке финальной версии носителя. Работы по нему завершились ко второй половине мая, после чего было решено провести испытательные запуски. Они состоялись 20.05.2018 на аэродроме Смышляевка.



Рисунок 7.2.1 – Ракета на пусковой установке

Цели испытаний:

1. Проверка работоспособности итогового варианта ракеты и её бортовой системы;
2. Отработка действий при подготовке ракеты к запуску;
3. Отработка приёма и обработки телеметрической информации наземной приёмной станцией;
4. Проверка готовности команды к участию в чемпионате “Воздушно-инженерная школа МГУ”;
5. Проверка обновлённой пусковой установки.

По приезду на место запусков была проведена проверка оборудования, в частности проверка дальности радиосвязи и точности GPS, развёрнута пусковая установка, произведена подготовка, включающая в себя следующие пункты:

1. Визуальная проверка целостности конструкции;
2. Приведение ракеты в полётную готовность: присоединение джампера и включение электроники, укладка и закрепление парашюта, установка парашюта на толкатель, закрепление толкателя, установка тестовой ПН, закрытие обтекателя;

3. Проверка системы спасения: инициализация программы запуска на земле, имитирующая запуск с выбросом ПН и парашюта;
4. Повторное приведение ракеты в полётную готовность, заклейка рабочих окон;
5. Крепление носителя к пусковой установке;
6. Установка двигателя, запала, подведение проводов к пульту управления.

После чего производился запуск. Таким образом было проведено 2 испытательных пуска, в обоих были получены схожие результаты: все системы отработали штатно, телеметрия получена, ракета успешно приземлилась на парашюте. Между запусками производилась проверка целостности всех элементов конструкции, упаковка парашюта. В первом пуске ракетой были получены незначительные повреждения в виде скола на одной из створок обтекателя, не влияющий на работоспособность. Во втором заметных повреждений получено не было.



Рисунок 7.2.2 – Срабатывание системы спасения



Рисунок 7.2.3 – Ракета после посадки

Из тестовых пусков можно извлечь следующие выводы:

1. Концепция ракеты подтвердила свою работоспособность и эффективность;
2. Подтверждены расчётные характеристики носителя;
3. Подтверждена возможность нескольких запусков с небольшим интервалом;
4. Отработана схема подготовки ракеты к запуску;
5. Отработана процедура приёма и обработки телеметрии;
6. Подтверждена готовность к дальнейшей эксплуатации ракеты;
7. Выявлены возможности улучшения характеристик путём снижения массы ракеты.

Таким образом, испытания подтвердили готовность команды к выступлению на чемпионате “Воздушно-инженерная школа МГУ”. Дальнейшая работа заключалась в оптимизации массовых характеристик ракеты и косметических улучшениях.

## 7.3 Участие в чемпионате “Воздушно-инженерная школа МГУ”

Перед участием в соревнованиях были проведены мероприятия по облегчению конструкции ракеты, исправлены полученные во время тестовых запусков повреждения, произведена косметическая обработка корпуса. Также в передней части головного обтекателя для съёмки процесса снижения была установлена видеокамера. Для предотвращения запутывания парашютной системы ракеты и парашюта полезной нагрузки был добавлен специальный кожух, выполняющий роль замедлителя раскрытия парашюта нагрузки и соединённый с конструкцией носителя посредством нити.

Основные цели запусков:

1. Выполнение конкурсных задач – вывод нагрузки на высоту не менее 200 м, выполнение траекторных измерений;
2. Демонстрация возможностей носителя перед судейской коллегией;
3. Дальнейшее испытание ракеты на пригодность к многократным запускам;
4. Набор статистики запусков для последующего анализа.



Рисунок 7.3.1 – Ракета на пусковой установке

Перед каждым из 3-х произведённых запусков производилась подготовка, аналогичная таковой на испытаниях. Первый пуск не был полностью успешным, из-за дефекта двигателя ракета поднялась только на 100 м и потеряла стабилизацию. В результате срабатывания системы спасения в состоянии сильной закрутки стропа парашюта обернулась вокруг лобового конуса головного обтекателя и оторвала его вместе с

укреплённой на нём камерой. Также произошло зацепление стропы за пружину разведения створок, что привело к её растяжению. Несмотря на указанные проблемы посадка прошла в нормальном режиме.



Рисунок 7.3.2 – Запуск

Во втором пуске наблюдалось зацепление стропы парашюта за растянутую ранее пружину разведения створок, в остальном всё отработало штатно. Третий запуск прошёл нормально, но закончился посадкой на асфальт, что, однако, к серьёзным повреждениям не привело.



Рисунок 7.3.3 – Ракета после посадки, первый пуск

Итоги:

1. В 2-х из 3-х проведённых пусках выполнены все задачи, необходимые к выполнению в рамках чемпионата “Воздушно-инженерная школа МГУ” в номинации ГИРД-2, в одном – частичное выполнение;
2. Подтверждена эффективность выбранной компоновки носителя и надёжность срабатывания систем при многократных запусках с минимальным обслуживанием;
3. Получен значительный опыт обработки телеметрической информации;
4. Камера, установленная в головном обтекателе, была утеряна, найти её не удалось;
5. Пятикратный запуск системы с минимальными изменениями позволяет сделать выводы об эффективности отдельных элементов конструкции и целесообразности их использования в последующих проектах.
6. Проект SODA1 и команда RocketLAV заслуженно получили первое место в данном чемпионате.

## 8. Меры обеспечения безопасности во время эксплуатации

---

Основные пункты техники безопасности во время эксплуатации ракеты:

- Запуск двигателей РД производить с помощью дистанционного электрического пульта, оснащенного ключом и кнопкой запуска, с расстояния не менее 10 м от пускового устройства;
- В случае отказа, при запуске подходить к модели не менее, чем через 1 мин;
- Модели ракет запускать с пускового устройства, оснащенного направляющим стержнем длиной не менее 2000 мм. Отклонения от вертикали – не более 20°. Верхний конец стержня пускового устройства должен находиться не ниже 2500 мм от уровня земли (для предотвращения травм глаз).
- Площадка для запуска моделей ракет в радиусе 1 м от пускового устройства должна быть очищена от сухой травы и других легковоспламеняющихся материалов.
- Запрещается пускать ракету в цель, в облака или рядом с самолетами.

# Заключение

---

Данный документ обобщает и систематизирует полученный опыт команды в результате создания данного проекта. Уровень предоставленных материалов, анализ ошибок и новые идеи – все это свидетельствует о том, что наша команда и в целом студенческое объединение RocketLAV имеет свой вектор развития. Работа в таком проекте позволяет студентам применять на практике знания, которые они получают в университете, а также дополнительно повысить стремление к изучению аэрокосмической отрасли. На данный момент проект полностью завершен.

# Список используемых источников

---

## Литература:

Стасевич Р.А. - Основы проектирования и расчета грузовых парашютных систем - 1969 г

Маркеев А.П. – Теоретическая механика / издание второе, дополненное – 1999г

Васильев В.В., Морозов Л.В., Шахов В. Г. – Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов – 1993г

Эльштейн П. – Конструктору моделей ракет – 1978г

## Интернет источники:

Guided Tours – [spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/guided.htm](http://spaceflightsystems.grc.nasa.gov/education/rocket/guided.htm)

Устойчивость ракеты – [kia-soft.narod.ru/interests/rockets/theory/stability/stability.htm](http://kia-soft.narod.ru/interests/rockets/theory/stability/stability.htm)