|  |  |
| --- | --- |
| Gerb-BMSTU_01 | **Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**  **Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение**  **высшего образования**  **«Московский государственный технический университет**  **имени Н.Э. Баумана**  **(национальный исследовательский университет)»**  **(МГТУ им. Н.Э. Баумана)** |

КАФЕДРА

«СМ-1»

**КУРСОВАЯ РАБОТА**

***ПО ДИСЦИПЛИНЕ***

***Основы устройства космических аппаратов***

***НА ТЕМУ:***

***Проектирование одноступенчатой баллистической ракеты с жидкостным ракетным двигателем***

**Студент** РКТ2-51 \_ Серебрянников О.А.

(Группа) (Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

**Руководитель курсовой работы** \_ \_\_Крылов А. В.\_\_\_\_

(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

**Консультант**  \_\_Смердов А. А.\_\_\_

(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

*2019 г.*

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение**

**высшего образования**

**«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана**

**(национальный исследовательский университет)»**

**(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой СМ-1

\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ В. Н. Зимин

« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_ 20 \_\_\_\_ г.

**ЗАДАНИЕ**

**на выполнение курсовой работы**

по дисциплине Основы устройства космических аппаратов

Студент группы РКТ2-51

Серебрянников Олег Александрович

(Фамилия, имя, отчество)

Тема курсовой работы: Проектирование одноступенчатой баллистической ракеты с жидкостным ракетным двигателем\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Направленность КР (учебная, исследовательская, практическая, производственная, др.)

Учебная

Источник тематики (кафедра, предприятие, НИР) кафедра СМ-1.

График выполнения работы: 25% к 5 нед., 50% к 8 нед., 75% к 11 нед., 100% к 14 нед.

***Задание***

Разработать конструктивно-компоновучную и пневмогидравлическую схемы ракеты

***Оформление курсовой работы:***

Расчетно-пояснительная записка на 21 листах формата А4.­­­­­­

\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_Лист А1\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Лист А3\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

Дата выдачи задания «\_9\_ » сентября 2019 г.

**Студент**  Серебрянников О.А.

(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

**Руководитель курсовой** **работы** \_\_Крылов А.В.\_\_\_\_\_

(Подпись, дата) (И.О.Фамилия)

Примечание: Задание оформляется в двух экземплярах: один выдается студенту, второй хранится на кафедре.

Оглавление

**[Аннотация](#_Toc29861353)** [2](#_Toc29861353)

[**Исходные данные** 3](#_Toc29861354)

[**1.Расчет параметров и проектирование УБР** 3](#_Toc29861355)

[1.1 Расчёт термодинамических параметров двигательной установки 3](#_Toc29861356)

[1.2 Расчёт проектно-конструктивных параметров УБР 5](#_Toc29861357)

[1.3 Уточнение данных, полученных в РК1 6](#_Toc29861358)

[**1.3.1 Расчет длин баков окислителя и горючего** 6](#_Toc29861359)

[**1.3.2 Расчет двигателя** 7](#_Toc29861360)

[**1.3.3 Расчет радиусов магистральных и тоннельных труб** 9](#_Toc29861361)

[1.4 Рассмотрение выбранных частей ракеты для деталировки 10](#_Toc29861362)

[**1.4.1 Пироболт** 10](#_Toc29861363)

[**1.4.2 Силовое кольцо** 10](#_Toc29861364)

[**1.4.3 Плоская донная защита** 10](#_Toc29861365)

[**1.4.4 Тоннельная труба** 11](#_Toc29861366)

[**1.4.5 Воронкогаситель.** 11](#_Toc29861367)

[**1.4.6 Лонжероны сухих отсеков** 11](#_Toc29861368)

[**2.Проектирование схемы пневмогидравлической системы** 12](#_Toc29861369)

[2.1. Описание 12](#_Toc29861370)

[2.2 Запуск двигателя 13](#_Toc29861371)

[2.3 Главная ступень тяги 14](#_Toc29861372)

[2.3 Остановка двигателя 14](#_Toc29861373)

[**Разделение головной части** 15](#_Toc29861374)

[**Заключение** 16](#_Toc29861375)

[**Список литературы** 17](#_Toc29861376)

[**Приложение** 18](#_Toc29861377)

[Вариант 1 18](#_Toc29861378)

[Вариант 2 19](#_Toc29861379)

[Вариант 3 20](#_Toc29861380)

# **Аннотация**

Расчетно-пояснительная записка к курсовому проекту «Проектирование одноступенчатой баллистической ракеты с жидкостным ракетным двигателем» содержит 22 страницы машинописного текста, 2 рисунка, 3 таблицы и 1 приложения. Состоит из 3 частей, для написания было использовано 4 источника.

В процессе выполнения работы были выбраны оптимальные проектно-конструктивные параметры из нескольких вариантов, полученных с использованием прикладных программ. Также проведен анализ работы двигательной установки и пневмогидравлической схемы ракеты.

# **Исходные данные**

Исходные данные, необходимые для выполнения курсовой работы, приведены в таблице 1.

Таблица 1

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | Данные для термодинамического расчета | | | | Данные для расчета параметров УБР по программе RK-1 | |
| № вар. | КРТ, α | , МПа | , МПа | Схема ДУ | , кг | L, км |
| 6 | О2(Ж)+Т-1 | 20 | 0,08 | закр | 1500 | 4000 |

КРТ – компоненты ракетного топлива;

# **1.Расчет параметров и проектирование УБР**

## 1.1 Расчёт термодинамических параметров двигательной установки

Свойства окислителя и горючего ЖРД:

Таблица 2

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Компонент топлива | Условная формула | Плотность, кг/м3 | Энтальпия образования, кДж/кг |
| Кислород (Ж) | О2 | 1135 | -398,3 |
| Керосин  Т-1 | CH1,956 | 830 | -1958 |

Был проведен расчёт в программном комплексе «Terra» для определения физических параметров двигательной установки:

Наибольший удельный импульс в пустоте Iп=3455,7 м/c был достигнут при значении коэффициента избытка окислителя α=0,9.

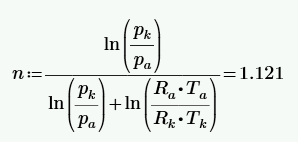
Основные параметры ЖРД (Таблица 3):

Таблица 3

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметр двигательной установки | Значение | | |
| В камере сгорания | В критическом сечении | На срезе сопла |
| Удельный импульс в пустоте, м/с |  |  | 3455,7 |
| Температура, К | 3866.9 | 3678 | 2390 |
| Давление, МПа | 20 | 11.59 | 0.08 |
| Среднее значение показателя изоэнтропы | 1.121 | 1.121 | 1.121 |
| Расходный комплекс, с | ⎯ | 1774.1 м/c = 180.9 с | ⎯ |
| Относительная площадь сопла | ⎯ | 1 | 30,366 |
| Удельная площадь сопла, м2с/кг | ⎯ | 0.8870\*10-4 | 0.00269 |
| Скорость истечения, м/с | 0 | 1158.3 | 3240.2 |

Стехиометрическое соотношение - 3,41

Среднее значение показателя изоэнтропы процесса определяется по формуле:



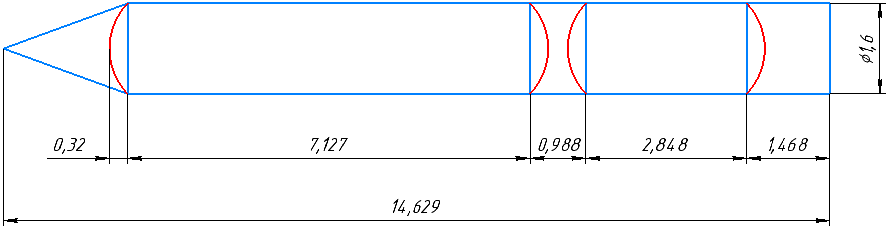
## 1.2 Расчёт проектно-конструктивных параметров УБР

Алгоритм проведения расчета в программе «RK1»:

1. Ввести исходные данные: дальность – 4000 км; масса полезного груза – 1500 кг; давление в камере сгорания – 20 МПа; давление в выходном сечении сопла – 0,08 МПа; ДУ закрытой схемы; коэффициент избытка окислителя –0,9.
2. Газовые рули не используются – управляем ракетой поворотным двигателем.
3. Вводим плотность горючего и окислителя, а также параметры, посчитанные в программе «Terra»: расходный комплекс, показатель изоэнтропы, стехиометрическое соотношение.
4. Полезный груз – обычный; 1 блок в головном отсеке; блок головного отсека - неманеврирующий; отсутствует отдельный приборный отсек.
5. Баки наддуваются горячим газом, наддув осуществляется от газогенератора;
6. Окислитель находится в переднем баке.
7. Укороченный хвостовой отсек, стабилизаторы есть.

В ходе выполнения работ в программе «RK1» было получено 3 варианта расчетов (см. приложение 1). Анализируя параметры ракет, можно сделать выводы, что все образцы соответствуют условию относительного удлинения ракеты. Но проектируемая ракета 3 имеет наименьшую массу, по сравнению с двумя другими, а значит, выбираем именно эту ракету по данному критерию. Полученная ракета имеет параметры: диаметр = 1,6 м: стартовая масса – 26902.1 кг, длина ракеты – 14.629м;

Схема, полученной ракеты:



**Рис 1.**

## 1.3 Уточнение данных, полученных в РК1

### **1.3.1 Расчет длин баков окислителя и горючего**

***Исходные данные:***

Масса стартовая М0=26902,1 кг

Масса конечная Мк=3781.6 кг

Плотность окислителя ρок=1135 кг/м3

Плотность горючего ρг=830 кг/м3

Радиусы баков R =0,8 м

Rднищ=1,16 м

Масса топлива Mт = М0 -Мк=23120,5 кг

Стехиометрическое соотношение υ0=3,41

Коэффициент избытка окислителя α=0,9

υ= υ0·α= 3,069

Масса окислителя Мок = Мт=17438,391 кг

Масса горючего Мг = Мт = 5682,109 кг

Объем окислителя Vок = = 15,364 м3

Объем горючего Vг = = 6,846 м3

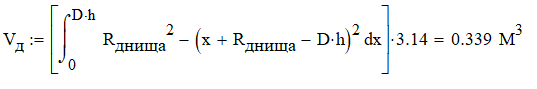
Объем бака окислителя Vбо=Vок+Vподушка+Vгарантия ;

Vбо=Vок+5% Vок + 2%Vок = 16,44 м3

Объем бака горючего Vбг=Vг+Vподушка+Vгарантия ;

Vбг=Vг+5% Vг + 2%Vг = 7.325 м3

Объем днища



Объем цилиндрической части бака окислителя

Vцо= Vбо – 2Vднищ  = 15.762 м3

Длина цилиндрической части бака окислителя

Lцо= = 7,84 м

Длина бака окислителя

Lбо= Lцо +2Lднищ  = 8.48 м

Объем цилиндрической части бака горючего

Vцг= Vбг – 2Vднищ  = 6.648 м3

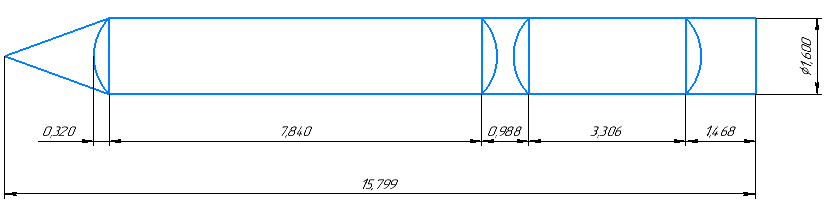
Длина цилиндрической части бака горючего

Lцг= = 3,306 м

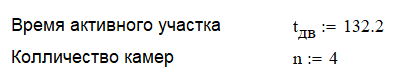
Длина бака горючего

Lбг= Lцг +2Lднищ = 3,946 м

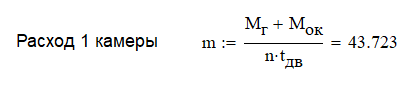
Схема ракеты, с уточненными размерами

**Рис.2**

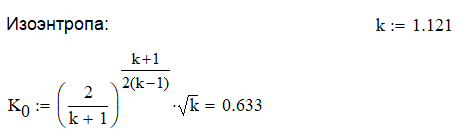
### **1.3.2 Расчет двигателя**

****

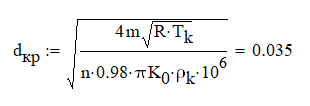
(приведенная длина камеры сгорания - cхема с дожиганием)

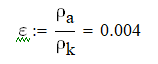


(длина камеры сгорания)

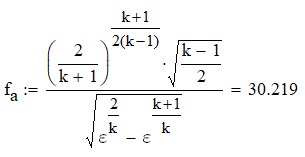


Диаметр критического сечения сопла камеры сгорания:





Относительная площадь выходного сечения сопла:



Диаметр выходного сечения сопла камеры сгорания:



Длина сопла:

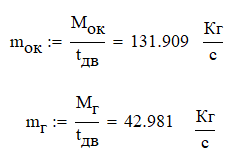
Длина двигательной установки:

****

### **1.3.3 Расчет радиусов магистральных и тоннельных труб**

Новое относительное удлинение 9,8744

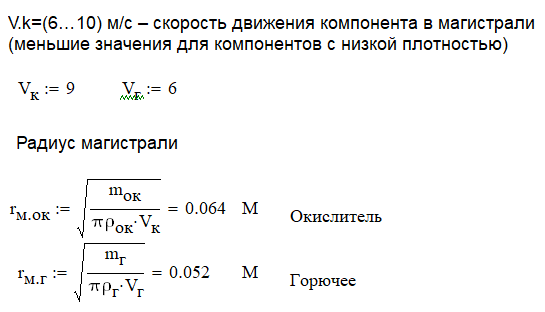
Массовый расход

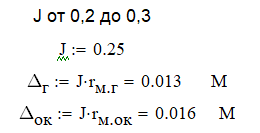


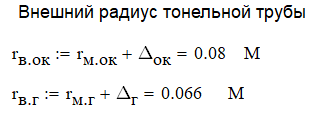
– внешний радиус тоннельной трубы

радиус магистрали:

радиус магистрали







## 1.4 Рассмотрение выбранных частей ракеты для деталировки

### **1.4.1 Пироболт**

Пиротехническое устройство, обычно с электрическим запалом, предназначенное для быстрого и надёжного автоматического рассоединения ГЧ от корпуса ракеты.

Конструктивно представляет собой крепежный болт, в стержне которого рядом с головкой создается полость, заполняемая бризантным взрывчатым веществом внутри и детонатором. При прохождении тока через электродетонатор происходит взрыв, разрушающий стержень болта, в результате чего его головка отрывается.

### **1.4.2 Силовое кольцо**

Нагружение баков или юбок баков сосредоточенными силами нежелательно. Для предотвращения сосредоточенных сил, приводимых от двигателя, служит силовое кольцо, находящееся между отсеками, к которому крепится ферма двигателя.

### **1.4.3 Плоская донная защита**

На всех блоках внутренний объем хвостового отсека с двигателями закрывают донной защитой, которая предотвращает попадание горячих газов внутрь отсека. Форма струи газов, выходящих из сопла двигателя, зависит от отношения давления на срезе сопла двигателя к атмосферному давлению. При запуске двигателя с предварительной ступенью запуска пламя, выходящее из сопла, охватывает всю нижнюю часть корпуса, поэтому теплозащита необходима не только по торцу хвостового отсека, но и по боковой поверхности.

Из конструктивных соображений часть донной защиты может крепиться к двигателю, а остальная часть – к хвостовому отсеку. Часто донная защита состоит из нескольких сегментов, соединяемых между собой.

Изображенная на листе 1 плоская донная защита имеет снаружи полированный лист из нержавеющей стали, изнутри – лист из алюминиевого сплава, и между ними – теплоизоляцию из асбеста или стекловолокна. Части донной защиты соединяются между собой, с помощью винтов и анкерных гаек. Наружный край теплозащиты обрамляется вкладышем из неметаллического материала. Такая плоская донная защита без подкреплений не воспринимает больших нагрузок от давления газов.

### **1.4.4 Тоннельная труба**

Труба топливного бака корпуса ракеты на жидком топливе, внутри  которой проходит магистральная труба другого бака, служащая защитой от  температурного воздействия компонентов топлива между собой и исключения их соединения.

### **1.4.5 Воронкогаситель.**

 Заборные устройства важный эле­мент топливных баков и систем подачи компонентов топлива к двигателю, обеспечивающих максимальную вы­работку компонента топлива из бака без нарушения сплошно­сти потока. Уменьшение неиспользованных остатков топлива в баках, входящих в конечную массу ракеты, является сущест­венным совершенствованием топливных систем ракеты. Для выравнивания поверхности жидкости в различных условиях применяются разные по конструкции успокоители (плавающие гасители колебаний, перегородки, воронкогасители, заборные и вводные патрубки и т. п.) Простейшим заборным устройством для баков является отверстие в заднем днище. Для устранения воронки на входе в отверстие могут быть установлены специальные воронкогасители.

Воронкогасители – это элемент топливного бака корпуса ракеты на жидком топливе, предотвращающий образование воронки в компоненте топлива в процессе его забора и последующего двухфазного течения жидкости-газовой смеси.

### **1.4.6 Лонжероны сухих отсеков**

В сухих отсеках для передачи сосредоточенных сил, крепления приборов и прочего применяются лонжероны- усиленные профили, скрепленные с корпусом и обшивкой.

# **2.Проектирование схемы пневмогидравлической системы**

## 2.1. Описание

Основной двигатель четырёхкамерный, работающий от одного турбонасосного агрегата. Двигатель находится в карданном подвесе (осуществляется управление по рысканью, тангажу и крену).

ПГС двигателя включает в себя:

* схему баков;
* агрегаты автоматики;
* агрегаты системы подачи топлива;
* систему наддува баков;
* агрегаты для системы регулирования ДУ;
* устройства для обеспечения нормальной эксплуатации ДУ;

Двигательная установка состоит из основного четырёхкамерного двигателя. По заданию курсового проекта двигатель работает по закрытой; осуществляется турбонасосная система подачи компонентов: окислителя ─ О2(ж) и горючего ─ Т-1(керосин).

Жидкий кислород (ЖК, жO2, LOX) — жидкость бледно-синего цвета, которая относится к сильным парамагнетикам. Является одним из четырёх агрегатных состояний кислорода. Жидкий кислород обладает плотностью 1,141 г/см³(1141 кг/м³) и имеет умеренно криогенные свойства с точкой замерзания 50,5 K (−222,65 °C) и точкой кипения 90,188 K (−182,96 °C).

Жидкий кислород активно используется в космической и газовой отраслях, при эксплуатации подводных лодок, широко используется в медицине. Обычно промышленное получение основывается на фракционной перегонке воздуха. Коэффициент расширения кислорода при смене жидкого агрегатного состояния на газообразное составляет 860:1 при 20 °C, что иногда используется в системах снабжения кислородом для дыхания в коммерческих и военных самолётах. Долго храниться не может – Высоко кипящий компонент.

Предварительно, перед заправкой баков, осуществляется продувка камер сгорания, всех магистралей воздухом, подающимся с наземных устройств. Затем осуществляется заправка баков компонентами топлива через заправочно-сливные клапаны . Для предотвращения перелива предусмотрены дренажно-предохранительные клапаны . Управление заправкой происходит с пункта управления заправкой (ПУЗ). Генераторный газ вырабатывается двухкомпонентным газогенератором , путем реакции компонентов топлива друг с другом при включении электросвечи. Наддув баков окислителя и горючего производится с помощью одного дополнительного газогенераторавнаддува.

## 2.2 Запуск двигателя

По команде «Пуск» происходит включение программного токораспределителя. Через ~0,7 секунды программный токораспределитель выдает команду "Пуск ДУ". По этой команде подается напряжение на пиропатроны пиромембранных клапанов 6 горючего и окислителя.

При срабатывании пиропатронов происходит прорыв мембран пиромембранного клапана. Под воздействием давления наземного наддува баков ракеты и гидростатического давления столбов компонентов топлива начинается заполнение магистралей двигателя окислителем и горючим. Турбина запускается пороховым стартером. Компоненты топлива из насоса горючего 5 и насоса окислителя 6 поступают в газогенератор ТНА 8 и воспламеняются от электросвечи. Этот кислый газ поступает на рабочие лопатки турбины 7, раскручивая ротор ТНА, и далее в четыре камеры сгорания.

Горючее из насоса 5 подается к коллектору камеры сгорания и, пройдя по зарубашечному пространству, через форсунки впрыскивается в КС. В камере сгорания компоненты смешиваются поджигаются воспламенителями.

По мере нарастания числа оборотов ТНА растут давления компонентов в магистралях и КС - двигатель выходит на предварительную ступень работы. При выходе двигателя на предварительную ступень происходят срабатывание мембранных узлов и начинается наддув баков ракеты через газогенератор наддува горючего и теплообменник. Номинальные расходы компонентов топлива, поступающих в газогенератор, обеспечиваются жиклерами установленными в трубопроводе подвода горючего и окислителя к газогенератору.

Через 1.8±0.44 секунды от команды "Пуск ДУ" программный токораспределитель выдает команду ГСТ (главная ступень). По этой команде подается напряжение на пиропатроны регулятора расхода клапана. Проходные сечения регулятора расхода и клапана увеличиваются, увеличивая расходы горючего и окислителя через газогенератор, что приводит к увеличению оборотов ТНА, расходов и давлений топлива. Двигатель выходит на режим главной ступени работы.

## 2.3 Главная ступень тяги

На режиме главной ступени при достижении тяги, превышающей вес ракеты, последняя отрывается от стартового устройства. При этом проходит сигнал КП (контакт подъема) и включаются в работу системы РКС (регулирование кажущейся скорости) и СОБ (синхронное опорожнение баков).

Изменение режима работы двигателя при полете ракеты производится системой РКС. При отклонении скорости ракеты от программной система РКС подает команду на привод регулятора расхода 13. Расход горючего через газогенератор изменяется, что приводит к изменению оборотов ТНА, расходов и давлений компонентой топлива и тяги двигателя. Для ограничения величины изменении тяги двигателя в заданных пределах применено регулирование по давлению газов в КС с использованием обратной связи, элементом которой является датчик давления.

В случае отсутствия сигнала от системы РКС регулятор расхода обеспечивает неизменный расход горючего через ГГ, поддерживая тем самым заданный режим работы двигателя.

Изменение соотношения расходов компонентов топлива через двигатель осуществляется дросселем горючего по командам системы СОБ.

Система СОБ обеспечивает одновременное опорожнение баков ракеты и, следовательно, минимальные остатки компонентов топлива в баках ракеты к моменту выключения двигателя. При рассогласовании уровней окислителя и горючего в баках эта система подаст команду на привод дросселя(основнного 19 так и что у четырёх камер 21, 22, 23, 24).

Проходное сечение дросселя меняется, что приводит к изменению расхода горючего через двигатель и, в итоге, к необходимому изменению уровня горючего в баке ракеты.

## 2.3 Остановка двигателя

Команда на остановку двигателя выдается по достижению ракетой заданной скорости через программный токораспределитель.

Для уменьшения гидроударов, возникающих в магистралях двигателя при закрытии клапанов, выключение производится в две ступени и за определенное время перед выключением, в случае работы двигателя на режиме форсирования, система РКС обеспечивает перевод работы двигателя на номинальный режим.

По первой команде на выключение закрываются пироклапан горючего основного газогенератора и пироклапан окислителя газогенератора наддува, что приводит к прекращению расходов соответствующих компонентов топлива через газогенераторы. По этой же команде происходит выключение систем РКС и СОБ.

Вторая команда на выключение двигателя подается через 0,2 ± 0,03 сек. По этой команде закрываются пироклапаны окислителя основного газогенератора, клапан горючего и открывается дренажный клапан. При закрытии указанных клапанов прекращается доступ соответствующих компонентов топлива в газогенераторы и камеру сгорания. Двигатель прекращает работу.

# **Разделение головной части**

Разделение головной части происходит при помощи РДТТ и пироболтов.

В момент отделения головной части ракеты двигатели работают на пониженной тяге. При подаче команды системы управления на разделение ГЧ сначала выключаются двигатели, потом включаются РДТТ и на пиропатрон пиротолкателя подается электрический ток и происходит подрыв их заряда. Под действием РДТТ и импулся от пироболтов ГЧ отталкивается от ракеты.

# **Заключение**

В результате курсового проекта была спроектирована ракета, обладающая заданными характеристиками и особенностями. Рассчитаны габаритные и технические характеристики ракеты. Одноступенчатая ракета с массой стартовой 26902,1 кг обеспечивает доставку полезного груза – 1500 кг – в любую точку на дистанции 4000 км. Ракета была спроектирована с учетом данного типа компонентов и системы подачи.

Были рассмотрены: пневмогидравлическая схема ракеты на лист А3, общая конструкция ракеты, отдельные узлы и элементы с последующим их вычерчиванием на двух листе А1.

# **Список литературы**

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.
2. Печникова В.П. , Трофимова В.В. «Конструкция ракет с ЖРД».
3. Астрахов А.В., Генералов Н.Н., Панин С.Д., Сычев М.П. Проектирование управляемой баллистической ракеты: Учебное пособие по курсу «Основы ракетно-космической техники» – М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2006. – 55 с.
4. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полёта. Изд. 2-е. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1981. – 496 с.

# **Приложение**

## Вариант 1

ВВЕДЕНЫ СЛЕДУЮЩИЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

дальность макс. -4000.0 [км]

масса полезного груза - 1500.0 [кг]

число блоков ГО - 1

давление в камере сгорания -20.0 [МПа]

давление в выходном сечении - .080 [МПа]

расходный комплекс -180.90 [сек]

показатель изоэнтропы -1.121

число двигателей в ДУ - 4

плотность горючего - 830.0 [кг/куб.м]

плотность окислителя -1135.0 [кг/куб.м]

стехиометрическое соотношение - 3.41

коэффициент избытка окислителя - .90

давление наддува бака А - .20 [МПа]

давление наддува бака Б - .30 [МПа]

вылет днищ баков - .20

ДУ закрытой схемы

Управление рулевыми или поворотными двигателями

Полезный груз - обычный

Блок ГО - неманеврирующий

Есть межбаковый отсек

Баки наддуваются горячим газом

Наддув осуществляется от ГГ

Окислитель находится в баке А

Отдельного приборного отсека нет

Хвостовой отсек укороченный

Стабилизаторы отсутствуют

\*\* П Р О Е К Т Н Ы Е П А Р А М Е Т Р Ы \*\*

\* масса стартовая - 27353.4 [кг]

\* масса конечная - 3492.1 [кг]

\* масса головного отсека - 1800.0 [кг]

\* тяга нулевая - 425.1 [Кн]

\* тяга пустотная - 461.4 [Кн]

\* нагрузка на тягу - .631

\* относительная конечная масса - .128

\*\* Параметры конца активного участка \*\*

\* скорость Vк -5227.7 [м/сек]

\* угол траектории Teta - 35.31 [град.]

\* координата Xк -178.0 [км]

\* координата Yк -156.1 [км]

\* время активного участка Tк -170.5 [сек]

\*\* Габаритные размеры [м] \*\*

\* диаметр -1.800

\* длина ракеты -11.863

\* длина ГО - 1.736

\* длина ПО - .000

\* длина БА - 5.534

\* длина МБО - .995

\* длина ББ - 2.045

\* длина ХО - 1.553

\*\* Параметры ДУ \*\*

\* удельный импульс нулевой -3037.4 [м/сек]

\* удельный импульс пустотный -3296.7 [м/сек]

\* площадь кр. сечений - .01280 [кв.м]

\* площадь среза сопел - .39876 [кв.м]

\* диаметр кр. сеч. одной камеры - .06383 [м]

\* диаметр среза сопла одной камеры - .35627 [м]

## Вариант 2

ВВЕДЕНЫ СЛЕДУЮЩИЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

дальность макс. -4000.0 [км]

масса полезного груза - 1500.0 [кг]

число блоков ГО - 1

давление в камере сгорания -20.0 [МПа]

давление в выходном сечении - .080 [МПа]

расходный комплекс -180.90 [сек]

показатель изоэнтропы -1.121

число двигателей в ДУ - 4

плотность горючего - 830.0 [кг/куб.м]

плотность окислителя -1135.0 [кг/куб.м]

стехиометрическое соотношение - 3.41

коэффициент избытка окислителя - .90

давление наддува бака А - .20 [МПа]

давление наддува бака Б - .30 [МПа]

вылет днищ баков - .20

ДУ закрытой схемы

Управление рулевыми или поворотными двигателями

Полезный груз - обычный

Блок ГО - неманеврирующий

Есть межбаковый отсек

Баки наддуваются горячим газом

Наддув осуществляется от ГГ

Окислитель находится в баке А

Отдельного приборного отсека нет

Хвостовой отсек укороченный

Стабилизаторы отсутствуют

\*\* П Р О Е К Т Н Ы Е П А Р А М Е Т Р Ы \*\*

\* масса стартовая - 27426.2 [кг]

\* масса конечная - 3797.2 [кг]

\* масса головного отсека - 1800.0 [кг]

\* тяга нулевая - 539.1 [Кн]

\* тяга пустотная - 585.1 [Кн]

\* нагрузка на тягу - .499

\* относительная конечная масса - .138

\*\* Параметры конца активного участка \*\*

\* скорость Vк -5261.0 [м/сек]

\* угол траектории Teta - 35.41 [град.]

\* координата Xк -148.2 [км]

\* координата Yк -133.3 [км]

\* время активного участка Tк -133.1 [сек]

\*\* Габаритные размеры [м] \*\*

\* диаметр -1.700

\* длина ракеты -13.219

\* длина ГО - 1.946

\* длина ПО - .000

\* длина БА - 6.311

\* длина МБО - .988

\* длина ББ - 2.438

\* длина ХО - 1.537

\*\* Параметры ДУ \*\*

\* удельный импульс нулевой -3037.4 [м/сек]

\* удельный импульс пустотный -3296.7 [м/сек]

\* площадь кр. сечений - .01623 [кв.м]

\* площадь среза сопел - .50571 [кв.м]

\* диаметр кр. сеч. одной камеры - .07188 [м]

\* диаметр среза сопла одной камеры - .40121 [м]

## Вариант 3

ВВЕДЕНЫ СЛЕДУЮЩИЕ ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

дальность макс. -4000.0 [км]

масса полезного груза - 1500.0 [кг]

число блоков ГО - 1

давление в камере сгорания -20.0 [МПа]

давление в выходном сечении - .080 [МПа]

расходный комплекс -180.90 [сек]

показатель изоэнтропы -1.121

число двигателей в ДУ - 4

плотность горючего - 830.0 [кг/куб.м]

плотность окислителя -1135.0 [кг/куб.м]

стехиометрическое соотношение - 3.41

коэффициент избытка окислителя - .90

давление наддува бака А - .20 [МПа]

давление наддува бака Б - .30 [МПа]

вылет днищ баков - .20

ДУ закрытой схемы

Управление рулевыми или поворотными двигателями

Полезный груз - обычный

Блок ГО - неманеврирующий

Есть межбаковый отсек

Баки наддуваются горячим газом

Наддув осуществляется от ГГ

Окислитель находится в баке А

Отдельного приборного отсека нет

Хвостовой отсек укороченный

Стабилизаторы отсутствуют

\*\* П Р О Е К Т Н Ы Е П А Р А М Е Т Р Ы \*\*

\* масса стартовая - 26902.1 [кг]

\* масса конечная - 3781.6 [кг]

\* масса головного отсека - 1800.0 [кг]

\* тяга нулевая - 531.3 [Кн]

\* тяга пустотная - 576.6 [Кн]

\* нагрузка на тягу - .497

\* относительная конечная масса - .141

\*\* Параметры конца активного участка \*\*

\* скорость Vк -5261.2 [м/сек]

\* угол траектории Teta - 35.40 [град.]

\* координата Xк -149.0 [км]

\* координата Yк -134.2 [км]

\* время активного участка Tк -132.2 [сек]

\*\* Габаритные размеры [м] \*\*

\* диаметр -1.600

\* длина ракеты -14.629

\* длина ГО - 2.197

\* длина ПО - .000

\* длина БА - 7.127

\* длина МБО - .988

\* длина ББ - 2.848

\* длина ХО - 1.468

\*\* Параметры ДУ \*\*

\* удельный импульс нулевой -3037.4 [м/сек]

\* удельный импульс пустотный -3296.7 [м/сек]

\* площадь кр. сечений - .01600 [кв.м]

\* площадь среза сопел - .49837 [кв.м]

\* диаметр кр. сеч. одной камеры - .07136 [м]

\* диаметр среза сопла одной камеры - .39829 [м]