

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования**

**Московский государственный технический университет**

**им. Н. Э. Баумана**

**Национальный исследовательский университет**

**(МГТУ им. Н.Э. Баумана)**

**Домашнее задание №1**

**По курсу: «Проектирование КА»**

**Вариант №9**

nvk24oleg@mail.ru

Выполнил: Серебрянников О.А.

Группа: РКТ2-71

Проверил: Коровин В.В.

# Условия

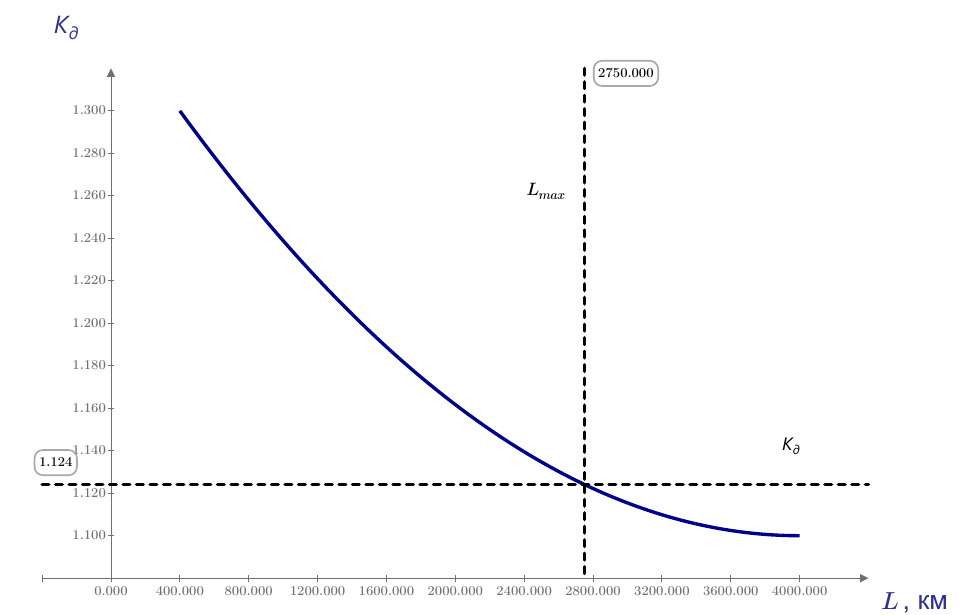
* Дальность км
* Масса полезного груза кг
* Топливо -
* Пустотный удельный импульса

Также примем:

* радиус Земли км
* ускорение свободного падения

# Баллистический расчёт

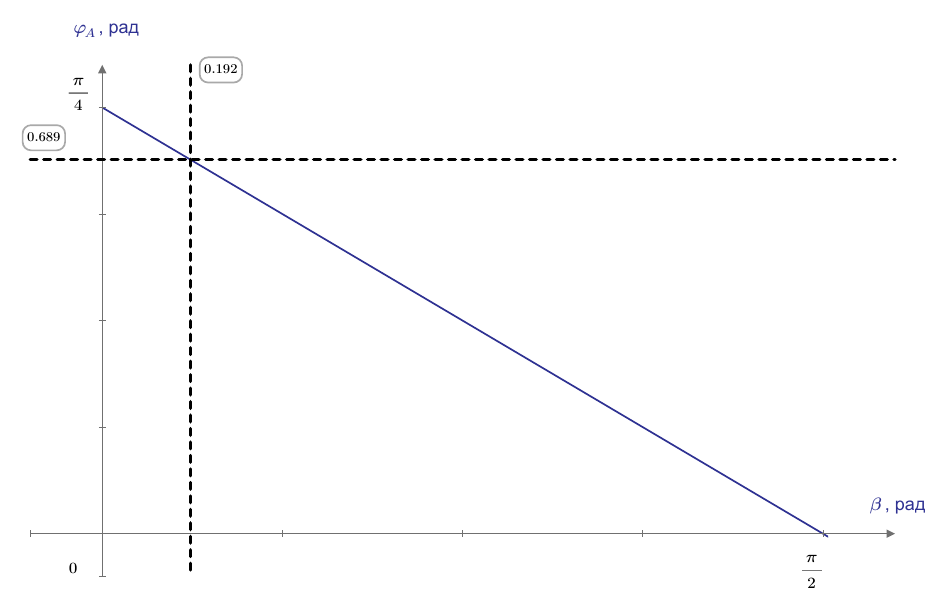
Найдём коэффициент дальности из графика, подставив .



Получим, что

Тогда из известного соотношения можно найти половину геоцентрического угла, то есть угол .

Далее из графика ниже найдём угол бросания :



Получили, что .

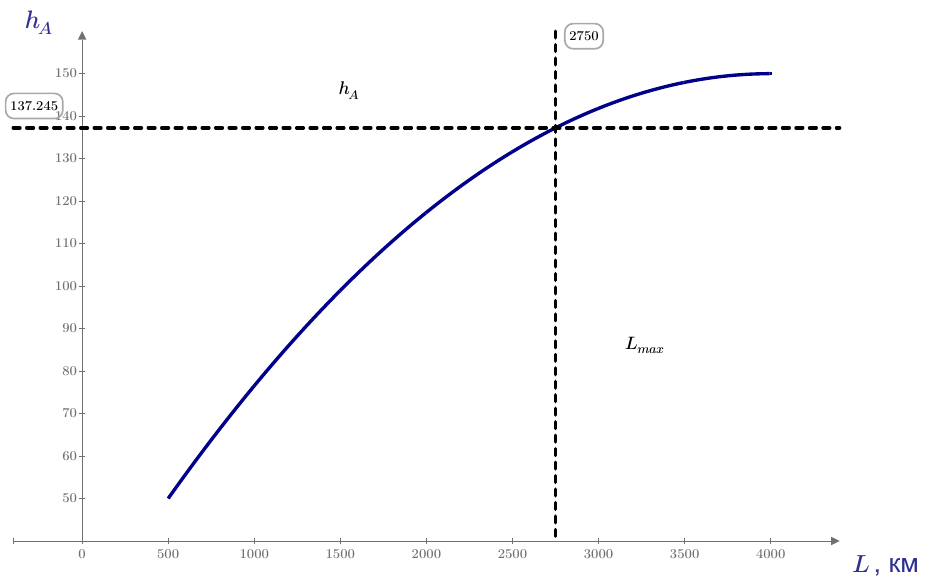
Значит теперь можно перейти к определению безразмерной скорости . Её можно определить из известной формулы:

Откуда

Также известно, что конечная скорость

Скорость на круговой орбите радиусом :

* , причём находим из графика



Получили, что км.

Тогда радиус км

По формуле (3) круговая скорость

Тогда конечная скорость в I-ом приближении по формуле (2):

Во II-ом приближении уточним угол бросания, то есть найдём угол из формулы:

* было:
* стало:

Теперь можно уточнить безразмерную скорость из формулы (1):

* было:
* стало:

Окончательно принимаем конечную скорость во втором приближении по формуле (2):

* было:
* стало:

Завершается баллистический расчёт вычислением идеальной или характеристической скорости, которую находят через уравнение:

* – потери характеристической скорости, причём статически .

Тогда окончательно получаем:

# Массовый расчёт

Для начала массового расчёта необходимо задаться стартовой массой. Её можно определить по формуле:

Известно, что:

Тогда из формулы (6) можно найти относительную конечную массу:

Для первого приближения остальными коэффициентами можно задаться по Феодосьеву в таких пределах:

В таблице ниже приведены значения плотности разных топлив. Если принять, что топливо АТ+НДМГ имеет наибольшую плотность, а, значит, для него , а для топлива кислород-водород из-за самой низкой плотности, тогда на отрезке для оставшихся топлив будут справедливы следующие значения .

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *Топливо* | *Плотность,* |  |
| АТ + НДМГ | 1200 | 0.04 |
| O2 + керосин | 1040 | 0.07 |
| O2 + CH4 | 825 | 0.11 |
| O2 + H2 | 340 | 0.2 |

В нашем случае топливо - , тогда принимаем

Зададим , чтобы соответствовать минимуму стартовой массы.

Остальные параметры будем варьировать для получения минимальной стартовой массы.

После программного расчёта оптимальными оказались следующие значения:

Тогда по формуле (6) в первом приближении получим значение стартовой массы .

Тогда стартовый вес ракеты:

Стартовая тяга:

Зададимся коэффициентом увеличения тяги на отрезке [1.1-1.15]:

Найдём пустотную тягу:

Найдём вес топлива:

Масса топлива:

Пересчитаем весовые коэффициенты для определённого топлива.

Наше топливо - , тогда:

Для ракетного блока с приборным отсеком:

Уточняем стартовый вес ракеты для II-го приближения:

Вес полезного груза:

Стартовый вес:

Стартовая масса:

Стартовая тяга:

Коэффициент увеличения тяги оставим прежним: .

Тогда тяга пустотная:

Найдём вес топлива:

Масса топлива:

Пересчитаем весовые коэффициенты по формулам (8) и (9):

Для ракетного блока с приборным отсеком по формуле (10) получим:

В результате:

Для нашего топлива стехиометрическое соотношение компонентов .

Тогда вес горючего:

Вес окислителя:

## Проверка

Найдём весовое качество конструкции . Обычно и .

# Объёмно-габаритный расчёт

Произвольно зададимся диаметром ракеты и будем варьировать его до момента выполнения условия = 6..12.

После произведения расчёта программным способом оптимальным диаметром оказался:

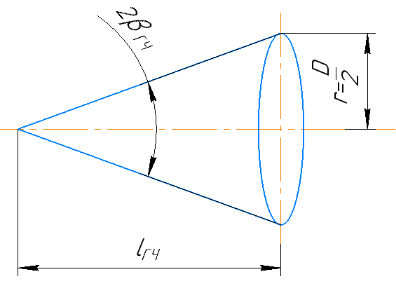
*и*

Далее приведены расчёты для этих значений.

## Головная часть

В домашнем задании плотность головной части должна попасть в промежуток 500-1000 .

Возьмём головную часть в виде конуса:



Также для упрощения расчётов примем массу головной части равной массе полезного груза:

Зададимся углом , который расположен в промежутке .

Пусть

Тогда длина головной части будет:

Объём головной части:

Плотность головной части:

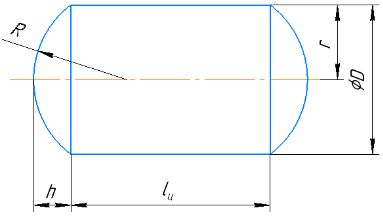
Попали в нужные пределы.

## Топливный отсек

Для нашего топлива "O2 + керосин":

* Плотность окислителя:
* Плотность горючего:

### А) Бак окислителя



Объём окислителя:

Объём бака окислителя:

Вылет днища баков обычно принимают 0.2-0.3 от диаметра ракеты.

Примем

Радиус днища:

Объём шарового сегмента в днище:

Длина цилиндрической части бака окислителя:

Длина бака окислителя:

### Б) Бак горючего

#### Магистральная и тоннельная трубы

Обычно бак с окислителем ставят выше бака с горючим. Тогда расположим бак **окислителя** ***вверху***, а **горючего** – ***внизу***.

Тогда в магистральной трубе, что в нижнем баке, будет течь окислитель из верхнего бака.

Скорость компонента в трубе будет брать в зависимости от дальности полёта:

Так как , то .

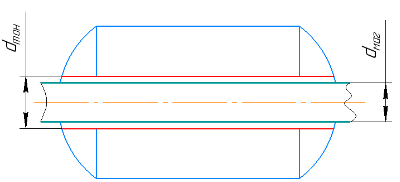
Массовый расход всей ракеты:

Массовый расход окислителя:

Известно, что

Тогда площадь сечения магистрали:

Но также , откуда диаметр магистральной трубы:



Диаметр тоннельной трубы делают примерна на 50-80 мм больше магистральной.

Примем диаметр тоннельной трубы .

#### Расчёт самого бака

Объём горючего:

Объём бака горючего:

Вылет днища возьмём такое же как у бака окислителя:

Следовательно, радиус днища будет такой же:

Объём шарового сегмента в днище останется прежним:

Длина цилиндрической части бака горючего:

Длина бака горючего:

### В) Длина топливного отсека

Зададим расстояние между баками равное четверти вылета днища баков:

В длине всего топливного отсека мы не учитываем вылет днища переднего бака, что входит в приборный отсек, и вылет днища нижнего бака, что входит в хвостовой отсек.

## Приборный отсек

Приборный отсек расположим за ГЧ и перед топливным отсеком.

Масса приборного отсека:

Плотность приборного отсека должна быть в пределах .

Зададимся плотностью ПО .

Объём приборного отсека:

Но также если учитывать вылет днища переднего бака h, то объём ПО будет разность между объёмами цилиндра и шарового сегмента:

Объём шарового сегмента был вычислен в пункте 2 при расчёте топливного отсека:

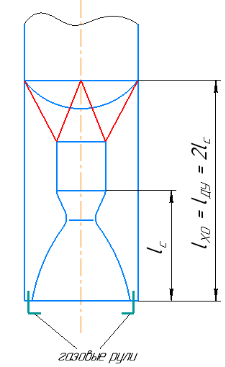
Тогда длина приборного отсека:

**Проверка**

Длина приборного отсека должна быть больше вылета днища переднего бака:

Проверка сошлась.

## Хвостовой отсек



Длина хвостового отсека зависит от длины сопла. Произведём начальный расчёт сопла.

Зададимся давлением в камере сгорания. Для обычного двигателя закрытой схемы оно составляет:

Давление на срезе сопла обычно варьируется в пределах .

Зададимся давлением в этом промежутке

.

Пустотную тягу мы получили из массового расчёта:

Расходный комплекс для нашего топлива будет:

Тогда площадь критического сечения:

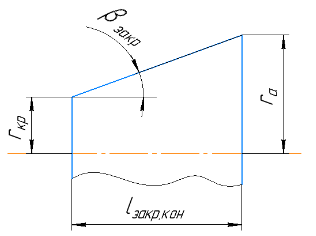
Радиус критического сечения:

Для нашего топлива есть упрощённая формула нахождения площади выходного сечения сопла:

Радиус выходного сечения сопла:

### Закритическая часть

В первом приближении возьмём коническую закритическую часть:

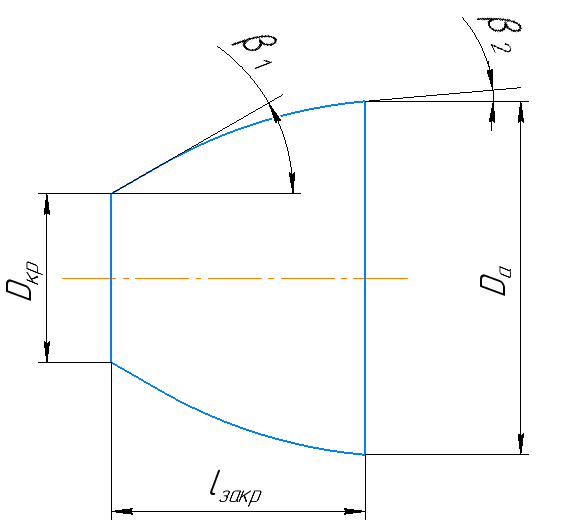


Угол должен быть в промежутке .

Примем

Тогда длина закритической части сопла в первом приближении:

Во втором приближении закритическая часть сопла имеет более сложную форму:

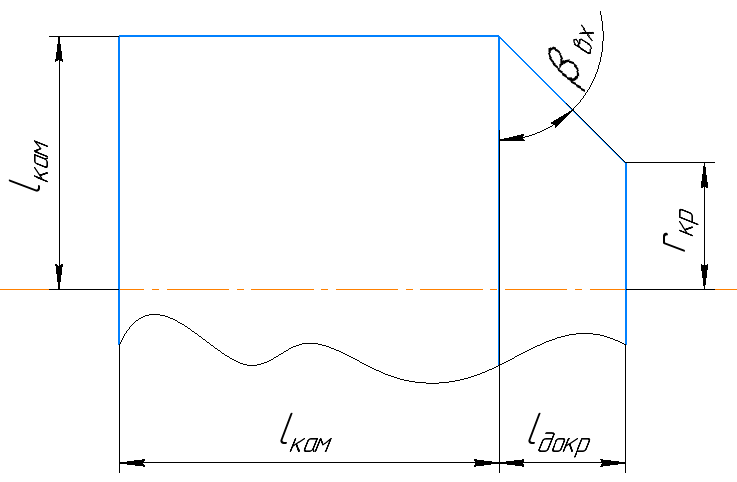


Причём длина сопла закритической части теперь становится:

Зададимся углами и

Пусть:

### Докритическая часть



Радиус камеры сгорания в два раза больше радиуса критического сечения:

Длина камеры сгорания:

Зададимся углом . Пусть .

Тогда длина докритической части сопла:

Тогда длина сопла:

Получаем длину хвостового отсека:

## Длина всей ракеты и проверка

Относительное удлинение ракеты должно быть в промежутке 6-12.

**Попали в промежуток**

## Профиль ракеты