

**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 №2**

**По курсу: «Проектирование КА»**

**Вариант №9**

[nvk24oleg@mail.ru](mailto:nvk24oleg@mail.ru)

Выполнил: Серебрянников О.А.

Группа: РКТ2-81

Проверил: Коровин В. В.

# Условия

* **Стартовая масса**
* **Радиус начальной орбиты**
* **Радиус конечной орбиты**
* **Угол некомпланарности**
* **Топливо** - "O2+Керосин"
* **Ускорение свободного падения**
* **Гравитационный параметр Земли**

# 1. Баллистический расчёт

## а) Находим оптимальные значения

При некомпланарном перелёте между круговыми орбитами, осуществляемый за два разгонных импульса, справедливы формулы:

* – поворот плоскости при 1-ом разгонном импульсе
* – поворот плоскости при 2-ом разгонном импульсе

Причём , а суммарное приращение скорости .

Тогда варьируя от 0 до , найдём такое , что будет минимальным. Далее на рисунке 1 представлен график зависимости . Для оптимального масштаба значения обрезали.

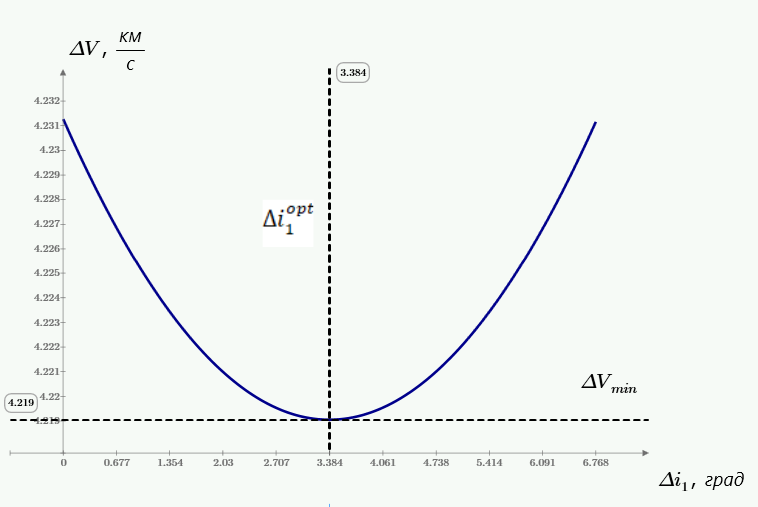
**

Рис. 1

В результате расчётов на ЭВМ мы получили, что .

Тогда . Зная эти углы по формулам (1.1) получим оптимальные значения для разгонных импульсов.

## б) Тяговооружённость для 1-го испульса

### 1-ое приближение

В первом приближении зададимся начальной тяговооружённостью

Найдём тягу двигателя:

Для нашего топлива "O2+Керосин" удельный импульс двигательной установки .

Для расчёта гравитационных потерь справедлива формула:

* *–* абсолютная скорость на начальной орбите.

Пусть эту скорость будем вычислять по формуле круговой скорости:

Тогда:

Тогда характеристическую скорость для первого разгонного импульса можно найти по формуле:

* 1.015 – коэффициент, учитывающий потери на управление

Найдём относительную конечную массу РБ после для 1-го импульса:

### 2-ое приближение

Скорректируем значение тяговооружённости для 1-го импульса:

Или аналогично (1.3):

Для нашего топлива для нахождения весового коэффициента двигательной установки справедлива формула:

Тогда по формуле (1.6) найдём тяговооружённость:

По формуле (1.2) пересчитаем тягу двигателя

Получим по формуле (1.3) гравитационные потери:

Найдём характеристическую скорость при 1-ом импульсе по формуле (1.4):

Найдём относительную конечную массу РБ после 1-го импульса, по формуле (1.5):

Найдём стартовую массу перед 2-м импульсом:

Тяга при втором импульсе остаётся такой же, но также справедлива формула:

Следовательно, тяговооружённость при втором импульсе:

Стоит отметить так как , то тяговооружённость заметно увеличилась.

Гравитационные потери для 2-го импульса аналогично формуле (1.3):

Стоит отметить, что гравитационные потери в этом случае примерно равны нулю.

Находим характеристическую скорость для второго импульса, аналогично формуле (1.4):

Тогда относительная конечная масса, аналогично (1.5):

Тогда относительная конечная масса РБ после двух импульсов:

# 2. Весовой расчёт

Стартовый вес РБ:

Из предыдущего пункта тяга равна:

Найдём вес топлива:

Масса топлива:

Теперь для нашего топлива "O2+Керосин" можно определить весовые коэффициенты двигательной установки и топливного отсека:

Найдём вес оставшейся части РБ:

Для весовых коэффициентов справедливо соотношение:

Тогда для относительной конечной массы полезного груза можно записать:

Или масса полезного груза:

Вес полезного груза:

Для нашего топлива "O2+Керосин" конечное соотношение компонентов будет составлять .

Вес горючего:

Вес окислителя:

Вес двигательной установки:

Вес топливного отсека:

Вес всего остального:

Вес приборного отсека:

Вес хвостового отсека:

В результате:

## Проверка

*Проверка пройдена*

Найдём весовое качество конструкции . Обычно и .

# 3. Объёмно-габаритный расчёт

Весовой расчёт будет производиться упрощённо: ТО + ДУ. Так как у нас топливо "O2+Керосин", то выберем схему РБ ДМ.

Пусть выводить конструкцию массой 17т (из условия ДЗ) будет Ангара-А5. различные варианты «Ангары» реализуются с помощью различного числа универсальных ракетных модулей (УРМ; УРМ-1 — для первой ступени, УРМ-2 — для второй и третьей); Диаметр УРМ-2 составляет 3,6 м. Примем этот диаметр за исходный.

*и*

Далее приведены расчёты для этих значений.

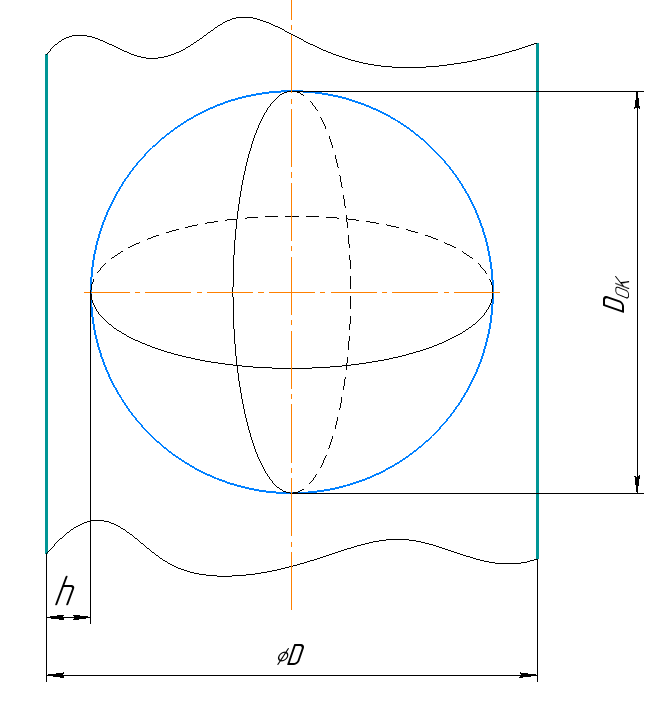
## Топливный отсек

Для нашего топлива "O2 + керосин":

* Плотность окислителя:
* Плотность горючего:

### А) Бак окислителя

Является подвесным и выполнен в форме шара.



Объём окислителя:

Объём бака окислителя:

Найдём радиус бака окислителя из формулы объёма шара:

Зазор можно между стенками бака и корпуса использовать в качестве проверки: он должен быть больше 0. Итак зазор будет:

**Проверка пройдена.**

Также зазор не должен быть слишком большим для оптимального использования пространства. Для простоты примем, что отношение этого зазора к радиусу корпуса не должно превышать 0.4. Найдём это отношение:

**Вторая проверка пройдена**

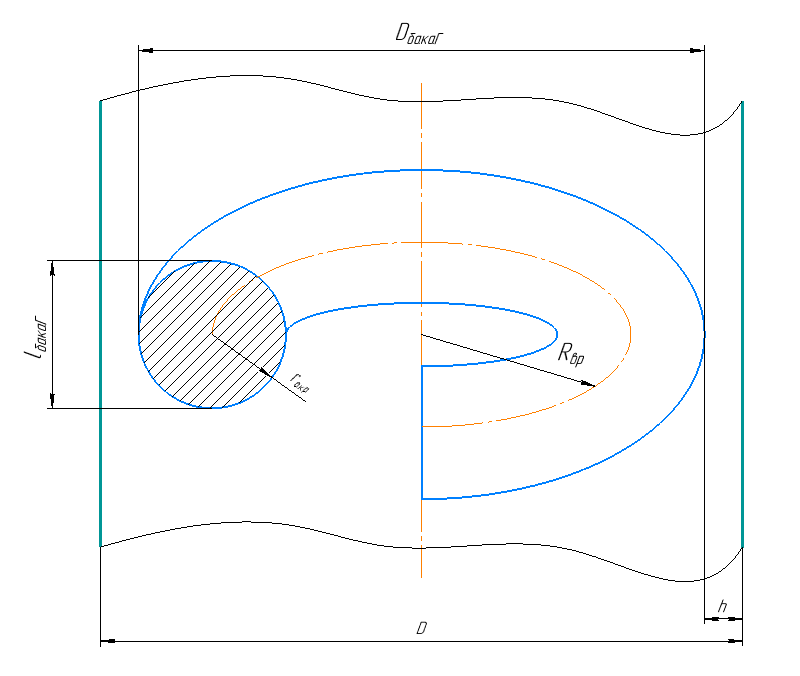
Иначе можно было бы увеличить радиус бака окислителя.

Найдём диаметр бака окислителя:

По совместительству длина бака окислителя – это его диаметр:

### Б) Бак горючего

Также является подвесным, но выполнен в виде тора:



Объём горючего:

Объём бака горючего:

Пусть радиус образующей окружности тора, будет равен четверти радиуса бака горючего:

Тогда радиус окружности вращения:

Тогда объём бака горючего будет равен:

Откуда получаем радиус бака горючего:

Делаем проверки на зазор:

**Первая проверка пройдена.**

**Вторая проверка пройдена**

Иначе можно было бы изменить радиус образующей окружности бака горючего.

Найдём диаметр бака горючего:

Длиной такого торового бака будет диаметр образующей окружности:

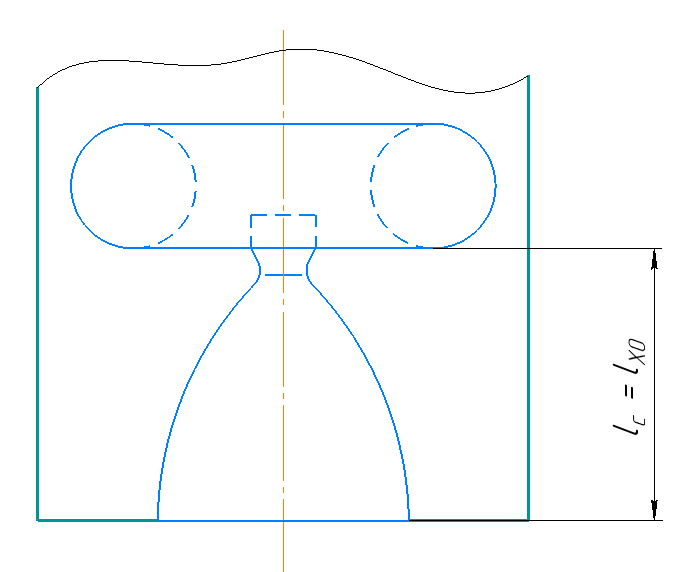
### В) Длина топливного отсека

Зададим расстояние между крайними точками баков десятой доли радиуса корпуса:

В итоге получаем полную длину топливного отсека:

## Хвостовой отсек

Для упрощение предположим, что ДУ утоплена в пустое пространство объёма бака горючего на длину камеры сгорания, то есть длина сопла равна длине хвостового отсека:



Зададимся давлением в камере сгорания, возьмём примерно такое же как ив РБ ДМ:

Давление на срезе сопла обычно варьируется в пределах .

Зададимся давлением в этом промежутке

.

Тягу мы получили из весового расчёта:

Расходный комплекс для нашего топлива будет:

Удельный импульс, также берём из пункта 1.б:

Тогда площадь критического сечения:

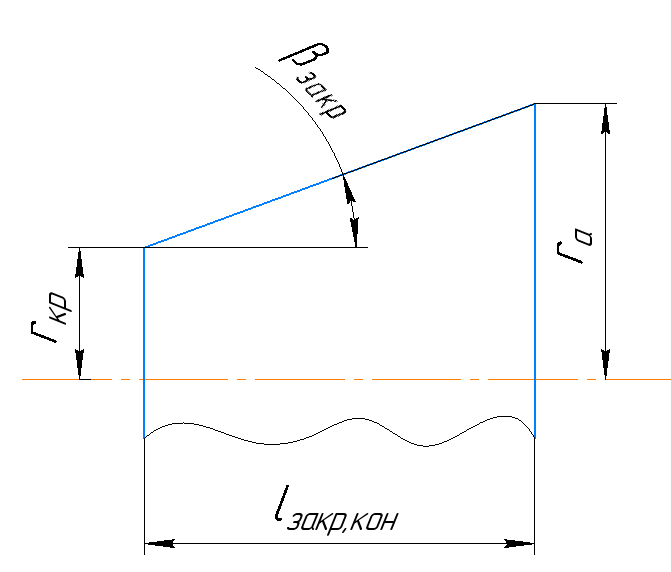
Радиус критического сечения:

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

Радиус выходного сечения сопла:

### Закритическая часть

В первом приближении возьмём коническую закритическую часть:

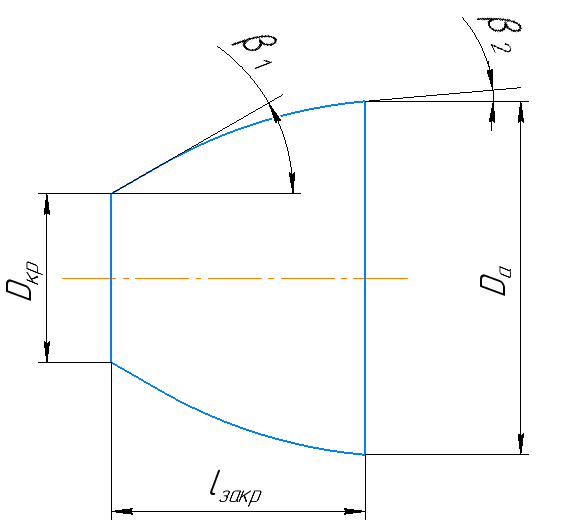


Угол должен быть в промежутке .

Примем

Тогда длина закритической части сопла в первом приближении:

Во втором приближении закритическая часть сопла имеет более сложную форму:

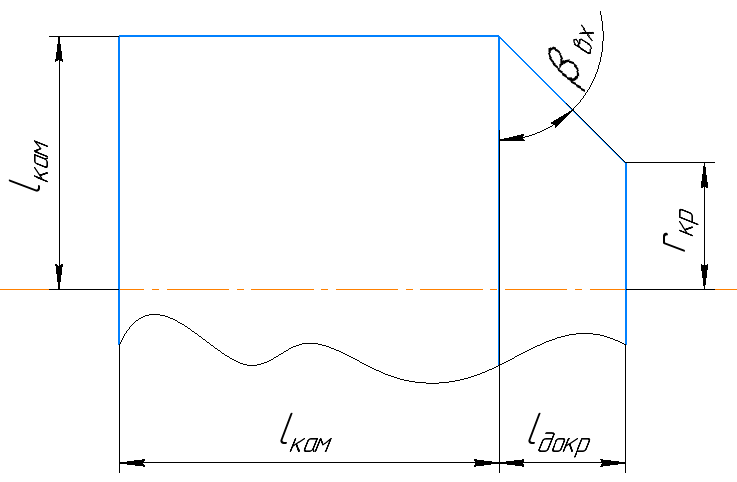


Причём длина сопла закритической части теперь становится:

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 РБ

В данной упрощённой компоновке, длина РБ это просто сумма топливного и хвостового отсеков:

Далее представлена компоновка РБ.

