

**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: «Эксплуатация РКТ»**

**Вариант №9(10)**

nvk24oleg@mail.ru

Выполнил: Серебрянников О. А.

Группа: РКТ2-101

Проверил: Мухамедов Л.П.

**Оглавление**

[Дано: 3](#_Toc103644414)

[Задание: 3](#_Toc103644415)

[1. Баллистический расчёт 4](#_Toc103644416)

[1.1 Первая ступень 4](#_Toc103644417)

[1.2 Вторая ступень (первое приближение) 6](#_Toc103644418)

[1.3 Вторая ступень (второе приближение) 8](#_Toc103644419)

[1.4 Результаты расчёта 9](#_Toc103644420)

[2. Массовый (весовой) анализ РКН 10](#_Toc103644421)

[2.1 Первая ступень 10](#_Toc103644422)

[2.2 Вторая ступень 11](#_Toc103644423)

[3. Объёмно-габаритный расчёт 12](#_Toc103644424)

[3.1 Первая ступень 12](#_Toc103644425)

[3.1.1 Топливный отсек 12](#_Toc103644426)

[3.1.2 Хвостовой отсек 16](#_Toc103644427)

[3.2 Вторая ступень 19](#_Toc103644428)

[3.2.1 Топливный отсек 19](#_Toc103644429)

[3.2.2 Хвостовой отсек 24](#_Toc103644430)

[3.2.3 Приборный отсек 27](#_Toc103644431)

[3.2.4 Головная часть 27](#_Toc103644432)

[3.3 Длина всей ракеты СЛК 28](#_Toc103644433)

[4. Конструктивно-компоновочная схема РН СЛК 29](#_Toc103644434)

# Дано:

**Топливо**: "Кислород+Керосин"

**Стартовая масса** двухступенчатой ракеты СЛК

ПБП **первой** ступени: , , , .

ПБП **второй** ступени: , .

Угол наклона вектора скорости в момент разделения ступеней: .

Параметры орбиты выведения:

* Наклонение ;
* Высота .

**Место старта** – космодром Плесецк (наиболее выгодный своей широтой, по отношению к наклонению орбиты выведения):

* Скорость старта ;
* Широта старта .

Дополнительные принятые параметры:

* радиус Земли ;
* ускорение свободного падения у поверхности Земли
* константа поля тяготения Земли

# Задание:

1. Провести баллистический расчёт;
2. Провести массовый (весовой) расчёт;
3. Провести объёмно-габаритный расчёт.

# 1. Баллистический расчёт

Первая космическая скорость на низкой опорной орбите высотой км равна:

Определим относительную скорость в конце активного участка во вращающейся системе в инерциальной системе координат:

Предварительными расчётами установлено, что при выведении  
ПН на НОО с наклонением, равным наклонению ССО суммарный  
запас характеристической скорости, как правило, находится в  
пределах .

Зададим в первом приближении запасы характеристических скоростей соответственно первой и второй ступеней пополам: .

## 1.1 Первая ступень

1. ***Относительная конечная масса первой ступени:***
2. ***Время работы первой ступени:***
3. ***Потери на гравитацию первой ступени:***

– поправочный коэффициент, учитывающий отличие среднеинтегрального значения от среднеарифметического:

– среднеинтегральное значение синуса угла наклона вектора скорости к местному горизонту на АУТ первой ступени

Приняв среднее ускорение свободного падения для первой  
ступени , наконец, посчитаем потери на гравитацию:

1. ***Потери на аэродинамику первой ступени:***

– время от контакта подъёма до момента максимума скоростного напора, которое в первом приближении имеет место при высоте *h*м = 11000 м

– показатель степени в приближенной зависимости тракторного угла от времени полёта

– время вертикального участка траектории, которое определяется значением безразмерной массы μ, равной

– угол наклона вектора скорости к местному горизонту в момент максимума скоростного напора )

– А = 1.8·106 кг/(м·с), тогда потери на аэродинамику

1. ***Потери на противодавление первой ступени***
2. ***Запас характеристической скорости первой ступени***
3. ***Скорость в конце АУТ первой ступени***
4. ***Высота АУТ первой ступени***

## 1.2 Вторая ступень (первое приближение)

При проведении баллистического расчёта второй ступени в качестве начального приближения запас характеристической скорости из условия задачи 4700 м/с. При решении краевой задачи для простоты при выполнении терминальных условий будем корректировать только значение характеристической скорости второй ступени . Краевую задачу решаем методом последовательных приближений.

1. ***Относительная конечная масса первого приближения:***
2. ***Время работы двигателя второй ступени при выведении на НОО***
3. ***Осреднённое значение ускорения свободного падения второй ступени:***
4. ***Потери на гравитацию второй ступени***

– Угол наклона вектора скорости к местному горизонту в конце АУТ .

– Высота конечной точки траектории равно высоте НОО:

– Дополнительный множитель определяем по эмпирической формуле:

Наконец, вычислим потери на гравитацию

1. ***Потери на углы атаки второй ступени ракеты-носителя:***

– Скорость вначале АУТ второй ступени равна скорость в конце АУТ первой ступени:

– Поправочный коэффициент в расчётной формуле для определения осреднённого угла атаки:

– Осреднённое значение относительного переносного вертикального ускорения 2-й ступени (в конце АУТ: ):

– Осреднённое значение угла атаки на этапе функционирования второй ступени:

Наконец, потери на углы атаки

1. ***Относительная скорость в конце АУТ второй ступени:***
2. ***Разность между располагаемым и потребным запасом характеристической скорости***

## 1.3 Вторая ступень (второе приближение)

Исключительно для простоты корректируем значения параметров только второй ступени:

Запас характеристической скорости второй:

В соответствии с порядком, изложенным выше, приводим результаты второго приближения.

1. ***Относительная конечная масса второго приближения:***
2. ***Время работы двигателя второй ступени при выведении на НОО***
3. ***Осреднённое значение ускорения свободного падения второй ступени:***
4. ***Потери на гравитацию второй ступени***
5. ***Потери на углы атаки второй ступени ракеты-носителя:***
6. ***Относительная скорость в конце АУТ второй ступени:***
7. ***Разность между располагаемым и потребным запасом характеристической скорости***

## 1.4 Результаты расчёта

Таким образом, после корректировки потребного запаса характеристической скорости второй ступени значения потребного и располагаемого запаса характеристической скорости практически совпали. Итерационный процесс можно считать законченным, корректировки потребного запаса характеристической скорости второй ступени значения потребного и располагаемого запаса характеристической скорости практически совпали. Проектно-баллистические параметры двухступенчатой ракеты, которые в дальнейшем будут использоваться при проведении массового анализа.

Первая ступень: .

Вторая ступень: .

# 2. Массовый (весовой) анализ РКН

## 2.1 Первая ступень

* Топливо: "Кислород+Керосин";
* Стартовая масса: ;
* Относительная конечная масса первой ступени:

1. ***Масса топлива первой ступени:***
2. ***Значение удельного измерителя :***
3. ***Масса топливного отсека первой ступени:***
4. ***Тяга у поверхности Земли первой ступени:***
5. ***Пустотная тяга первой ступени:***
6. ***Удельный измеритель двигательной установки первой ступени:***
7. ***Масса ДУ:***
8. ***Удельный измеритель прочих элементов первой ступени:***
9. ***Масса прочих элементов:***
10. ***Удельный измеритель головного обтекателя:***
11. ***Масса головного обтекателя:***
12. ***Относительна масса полезного груза первой ступени:***
13. ***Стартовая масса второй ступени:***

## 2.2 Вторая ступень

* Топливо: "Кислород+Керосин";
* Стартовая масса второй ступени: ;
* Относительная конечная масса второй ступени:

1. ***Масса топлива второй ступени:***
2. ***Значение удельного измерителя :***
3. ***Масса топливного отсека второй ступени:***
4. ***Пустотная тяга второй ступени:***
5. ***Удельный измеритель двигательной установки второй ступени:***
6. ***Масса ДУ:***
7. ***Удельный измеритель прочих элементов второй ступени:***
8. ***Масса прочих элементов:***
9. ***Относительна масса полезного груза второй ступени (всей ракеты):***
10. ***Масса полезно груза второй ступени (всей ракеты):***

# 3. Объёмно-габаритный расчёт

Нужно произвольно задаться диаметром ракеты. Обычно для РН СЛК . После проведения расчёта мы должны получить относительное удлинения ракеты . Кроме того, предельная длина равна 25 м, а максимальный диаметр не должен превышать 4,1 м (ограничение перевозки ж/д транспортом). Пусть:

*и*

## 3.1 Первая ступень

### 3.1.1 Топливный отсек

1. ***Масса дозы заправки***
   1. Масса топлива первой ступени:
   2. Масса гарантийного запаса топлива:
   3. Масса незаборов топлива:

* плотность нашего топлива "Кислород+Керосин" ;
* объем рабочего запаса топлива
  1. Масса газов наддува:
  2. Масса достартовго расхода топлива:
  3. Масса испарившегося топлива:
* время работы первой ступени
* для нашего топлива "Кислород+Керосин"
  1. Масса топлива на захолаживание:
* Расход топлива первой ступени:
* для нашего топлива "Кислород+Керосин"

Наконец масса дозы заправки:

1. ***Бак окислителя***
   1. Коэффициент соотношения массовых расходов для нашего  
      топлива "Кислород+Керосин":
   2. Масса дозы заправки окислителя на первой ступени:
   3. Объём дозы заправки окислителя:

– Для нашего окислителя “Кислород” примем плотность

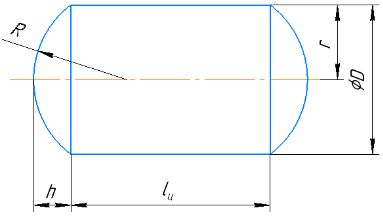
* 1. Объём газовой подушки:

Наш окислитель “Кислород” является **криогенным** компонентом, тогда

* 1. Объём внутрибаковой арматуры:

Для первой ступени РН СЛК:

* 1. Объём бака окислителя:
  2. Геометрические размеры бака окислителя:



Вылет днища баков обычно принимают от диаметра ракеты.

Примем

Радиус днища:

Объём шарового сегмента в днище:

Длина цилиндрической части бака окислителя:

Длина бака окислителя:

1. ***Бак горючего***
   1. Коэффициент соотношения массовых расходов для нашего  
      топлива "Кислород+Керосин":
   2. Масса дозы заправки горючего на первой ступени:
   3. Объём дозы заправки горючего:

– Для нашего горючего “Керосин” примем плотность

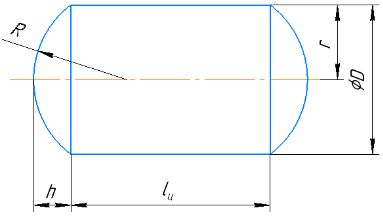
* 1. Объём газовой подушки:

Наше горючее "Керосин" является **высококипящим** компонентом, тогда

* 1. Объём внутрибаковой арматуры:

Для первой ступени РН СЛК:

* 1. Объём бака горючего:
  2. Геометрические размеры бака горючего:



Вылет днища баков обычно принимают от диаметра ракеты.

Примем

Радиус днища:

Объём шарового сегмента в днище:

Длина цилиндрической части бака горючего:

Длина бака горючего:

1. ***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.

### 3.1.2 Хвостовой отсек

Для расчёта хвостового отсека необходимо задаться некоторыми параметрами:

* Расход топлива на первой ступени:

Для нашего топлива “Кислород+Керосин”:

* Расходный комплекс ;
* Показатель адиабаты .

Для первой ступени РН СЛК рекомендуется брать давление:

* В камере сгорания , примем ;
* На срезе сопла , примем
  1. Критическое сечение сопла:
* Площадь:
* Радиус:
  1. Выходное сечения сопла:
* Площадь
* Радиус:
  1. Длина сопла:

Угл раствора сопла лежит в пределах . Для певрой ступени он должен быть меньше чем для второй, чтобы сопло было более эффективным на атмосферном участке. Примем .

* 1. Длина хвостового отсека первой ступени:
  2. Объём камеры сгорания
* Для нашего топлива “Кислород+Керосин” теплосодержание продуктов сгорания жидкого ракетного топлива .
* Время необходимое для превращения жидкого топлива в газообразное лежит в пределах  с. Примем .
  1. Поперечное сечение сопла:
* Площадь:
* Радиус
  1. Длина камеры сгорания:
  2. Длина докритической части сопла:

Зададимся углом на входе в сопло () .

* 1. Проверка длины хвостового отсека:
* – общая длина элементов крепления (определяется после прорисовки компоновочной схемы)

**Проверка пройдена успешно.**

## 3.2 Вторая ступень

### 3.2.1 Топливный отсек

1. ***Масса дозы заправки***
   1. Масса топлива второй ступени:
   2. Масса гарантийного запаса топлива:
   3. Масса незаборов топлива:

* плотность нашего топлива "Кислород+Керосин" ;
* объем рабочего запаса топлива
  1. Масса газов наддува:
  2. Масса достартовго расхода топлива:
  3. Масса испарившегося топлива:
* время работы второй ступени
* для нашего топлива "Кислород+Керосин"
  1. Масса топлива на захолаживание:
* Расход топлива второй ступени:
* для нашего топлива "Кислород+Керосин"

Наконец масса дозы заправки:

1. ***Бак окислителя***
   1. Коэффициент соотношения массовых расходов для нашего  
      топлива "Кислород+Керосин":
   2. Масса дозы заправки окислителя на второй ступени:
   3. Объём дозы заправки окислителя:

– Для нашего окислителя “Кислород” примем плотность

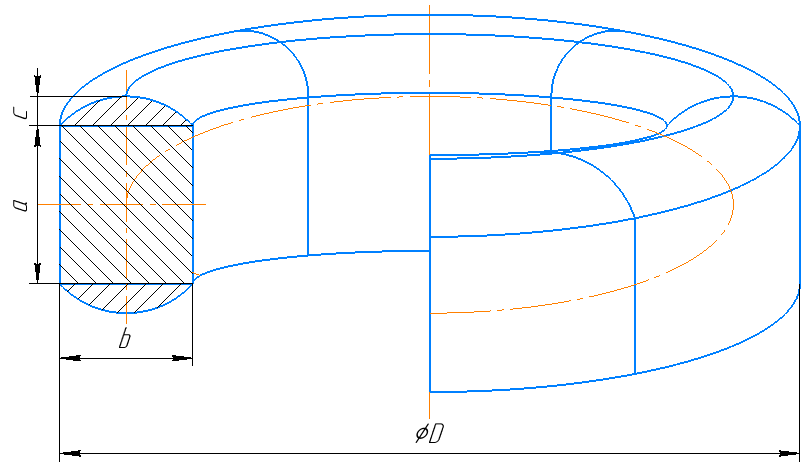
* 1. Объём газовой подушки:

Наш окислитель “Кислород” является **криогенным** компонентом, тогда

* 1. Объём внутрибаковой арматуры:

Для второй ступени РН СЛК:

* 1. Объём бака окислителя:
  2. Геометрические размеры бака окислителя:



Бак окислителя имеет форму тела вращения, в сечении которого находится прямоугольник () с двумя дугами по коротким граням  
высотой .

Тогда площадь поперечного сечения:

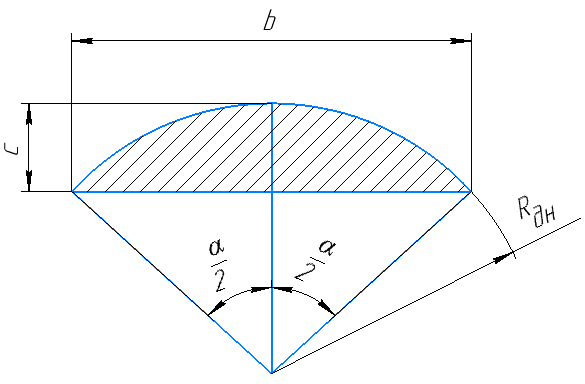
И окончательно можно получить объём бака:

В итоге объём бака является функцией от трёх неизвестных  
параметров . Рационально задавшись величинами , мы сможем определить размер :

Пусть:

От размера также сделаем зависимым параметр вылета днища:

Дуги (или днища бака) имеют такую геометрию:



Радиус днища (одной из дуг поперечного сечения):

Угл α сегмента можно найти по формуле:

Тогда площадь сегмента:

И наконец продольный размер бака:

Длина бака окислителя:

1. ***Бак горючего***
   1. Коэффициент соотношения массовых расходов для нашего  
      топлива "Кислород+Керосин":
   2. Масса дозы заправки горючего на второй ступени:
   3. Объём дозы заправки горючего:

– Для нашего горючего “Керосин” примем плотность

* 1. Объём газовой подушки:

Наше горючее "Керосин" является **высококипящим** компонентом, тогда

* 1. Объём внутрибаковой арматуры:

Для первой ступени РН СЛК:

* 1. Объём бака горючего:
  2. Геометрические размеры бака горючего:

Бак горючего имеет такую же торовую форму, как и бак окислителя. Тогда аналогично расчёту бака окислителя:

Пусть:

От размера также сделаем зависимым параметр вылета днища:

Радиус днища (одной из дуг поперечного сечения):

Угл α сегмента можно найти по формуле:

Тогда площадь сегмента:

И наконец продольный размер бака:

Длина бака горючего:

1. ***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.

### 3.2.2 Хвостовой отсек

Для расчёта хвостового отсека необходимо задаться некоторыми параметрами:

* Расход топлива на второй ступени:

Для нашего топлива “Кислород+Керосин”:

* Расходный комплекс ;
* Показатель адиабаты .

Для второй ступени РН СЛК рекомендуется брать давление:

* В камере сгорания , примем ;
* На срезе сопла , примем
  1. Критическое сечение сопла:
* Площадь:
* Радиус:
  1. Выходное сечения сопла:
* Площадь
* Радиус:
  1. Длина сопла:

Угл раствора сопла лежит в пределах . Для второй ступени он должен быть больше, чем для первой, чтобы сопло было более эффективным на неатмосферном участке. Примем .

* 1. Длина хвостового отсека второй ступени:
  2. Объём камеры сгорания
* Для нашего топлива “Кислород+Керосин” теплосодержание продуктов сгорания жидкого ракетного топлива .
* Время необходимое для превращения жидкого топлива в газообразное лежит в пределах  с. Примем .
  1. Поперечное сечение сопла:
* Площадь:
* Радиус
  1. Длина камеры сгорания:
  2. Длина докритической части сопла:

Зададимся углом на входе в сопло () .

* 1. Проверка длины хвостового отсека:
* – общая длина элементов крепления (определяется после прорисовки компоновочной схемы)

**Проверка пройдена успешно.**

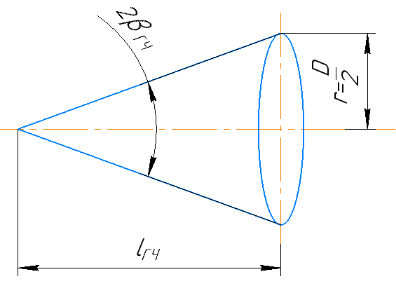
### 3.2.3 Приборный отсек

ПО как самостоятельная единица силового корпуса отсутствует. Приборы размещаются в центре топливного отсека второй ступени.

### 3.2.4 Головная часть

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

Возьмём головную часть в виде конуса:



Радиус ракеты:

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.**

## 3.3 Длина всей ракеты СЛК

В расчётной формуле примем, что хвостовой отсек 2ой ступени начинается, с конца бака окислителя 1ой ступени. Так как длины топливных отсеков посчитаны без крайних вылетов днищ, то в итоге получим:

Относительное удлинение ракеты должны получиться в пределах :

**Попали в нужные пределы.**

# Конструктивно-компоновочная схема РН СЛК