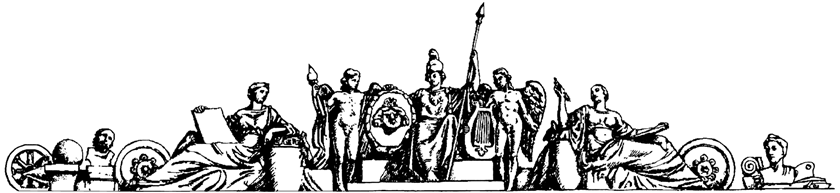
****

Министерство образования и науки Российской Федерации  
Федеральное государственное образовательное учреждение   
высшего профессионального образования  
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»

Кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители»

Дисциплина «Проектирование летательных аппаратов с жидкостными ракетными двигателями»

Домашнее задание №1

**Вариант №4**

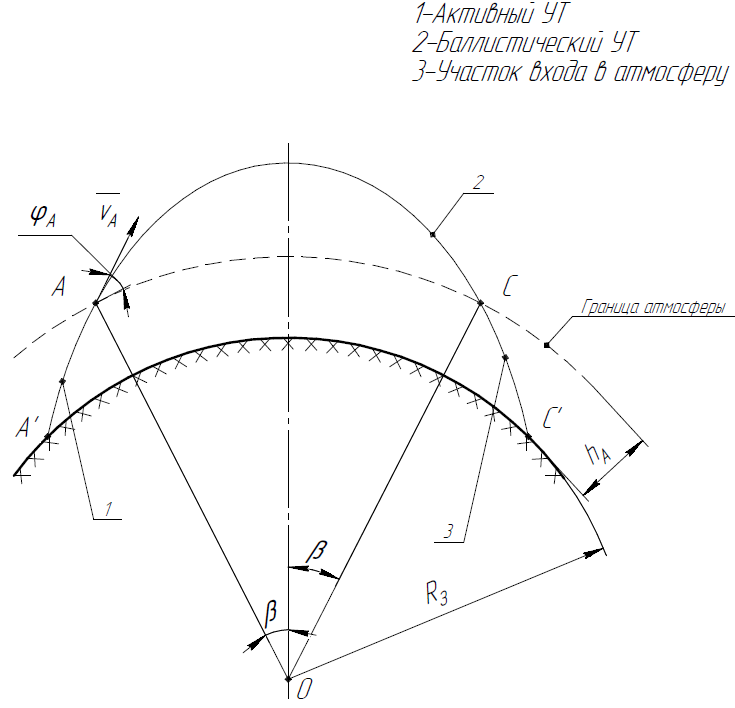
Студентка: Гусева Н. А.

Группа: СМ1-81

Преподаватель: Коровин В.В.

Москва, 2023 год.

# Исходные данные



Дальность полета:

Масса полезной нагрузки:

Топливо для ракеты варианта 4:

**В данном домашнем задании необходимо:**

– Провести баллистический расчет;

– Провести массовый расчет;

– Провести массово-габаритный расчет;

– Построить чертеж общего вида.

# Решение задачи

# Баллистический расчет

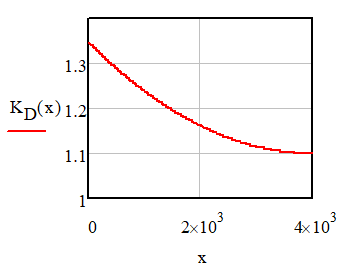
Дальность полета для баллистической ракеты:

Тогда для баллистического участка траектории, дальность участка:

Где радиус Земли :

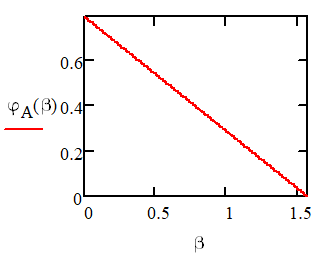
Переходим к зависимости длины баллистического участка от дальности всего полета ракеты:

Где коэффициент дальности.

Согласно приведенной зависимости коэффициента дальности от дальности полета ракеты, мы находим необходимое значение коэффициента для . В нашем случае:

Следовательно, длина баллистического участка траектории:

Следовательно, можно найти угол на котором разворачивается баллистический участок траектории:



Затем необходимо найти угол и скорость в конце АУТ, чтобы обеспечить заданную дальность баллистического участка.

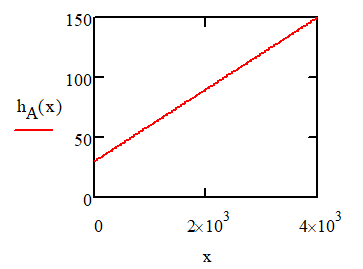
В начале определим угол бросания. Согласно линейной зависимости между углом бросания и углом , можно найти для заданной дальности полета (а соответственно для известного угла β) необходимый угол бросания:

Согласно формуле, связывающей скорость, угол бросания и угол β:

Подставляя известные значения, находим безразмерную скорость .

Определим круговую скорость:

Это первая космическая скорость для сферы, радиусом .

Где гравитационный параметр Земли:

В первом приближении мы можем считать зависимость высоты конца АУТ от дальности полета ракеты линейной. Следовательно, для нашей заданной дальности: .

Таким образом, геоцентрический радиус конца активного участка траектории:

Следовательно, круговая скорость:

Зависимость между круговой скоростью и скорость в конце АУТ:

***Проведем расчеты для второго приближения.***

Найдем значение оптимального угла бросания из выражения:

Следовательно, оптимальный угол бросания:

Определим оптимальную безразмерную скорость из следующего выражения:

Следовательно,

Таким образом, скорость в конце активного участка траектории исходя из оптимальных значений параметров:

Характеристическая скорость для нашей ракеты будет вычисляться по следующему выражению:

Где . Для упрощения расчетов введем допущение:

Тогда характеристическая скорость: .

Рассматривая выражение формулы Циолковского:

Где по условию задачи для топлива О2+Н2 удельный пустотный импульс берем равным 4150 м/с.

Отсюда выражаем относительную конечную массу ракеты:

А это значит, что .

# Массовый расчет

Весовое уравнение для одноступенчатой ракеты с ЖРД:

Разделив это выражение на стартовый вес , получим:

Или, заменив на коэффициенты, получим:

Рассмотрим второе слагаемое:

весовой коэффициент топливного отсека.

Следовательно:

Рассмотрим третье слагаемое:

весовой коэффициент двигательной установки.

Введем стартовую нагрузку на тягу:

Тогда

Получим итоговое выражение весового уравнения одноступенчатой ракеты с ЖРД:

Зная, что получим:

Найдем зависимости весовых коэффициентов от стартовой массы.

Согласно расчетам, предложенным Л.П.Мухамедовым для топливной пары Н2+О2:

Для определения относительной массы прочих элементов ракеты:

Причем зависимость массы топлива от стартовой массы:

Рассчитаем время работы двигательной установки:

Где для нашей топливной пары принимаем: – коэффициент тяги в пустоте.

Следовательно, секундный массовый расход (в первом приближении)

Тогда пустотная тяга:

Следовательно, с учетом данных выражений мы получаем зависимость

Весовое уравнение примет вид:

Разрешая данное уравнение, получаем значение стартовой массы:

Следовательно, находим оставшиеся параметры уравнения:

Тогда масса горючего:

Где коэффициент

Масса окислителя:

Тогда масса топливного отсека:

Масса двигательной установки:

Прочая масса:

Выполняем проверку

Суммарная масса всех составляющих элементов ракеты получается равной стартовой массе.

Получим следующие значения весовых коэффициентов:

# Объемно-габаритный расчет

Задаемся диаметром ракеты. Пусть d=1.6 м. Далее проверим правильность подобранного значения для соблюдения условия удлинения ракеты:

Применить в ракете схему с межбаковым отсеком. Следовательно, принимаем длину межбакового отсека (длина тоннельной трубы в этом отсеке)

***Расчет тоннельной трубы***

Расход окислителя по тоннельной трубе:

Тогда, диаметр тоннельной трубы:

Где скорость течения компонента топлива по трубе:

Плотность окислителя и горючего:

Тогда диаметр магистральной трубы:

***Расчет баков***

Мы принимаем бак окислителя сверху ракеты, бак горючего – снизу.

Объем окислителя:

Объем горючего:

Расчет объема бака окислителя с учетом доли на подушку и на гарантию:

Расчет объема бака горючего с учетом доли на подушку и на гарантию:

Выбираем вылет днища для баков. Оптимальным значением будет:

Тогда радиус днища будет следующим:

Объем сегмента днища:

Объем цилиндрической части бака окислителя:

Нахождение длины цилиндрической части бака окислителя:

Нахождение длины цилиндрической части бака горючего. Из следующего выражения с помощью программы Mathcad находим значение длины цилиндрической части бака горючего:

Следовательно,

***Расчет приборного отсека***

Введем допущение, что

Следовательно,

Где плотность приборного отсека мы принимаем за 325

Тогда найдем длину приборного отсека:

***Расчет головной части***

Найдем предварительную длину головной части, задаваясь углом развертывания головной части .

Найдем объем головной части с такими параметрами:

Тогда плотность головной части:

***Расчет хвостового отсека***

Данную методику я взяла из учебника Куренкова «Основы проектирования ракет-носителей».

Находим стартовую тягу ракеты:

Находим длину камеры сгорания вместе с соплом:

Далее задаемся коэффициентом удлинения двигателя и находим длину двигательной установки:

Существует закон (описанный в учебнике Куренкова) для зависимости длины хвостового отсека от тяги двигателя:

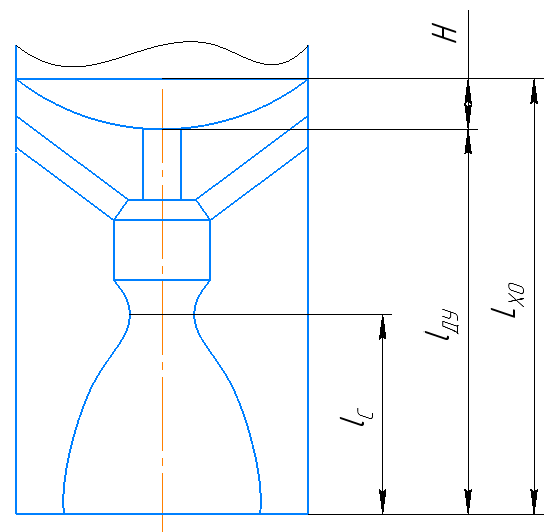
И находим значение длины хвостового отсека по рассчитанной стартовой тяге:

***Расчет длины всей ракеты***

Тогда удлинение ракеты следующее:

Что удовлетворяет условию домашнего задания. **НО!** Данный расчет ХО является очень неточным и не подходит для нашей задачи проектирования. Поэтому мы спроектируем ХО по следующим расчетам и примем их как основные.

***Расчет хвостового отсека другим способом***

Задаемся количеством камер двигателя в нашей ракете. Для упрощенного расчета принимаем, что двигатель ракеты однокамерный.

Зададимся основными параметрами нашей двигательной установки.

Расходный комплекс для топливной пары О2+Н2:

Давление в камере сгорания для двигателя с открытой схемой:

Давление на срезе сопла:

Показатель процесса расширения для топливной пары О2+Н2:

Согласно заданным параметрам рассчитаем площадь критического сечения:

Тогда диаметр критического сечения:

Радиус критического сечения:

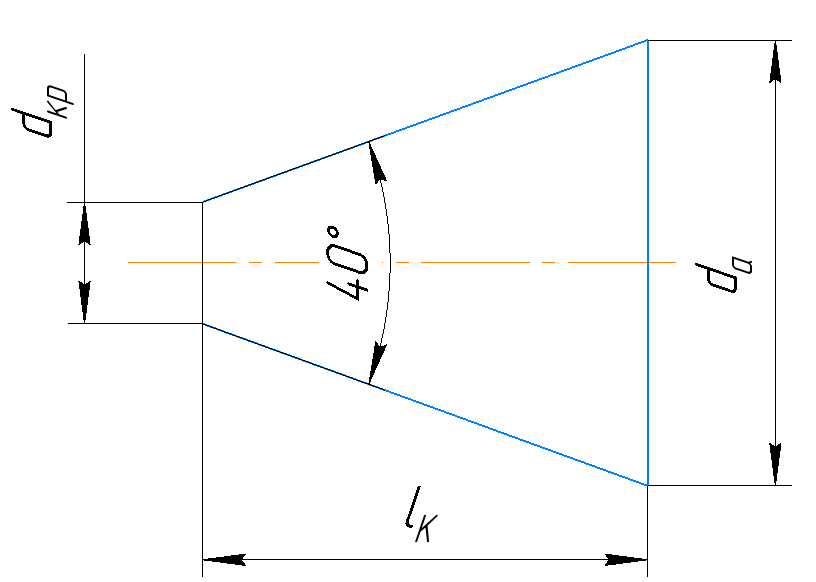
Найдем площадь выходного сечения сопла:

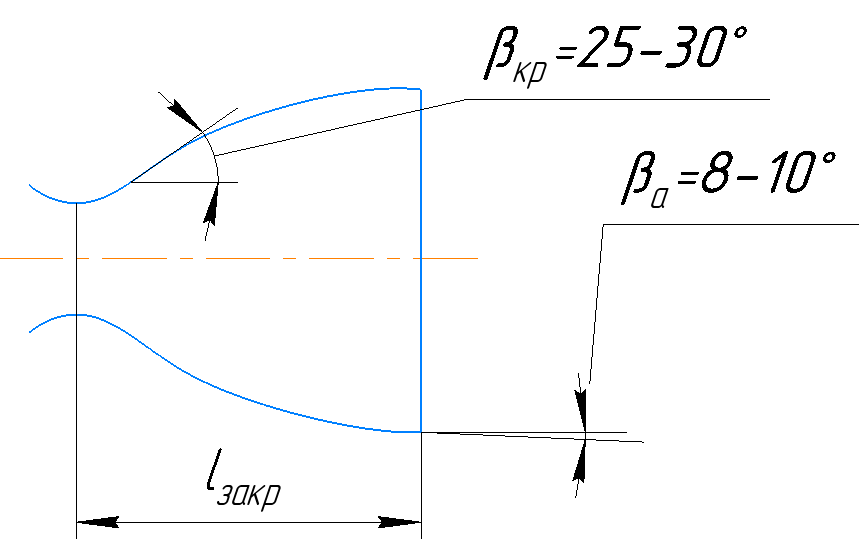
Тогда диаметр выходного сечения:

Радиус выходного сечения:

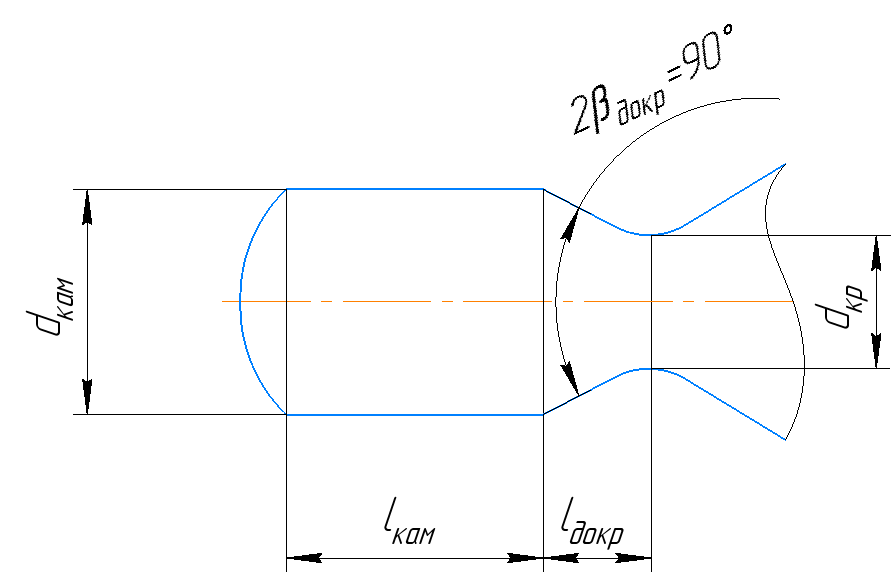
Произведем расчет закритической части сопла.

В качестве первого приближения рассматриваем конический профиль сопла, угол раскрытия которого равен .

Длина конуса:

Рассмотрим второе приближение, где мы в качестве профиля сопла уже рассматриваем больше параболический вид.

Длина закритической части сопла:

Рассмотрим докритическую часть.

Принимаем, как известные данные следующие параметры:

1) диаметр камеры сгорания:

2) длина камеры сгорания:

Угол сужения докритической части:

Следовательно, длина докритической части сопла:

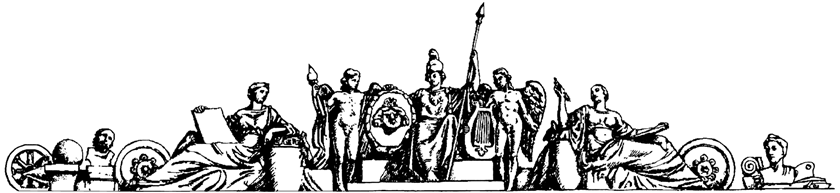
Тогда длина сопла:

Таким образом, получаем длину двигательной установки, и которая в данном случае без учета длины днища бака горючего будет иметь следующее значение:

***Расчет длины всей ракеты***

Тогда удлинение ракеты следующее:

Что удовлетворяет условию домашнего задания.

****

Министерство образования и науки Российской Федерации  
Федеральное государственное образовательное учреждение   
высшего профессионального образования  
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»

Кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители»

Дисциплина «Проектирование летательных аппаратов с жидкостными ракетными двигателями»

Домашнее задание №2

**Вариант №4**

Студентка: Гусева Н. А.

Группа: СМ1-81

Преподаватель: Коровин В.В.

Москва, 2023 год.

# Расчет массы двухступенчатой ракеты другим способом

# Исходные данные

|  |  |
| --- | --- |
| Характеристическая скорость |  |
| Стартовая нагрузка на тягу для первой ступени |  |
| Стартовая нагрузка на тягу для второй ступени |  |
| Удельный импульс первой ступени |  |
| Удельный импульс второй ступени |  |
| Масса полезного груза |  |

# Массовый расчет двухступенчатой ракеты

Обозначим стартовую массу ракеты – массу первой ступени ракеты:

Введем понятие соотношения стартовых масс ступеней:

Если , тогда относительная масса полезного груза первой ступени:

Тогда для второй ступени:

Задаемся весовыми уравнениями для двухступенчатой ракеты:

Где весовые коэффициенты принимают следующий вид:

Также согласно формуле Циолковского получаем значение характеристической скорости:

Рассмотрим решение данной задачи способом, когда мы осуществляем нахождение минимальной стартовой массы ракеты путем варьирования коэффициентами , а также значениями .

В качестве первого приближения будем рассматривать значения относительной конечной массы, начиная с и с шагом до значения , так как дальнейшее рассмотрение является бессмысленным из-за нерационального распределения массы между ступенями ракеты.

Таким образом, мы получаем следующие значения:

Рассмотрим в качестве примера и решим задачу.

Из формулы Циолковского для двухступенчатой ракеты с одинаковым удельным импульсом каждой из ступеней получим значение относительной конечной массы второй ступени:

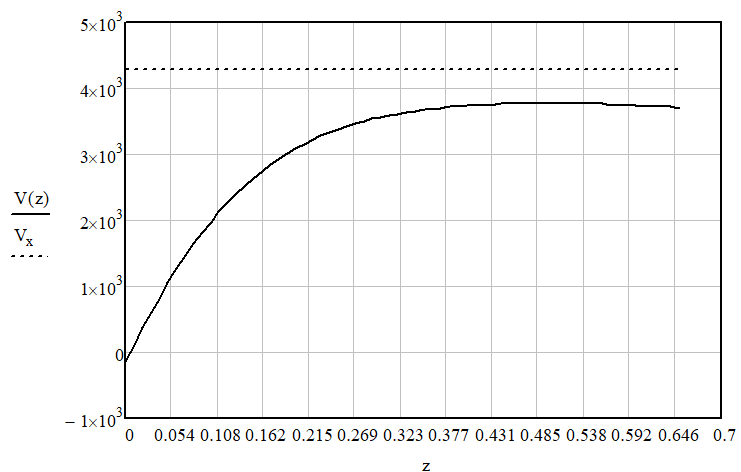
Таким образом, учитывая, что:

Тогда мы можем получить зависимости весовых коэффициентов от стартовой массы ракеты, от коэффициента и от относительной конечной массы ступеней ракеты :

Далее необходимо задаться произвольным значением стартовой массы первой ступени. Пусть .

А значение будем варьировать от значения 0.2 до значения 0.65. Получим:

Затем находим значения скорости при постоянной массе и переменном значении . Построим график зависимости:



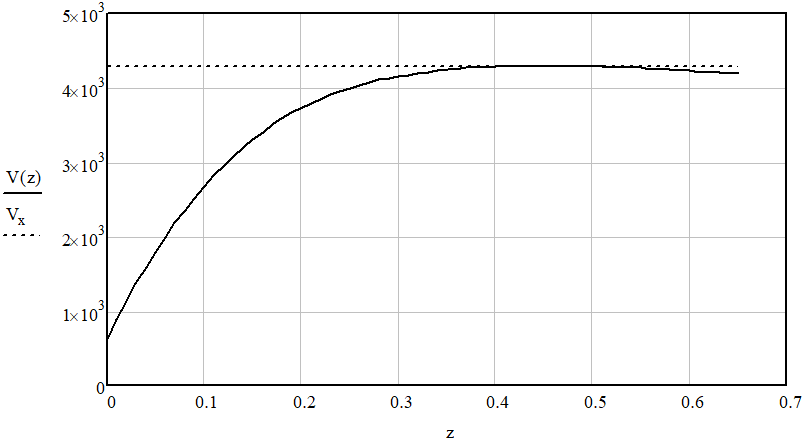
Из данного графика видно, что оптимальным значением является значение .

Далее необходимо определить такую стартовую массу, которая будет обеспечивать при полученном оптимальном значении нужную характеристическую скорость .

Следовательно, подбор осуществляем из следующих значений массы:

Тогда мы получим следующий ряд значений храктеристической скорости в зависимости от стартовой массы:

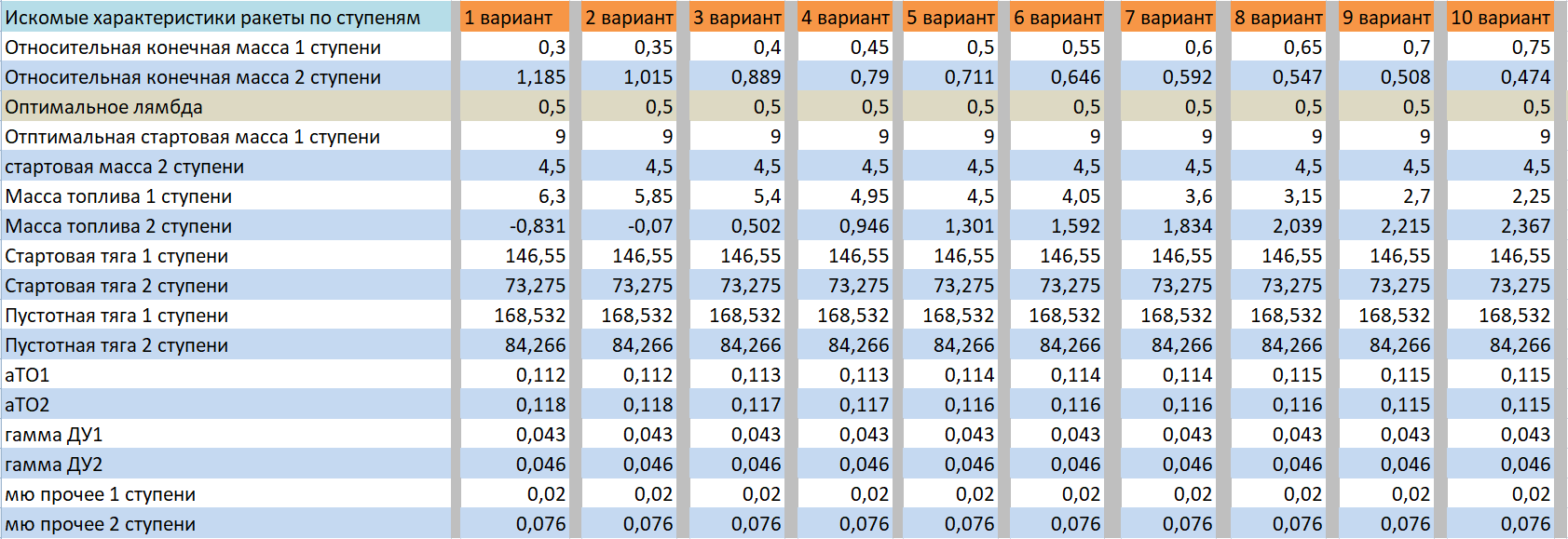
Таким образом, мы видим, что максимально приближенное значение характеристической скорости , что соответствует .

**

Тогда мы нашли необходимое значение стартовой массы и значение . Найдем остальные параметры ракеты при полученных массовых величинах.

Где можно заметить, что масса топлива второй ступени получилась отрицательной. Предположительно это связано с тем, что энергии топлива, заключенной в баках первой ступени достаточно, чтобы ракета приобрела необходимую характеристическую скорость без учета применения второй ступени.

Далее проведем подобные расчеты для оставшихся значений конечной относительной массы и сведем все в таблицу.



Как видно, при любых подобранных значениях относительной конечной массы первой и второй ступеней значения всех других параметров, кроме массы топлива и весового коэффициента не меняются.

Таким образом, мы можем найти по данному алгоритму значения наиболее минимальной стартовой массы, но для того, чтобы спроектировать саму ракету необходимо задаваться отдельно значениями , которые в свою очередь соответствуют весовому качеству ракеты и зависят от множества других факторов.

Задавшись этими значениями более точно мы можем определить и относительные конечные массы ступеней ракеты, что позволит сделать эскиз ракеты и определить более оптимальные объемно-габаритные параметры.

# Сравнительный анализ полученных результатов

Стартовая масса одноступенчатой ракеты получилась равной:

Стартовая масса двухступенчатой ракеты:

Следовательно, наиболее целесообразно проектировать именно двухступенчатую ракету на заданную дальность и заданную массу полезной нагрузки, так как видны выигрыши в массе на .