Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение

высшего профессионального образования

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана

(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

****

Факультет Специальное машиностроение

Кафедра Космические аппараты и ракеты-носители

Курсовой проект

*“Проектирование летательных аппаратов”*

Выполнил:

Мамий Т.В.

Группа СМ1-89

Проверил:

Преподаватель Навагин К.В.

Москва 2021

**Список сокращений**

* АУТ – активный участок траектории;
* АС – апогейная ступень;
* БКС – бортовая кабельная сеть;
* БО – боевое оснащение;
* ВУ – воспламенительное устройство;
* ГРСО - газореактивная система ориентации;
* ГЧ – головная часть;
* ДУ – двигательная установка;
* ДД – доводочный двигатель;
* КА – космический аппарат;
* РДТТ – ракетные двигатели твёрдого топлива;
* РН – ракета-носитель;
* РМ – рулевые машины;
* СУ – система управления;
* ТЗП – теплозащитное покрытие;

**Техническое задание**

Ставится задача определить массово-геометрические и тяговые характеристики РН на ТТРД, сформировать её принципиальную и конструктивную схему, обеспечивающие выполнение заданных требований.

**Исходные данные:**

Ограничения:

Материалы элементов конструкций:

* Органопластик: - удельная прочность материала;
* ТЗП (для ДУ):

Характеристики топлива:

* удельный импульс в стандартных условиях;
* плотность топлива;
* скорость горения топлива;
* показатель степени в законе горения;
* коэффициент теплопроводности топлива;
* разброс скорости горения;
* случайная составляющая отклонения давления от номинального значения;
* k = 1,15 – показатель адиабаты продуктов сгорания;
* z = 0,37 – массовая доля конденсированной фазы в продуктах сгорания.

1. Расчет апогейной ступени.

К полезной нагрузке РН относят апогейная ступень, в которую относится КА, адаптер, СУ, ДС, ГРСО, телеметрия, ДУАС

Рассмотрим в качестве типовой принципиальную схему, в которой компенсация разбросов работы маршевых ступеней, наведение и разведение элементов БО для моноблочных ГЧ происходит последовательно с использованием единой СУ и доводочной ДУ.

* 1. Расчет массы апогейной ступени

a) Космический аппарат – 100 кг;

b) Адаптер – 5 кг;

c) Система управления – 70 кг;

d) Двигатель стабилизации – 20 кг;

e) ГРСО – 25 кг;

f) Телеметрия – 20 кг;

*+*

g) Конструкция – 42 кг;

h) ДУАС – 14.09 кг;

*кг*

*кг*

*кг*

1. Топливо – 140.899 кг

***кг***

1. Нахождение массовых, тяговых и геометрических характеристик

Эта задача решается на основе положений теорий полёта и РДТТ с учётом опыта ракетостроения, в том числе достижимого уровня энергомассового совершенства ракет. Полученные результаты могут быть использованы для коррекции отдельных положений выбранных принципиальной и конструктивной схем.

* 1. Распределение пустотного удельного импульса по ступеням ракеты

Определим значение пустотного удельного импульса в зависимости от стандартного удельного импульса :

Отсюда среднее значение пустотного удельного импульса:

* 1. **Определение характеристической скорости**

Значение первой космической скорости на заданной орбите:

Значение скорости в до включения ДУ апогейной ступени:

Требуемой значение скорости в конце активного участка:

Требуемой значение косинуса угла к местному горизонту в конце активного участка:

Коэффициент суммарных потерь скорости на преодоление силы тяжести, аэродинамического сопротивления и противодавления.

* 1. **Расчет величины стартовой массы ракеты**

Примем значение коэффициента затяжеления = 1,65.

Зададим стартовую массу ракеты, доставляющей на заданную орбиту нагрузку

Определим стартовую массу ракеты

* 1. **Распределение относительных масс топлива по ступеням ракеты**

Определим среднее значение относительной массы топлива

Распределение относительных масс топлива по ступеням ракеты:

* 1. **Распределение относительных масс конструкций ступеней ракеты**

Определим величину относительной грузоподъёмности стартовой массы ракеты.

Относительные массы конструкций ступеней ракеты

* 1. Определение времени работы ступеней

Время работы ступеней будем подбирать в зависимости от удовлетворения условию

Принимаем

* 1. Абсолютные значения массовых, расходных и тяговых характеристик ракеты

Массы топлива и конструкций ступеней определяют по зависимостям

где

Секундный массовый рабочего тела и пустотная тяга ДУ составляют

Таким образом, для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

* 1. **Определение компонент вектора проектных параметров**

В первом приближении из статических данных принимают:

* среднее давление в корпусах ДУ:

степени утопленности сопел:

диаметр первой ступени:

диаметр второй ступени:

диаметр третьей ступени:

1. **Определение конкретных значений геометрических размеров и масс основных элементов**

В первом приближении на этапе баллистического проектирования мы сформировали основные проектные параметры и оценили остальные характеристики РН, обеспечивающие вывод КА на заданную орбиту. Во втором приближении мы займемся корректировкой следующих значений:

* Времени работы ДУ маршевых ступеней или диаметров этих ступеней из-за ограничений на скорость горения топлива и допустимых деформаций на поверхности канала заряда;
* Степени геометрического расширения сопел ДУ маршевых ступеней из условия размещения их в переходных отсеках и соответствующие им значения удельного импульса в пустоте;
* Массы конструкции ступеней в соответствии с принятыми проектными параметрами, схемными решениями и выбранными материалами;
* Основных параметров траектории полёта и обеспечиваемой максимальной дальности.
  1. Уточнение времени работы ДУ маршевых ступеней

Минимальная эксплуатационная температура ракеты:

Разность между равновесной и минимальной эксплуатационной температурами заряда:

где

Коэффициент линейного теплового расширения топлива:

Коэффициент линейного теплового расширения материала корпуса:

Коэффициент Пуассона топлива:

Модуль упругости топлива:

Максимальное давление в начальный период работы ДУ *i*-ой ступени:

Коэффициент безопасности

Допустимое значение относительной тангенциальной деформации заряда:

Относительная тангенциальная деформация на поверхности канала заряда от действия температурных напряжений:

Относительная тангенциальная деформация на поверхности канала заряда от действия давления:

Относительный диаметр заряда:

Относительный свод горения заряда:

Диаметр канала заряда:

Свод горения заряда:

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:



Максимально реализуемое номинальное значение времени работы ДУ:

где минимально реализуемое номинальное значение скорости горения топлива при номинальном значении давления в корпусе.

Номинальное значение давления в корпусе:

Минимальное значение скорости горения топлива:

Максимальное значение скорости горения топлива:

Таким образом, значения максимального реализуемого времени работы:

* 1. **Уточнение степени расширения сопла и значения удельного пустотного импульса ДУ маршевых ступеней**

Расходный комплекс ДУ маршевых ступеней (представляет собой удельный импульс собственно корпуса двигателя):

Диаметр критического сечения:

Степень расширения сопла:

Диаметр выходного сечения сопла:

Длина сопла ДУ ступени:

Глубина утопленности сопла ДУ ступени:

Диаметр входного сечения сопла ДУ ступени:

Длина входного сечения сопла ДУ ступени:

Теоретическое значение пустотного удельного импульса:

Потери импульса:

Практическое значение удельного импульса с учётом потерь:

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

* 1. **Расчет массово-геометрических характеристик РН**

1. **Силовая оболочка корпуса:**

Удельная прочность материала силовых оболочек корпусов ДУ:

Масса силового корпуса двигателя:

где

* коэффициент безопасности [2, стр.84]. Примем ;
* коэффициент учёта падения прочности при старении [2, стр.84];
* коэффициент учёта разброса прочностных свойств [2, стр.84];
* – коэффициент отклонения давлений от номинальных значений [2, стр.84] Примем .

Коэффициент согласования для силовой оболочки корпуса ДУ:

Длины цилиндрических частей, переднего и заднего днищ силовой оболочки корпуса ДУ, м:

где

* – переднее днище, – заднее;
* коэффициент объёмного заполнения цилиндрической части силовой оболочки корпуса ДУ;
* коэффициент объёмного заполнения днища силовой оболочки корпуса ДУ.

Максимально возможные значения коэффициентов объемного заполнения:

Для первой ступени:

Диаметр заднего полюсного отверстия силовой оболочки корпуса ДУ:

Значения коэффициентов возьмем, используя метод интерполяции и основываясь на значениях приведенных в таблице 2 на стр. 85. Для значения получим:

Для второй ступени:

Диаметр заднего полюсного отверстия силовой оболочки корпуса ДУ:

Значения коэффициентов возьмем, используя метод интерполяции и основываясь на значениях приведенных в таблице 2 на стр. 85. Для значения получим:

Для третьей ступени:

Диаметр заднего полюсного отверстия силовой оболочки корпуса ДУ:

Значения коэффициентов возьмем, используя метод интерполяции и основываясь на значениях приведенных в таблице 2 на стр. 85. Для значения получим:

1. **«Юбка» корпуса:**

Масса «юбки» корпуса:

где коэффициент согласования.

Длина «юбки» корпуса:

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

1. **Закладные элементы (фланцы):**

Масса фланцев:

где

* Материал фланцев: титан;
* предел прочности материала фланцев;
* коэффициент согласования [2, стр.86].

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

1. **Крышка воспламенительного устройства:**

Масса крышки воспламенительного устройства:

где

* коэффициент согласования [2, стр.87];
* плотность материала крышки;

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

1. **Заряд воспламенительного устройства:**

Масса заряда воспламенительного устройства:

где

* коэффициент согласования [2, стр.87].

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

1. **Защитно-крепящие слои двигателя:**

Материал – резина, коэффициент

Масса защитно-крепящего слоя:

где

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

1. **Теплозащитное покрытие:**

Масса ТЗП:

где

* коэффициент согласования [2, стр.87];
* .

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

Таким образом, масса силового корпуса типа «кокон» ДУ первой ступени:

Масса силового корпуса типа «кокон» ДУ второй ступени:

Масса силового корпуса типа «кокон» ДУ третьей ступени:

Таблица 3.1. Массы конструкций двигателя

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Величина | 1 ступень | 2 ступень | 3 ступень |
| масса силового корпуса двигателя, кг |  |  |  |
| масса «юбки» корпуса, кг |  |  |  |
| масса фланцев, кг |  |  |  |
| масса крышки воспламенительного устройства, кг |  |  |  |
| масса заряда воспламенительного устройства, кг |  |  |  |
| масса защитно-крепящего слоя, кг |  |  |  |
| масса теплозащитного покрытия, кг |  |  |  |
| масса силового корпуса ДУ, кг |  |  |  |

* 1. **Расчёт массы элементов соплового аппарата**

1. **Силовая оболочка утопленной части сопла ДУ:**

Масса силовой оболочки утопленной части сопла ДУ:

* Материал силовой оболочки: титан;
* модуль упругости материала силовой оболочки;
* коэффициент согласования [2, стр.88].

Диаметр заднего полюсного отверстия:

Относительный диаметр утопленной части сопла:

Изображение выглядит как текст

Автоматически созданное описание

**2. Силовая оболочка раструба сверхзвуковой части сопла ДУ:**

Масса корпуса раструба:

, где

* Материал корпуса раструба: титановый сплав;
* коэффициент согласования [2, стр.88].

**3. ТЗП силовой оболочки утопленной части сопла ДУ:**

Масса ТЗП силовой оболочки утопленной части сопла ДУ:

где

* Материал ТЗП силовой оболочки утопленной части сопла: углепластик;
* коэффициент согласования [2, стр.88];
* .

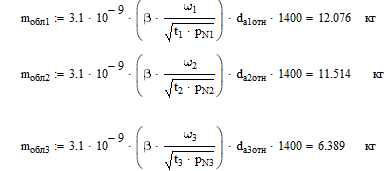
Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

**4. ТЗП сверхзвукового соплового тракта ДУ (облицовки):**

* Материал ТЗП облицовки: углепластик;
* коэффициент согласования [2, стр.89];
* .



**5. Конструкция горловины сопла ДУ с эластичным опорным шарниром:**

Масса горловины сопла:

где

* коэффициент согласования для поворотного управляющего сопла с эластичным шарниром [2, стр.89].

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

**6. Привод системы создания боковых усилий ДУ (рулевые машинки + питающая установка + газогенератор + элементы крепления):**

Масса привода:

где

* коэффициент согласования для 1-ой ступени;
* коэффициент согласования для 2-ой ступени
* коэффициент согласования для 2-ой ступени

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

Таким образом, масса соплового блока первой ступени:

Масса соплового блока второй ступени:

Масса соплового блока третьей ступени:

Таблица 3.2. Массы конструкций соплового блока

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Величина | 1 ступень | 2 ступень | 3 ступень |
| силовой оболочки утопленной части сопла, кг | 12,73 | 3,76 |  |
| масса ТЗП силовой оболочки утопленной части сопла, кг |  | 2.17 |  |
| масса ТЗП облицовки, кг |  |  |  |
| масса корпуса раструба, кг |  |  |  |
| масса горловины сопла, кг |  |  |  |
| масса привода, кг |  |  |  |
| масса соплового блока, кг |  |  |  |

В итоге суммарная масса двигателя:

Масса двигателя первой ступени:

Масса двигателя второй ступени:

Масса двигателя третьей ступени:

Таблица 3.3. Сводка по размерам

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Величина | 1 ступень | 2 ступень | 3 ступень |
| диаметры передних полюсных отверстий силовых оболочек корпусов ДУ ступеней, мм | 271 | 271 | 231 |
| диаметры задних полюсных отверстий силовых оболочек корпусов ДУ ступеней, мм | 723 | 484 | 309 |
| длины цилиндрических частей силовых оболочек корпусов ДУ ступеней, мм | 3472 | 1127 | 215 |
| длины передних днищ силовых оболочек корпусов ДУ ступеней, мм | 417 | 417 | 354 |
| длины задних днищ силовых оболочек корпусов ДУ ступеней, мм | 432 | 434 | 369 |
| длины юбок корпусов ДУ ступеней, мм | 204 | 204 | 173 |
| диаметры каналов зарядов ступеней, мм | 394 | 358 | 249 |
| диаметры критических сечений ДУ ступеней, мм | 202 | 123 | 76 |
| диаметры выходных сечений сопел ДУ ступеней, мм | 780 | 1154 | 1154 |
| длины сопел ДУ ступеней, мм | 780 | 1154 | 1154 |
| глубины утопленности сопел ДУ ступеней, мм | 117 | 115 | 81 |
| диаметры ступеней, мм | 1357 | 1357 | 1154 |
| диаметры входных сечений сопел ДУ ступеней, мм | 384 | 234 | 145 |
| длины входных сечений сопел ступеней, мм | 162 | 98 | 61 |
| длина отсека полезной нагрузки, мм | 2923 |  |  |
|  |  | | |

* 1. Расчёт отсеков ступеней

К элементам ракеты относят отсеки (переходные и хвостовые), обтекатель, БКС и элементы монтажа. До расчёта массы этих элементов необходимо по определённым выше размерам ГЧ, БС и ДУ маршевых ступеней с учётом принятых решений по способам разделения ступеней выполнить чертёж ракеты, на котором должны быть выделены плоскости разделения ступеней и найдены реальные длины хвостовых и переходных отсеков, а также реальные длины ступеней и транзитные длины БКС.

1. **Масса отсеков:**

где

* реальные длины хвостового и переходного отсеков, определяемые по чертежу.

Эталонную длину отсеков находят по зависимости:

В соответствии с чертежом:

Изображение выглядит как текст

Автоматически созданное описание

1. **Масса БКС:**

где

* реальная суммарная длина ступени от среза сопла ДУ до плоскости отделения ступени;
* транзитная длина БКС ступени.

В соответствии с чертежом:

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

1. **Масса головного обтекателя:**

где

* коэффициент согласования [2, стр.91];
* поверхность обтекателя, которую устанавливаю по чертежу.

В соответствии с чертежом:

1. **Масса элементов монтажа:**

Масса элементов монтажа для каждой ступени принимается равной 3% от суммарной массы конструкции, получаемой сложением масс элементов.

Суммарная масса конструкции:

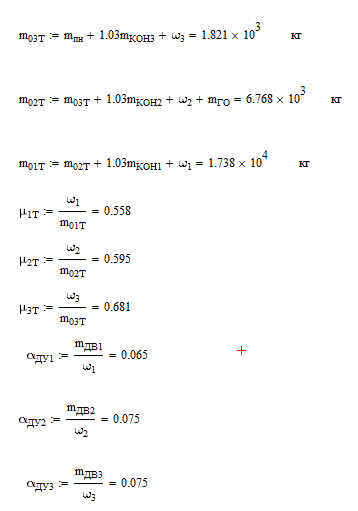
Масса конструкции первой ступени:

Масса конструкции второй ступени:

Масса конструкции третьей ступени:

1. **Определение значений параметров АУТ и максимальной дальности полёта** 
   1. **Уточнение стартовых масс ступеней УБР, относительных масс топлива ступеней и определение относительных масс конструкций ДУ ступеней**

Уточним стартовые массы УБР в моменты времени начала работы каждой ступени:



* 1. **Приближённое определение параметров АУТ и расчетной дальности полёта**

Площадь миделя:

* начальная нагрузка на мидель:

Значения углов наклона траектории на участках работы ДУ ступеней:

коэффициент учёта потерь скорости на преодоление аэродинамического сопротивления и противодавления атмосферы:

эффективное значение удельного импульса i-ой ступени:

потери скорости на преодоление гравитации:

Приращение скорости в результате работы ДУ i-ой ступени находим по формуле:

Конечная скорость ракеты в момент окончания АУТ:

Приращение высоты АУТ в результате работы ДУ маршевых ступеней:

где

Для первой ступени:

Для второй ступени:

Для третьей ступени:

Вычислим ошибку по скорости:

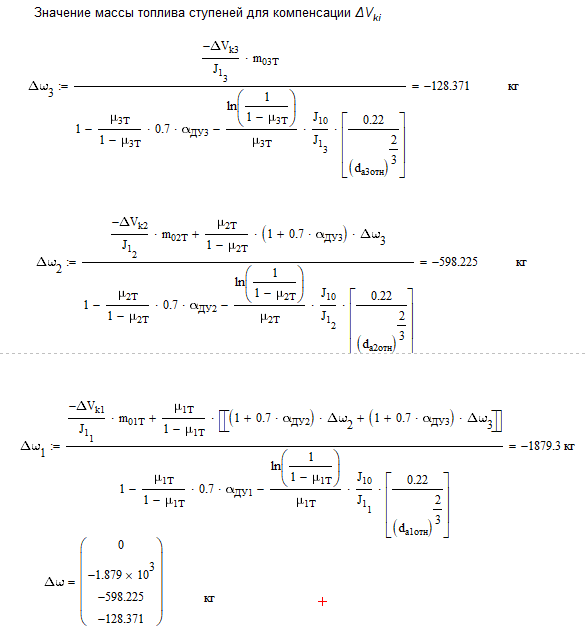
Так как ошибка по скорости превышает 2%, то необходимо провести коррекцию параметров РН для компенсации рассогласования по скорости.

**Коррекция значений РН:**

Необходимо определить изменение массы топлива , компенсирующую величину при допущении о сохранении ранее принятых приращений скорости по ступеням ракеты.

Изображение выглядит как текст

Автоматически созданное описание



Таким образом, уточнение стартовой массы УБР в начале работы каждой ступени и коэффициентов ,  проводят по формулам:

Изображение выглядит как текст

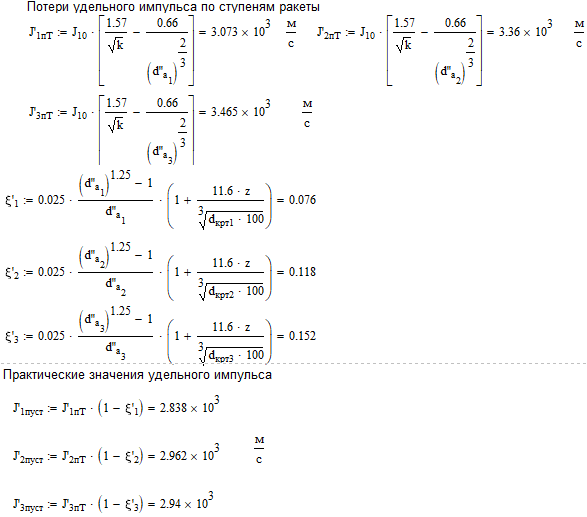
Автоматически созданное описание

Изображение выглядит как текст

Автоматически созданное описаниеПараметры сопел первой ступени:

Параметры сопел второй ступени:

Параметры сопел третьей ступени:



**Проводим второе приближение по дальности полёта**

Площадь миделя:

* начальная нагрузка на мидель:

коэффициент учёта потерь скорости на преодоление аэродинамического сопротивления и противодавления атмосферы:

эффективное значение удельного импульса i-ой ступени:

Приращение скорости в результате работы ДУ i-ой ступени находим по формуле:

Конечная скорость ракеты в момент окончания АУТ:

Приращение высоты АУТ в результате работы ДУ маршевых ступеней:

где

Для первой ступени:

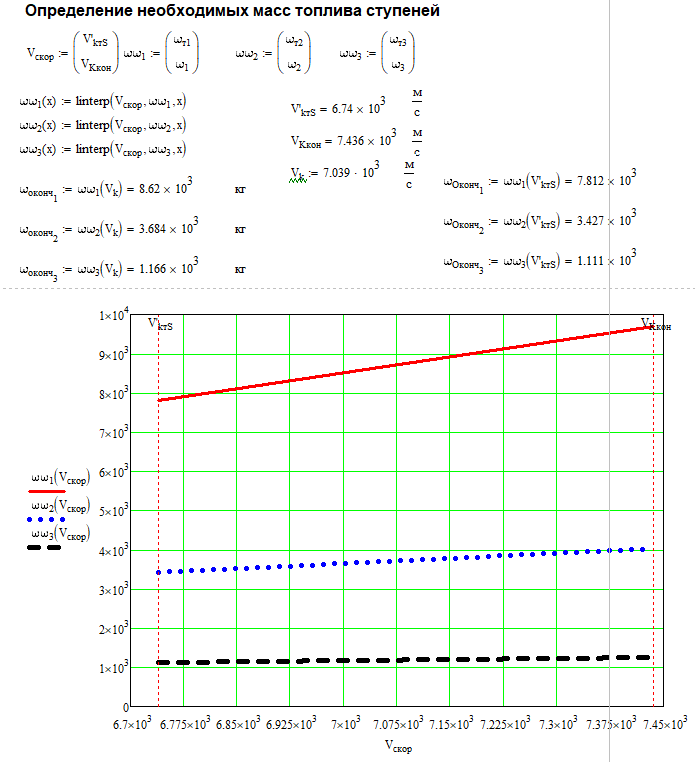
Для второй ступени:

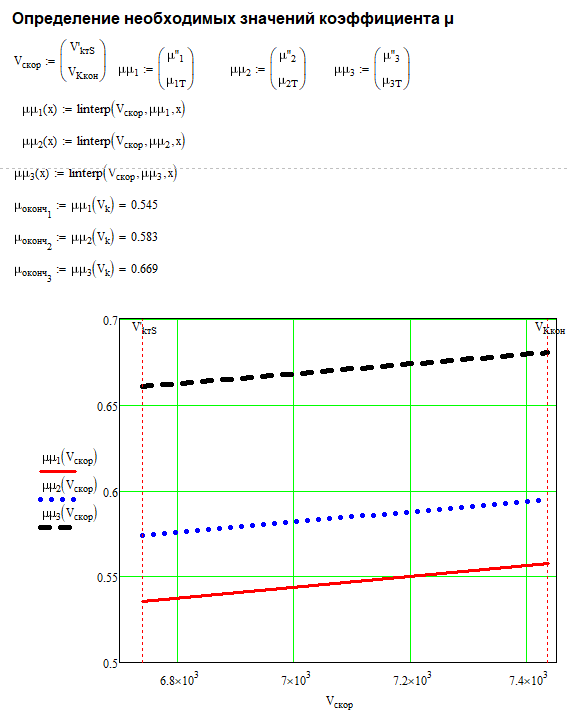
Для третьей ступени:

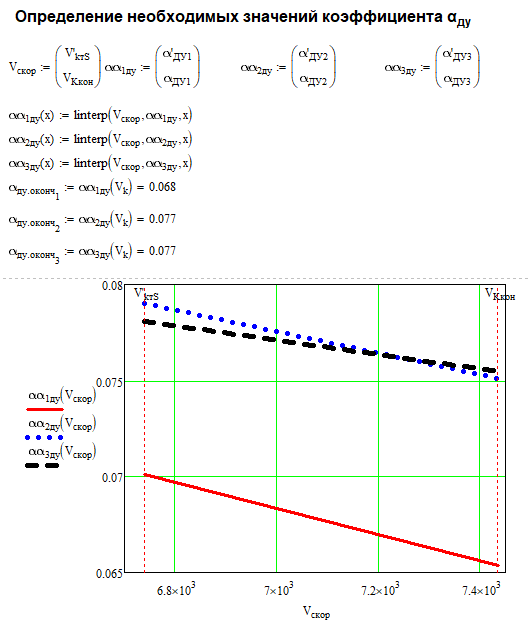
Вычислим ошибку по скорости:

Так как ошибка по дальности превышает 2%, то необходимо провести коррекцию параметров РН для компенсации рассогласования по скорости.

Для нахождения требуемых параметров, применяем линейную интерполяцию полученных результатов и принимаем значения для







Таким образом, найдены необходимые значения масс топлив и коэффициентов μi и αi.

Коррекция длин цилиндрических частей силовых оболочек ДУ:

*кг*

Как видно, длины цилиндрических частей силовых оболочек корпусов ДУ маршевых ступеней увеличились, что влечет за собой увеличение общей длины ракеты. Уменьшить этот эффект можно оптимизацией расположения узлов боевой ступени и в переходном отсеке между второй и третьей ступенями.

В результате коррекции длин оболочек маршевых ДУ и компоновки элементов боевой ступени длина ракеты составила 12393 мм. Проверка на ограничение по длине:

**Список использованной литературы**

1. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет. Часть 1: Учебное пособие / Ю.М.Николаев, С.Д.Панин, Ю.С.Соломонов, М.П.Сычёв. – М.: Издательство МГТУ им.Н.Э.Баумана, 1998. – 104с.: ил.
2. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет. Часть 2: Учебное пособие / Ю.М.Николаев, С.Д.Панин, Ю.С.Соломонов, М.П.Сычёв. – М.: Издательство МГТУ им.Н.Э.Баумана, 2000. – 140с.: ил.