

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы
Направление подготовки 24.03.01 – Ракетные комплексы и космонавтика
Направленность (профиль) образовательной программы Ракетно – космическая техника

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ

Зам. зав. кафедрой

 В.В. Соловьёв

« 3 » 06 2023 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Проектная разработка двухступенчатого разгонного блока для вывода полезного груза на траектории полета к планетам Солнечной системы

Исполнитель
студент группы 917-об



(подпись, дата)

О.С. Посох

Руководитель
профессор, доктор техн.наук



(подпись, дата)

А.Д. Плутенко

Консультант
доцент


09.06.2023г.

(подпись, дата)

К.А. Насуленко

Консультант по БЖД
доцент, канд.техн.наук



(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль


09.06.2023

(подпись, дата)

М.А. Аревков

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
АМУРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ФГБОУ ВО «АмГУ»)

Факультет инженерно-физический
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ

Зам. зав. кафедрой

 В.В. Соловьёв
« 25 » 05 2023 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Посох Олега Сергеевича

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектная разработка двухступенчатого разгонного блока для вывода полезного груза на траектории полета к планетам Солнечной системы

(утверждена приказом от 10.04.2023 № 825-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 15 июня 2023 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Масса полезного груза $m_{пл} = 3000$ кг; высота орбиты цели $H_{орб.цели} = 41600000$ км; наклонение орбиты Венеры $i = 3,2^0$, высота опорной орбиты $H_{оп.орб} = 200$ км; угол наклона опорной орбиты $i = 51,6^0$, высота промежуточной орбиты $H_{пр.орб} = 5000$ км; угол наклона промежуточной орбиты $i = 50,30$, компоненты топлива первой ступени РБ: окислитель – кислород, горючее – керосин; компоненты топлива второй ступени: окислитель – АТ, горючее – НДМГ.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: баллистический расчет, расчет основных проектных параметров, расчет на прочность, описание конструкции, безопасность жизнедеятельности, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: цели и задачи бакалаврской работы, схемы перелета на целевую орбиту, Конструктивно-компоновочная схема, Общий вид, схема членения, заключение работы.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Насуленко К.А. доцент, Козырь А.В. канд. техн. наук, доцент

7. Дата выдачи задания: 25 мая 2023 года

Руководитель выпускного квалификационного проекта: д-р техн. наук, профессор Плутенко А.Д.

Задание принял к исполнению (дата): 25 мая 2023 года *Кг.*

РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит 77 с., 6 таблиц, 6 рисунков, 12 источников.

РАЗГОННЫЙ БЛОК, ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА, ДВИГАТЕЛИ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЦЕСС, БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

В работе разработан двухступенчатый разгонный блок для вывода полезного груза массой 3000 кг на траекторию полета к Венере. Первая ступень разгонного блока работает на топливе, компонентами которого являются кислород и керосин, а компонентами топлива второй ступени являются НДМГ несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид.

В основной части дипломного проекта произведен баллистический расчет разгонного блока. По полученным данным определены основные проектные параметры двухступенчатого разгонного блока. А также рассчитаны на прочность баки окислителя и горючего первой и второй ступеней и фермы переходного отсека.

СОДЕРЖАНИЕ

Определения, обозначения и сокращения	7
Введение	8
1 Основная часть	9
1.1 Баллистический расчет активного участка траектории	9
1.1.1 Приращения скоростей при переводе двухступенчатого РБ с опорной орбиты на траекторию полета к Венере	9
1.1.2 Расчет параметров траектории полета	15
1.2 Определение основных проектных параметров двухступенчатого РБ	18
1.2.1 Расчет основных проектных параметров	18
1.2.2 Массово-энергетические характеристики двухступенчатого РБ	22
1.2.2.1 Первое приближение	23
1.2.2.2 Второе приближение	27
1.2.3 Массы составляющих РБ элементов	36
1.3 Расчет на прочность	40
1.3.1 Выбор материала	40
1.3.2 Объемно-геометрические характеристики двухступенчатого РБ	41
1.3.2.1 Объемно-геометрические характеристики бака окислителя первой ступени двухступенчатого РБ	41
1.3.2.2 Объемно-геометрические характеристики бака горючего второй ступени двухступенчатого РБ	42
1.3.2.3 Объемно-геометрические характеристики бака окислителя второй ступени двухступенчатого РБ	43
1.3.4 Прочностные расчеты элементов конструкции двухступенчатого РБ первой и второй ступеней	43
1.3.4.1 Расчет бака окислителя первой ступени на прочность	43
1.3.4.2 Расчет бака горючего первой ступени на прочность	46

1.3.4.3	Расчет бака окислителя второй ступени на прочность	48
1.3.5	Расчет фермы крепления переходного отсека на прочность	49
2	Описание конструкции	52
2.1	Состав разгонного блока	52
2.1.1	Первая ступень двухступенчатого РБ	52
2.1.2	Вторая ступень двухступенчатого РБ	54
3	Технологическая часть	57
3.1	Технологичность конструкции	57
3.2	Обеспечение технологичности	57
3.3	Схема членения РБ	57
3.4	Технологический процесс заправки РБ жидким кислородом	58
3.4.1	Общее устройство системы заправки жидким кислородом	58
3.4.2	Заправка и термостатирования бака изделия	59
3.4.3	Готовность к отводу коммуникаций системы заправки	60
4	Сравнительный анализ разгонных блоков по основным проектным параметрам	61
4.1	Основные проектные параметры	61
4.2	Расчет основных проектных параметров РБ	61
4.2.1	Расчет основных проектных параметров РБ «Бриз-М»	61
4.2.2	Расчет основных проектных параметров КВРБ «КВТК»	62
5	Безопасность жизнедеятельности	63
5.1	Обеспечение безопасности жизнедеятельности при работе с криогенными компонентами ракетного топлива	63
5.2	Техника безопасности при работе с жидким кислородом	64
5.2.1	Получение жидкого кислорода	65
5.2.2	Хранение и транспортировка жидкого кислорода	65
5.2.3	Требования безопасности при работе с жидким кислородом	66
6	Экономическая часть	68
6.1	Минимальная стоимость изготовления серийного образца РБ в линейной постановке	68

6.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца РБ в нелинейной постановке	69
6.3 Минимальная стоимость пуска РБ	71
Заключение	75
Библиографический список	77

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

БЖД – Безопасность жизнедеятельности;

ГПО – Геопереходная орбита;

ГСО – Геостационарная орбита;

ДУ – Двигательная установка;

ДУ СОЗ – Двигательная установка стабилизации, ориентации и обеспечения запуска;

ЖРД – Жидкостный ракетный двигатель;

ЖСОТР – Жидкостная система обеспечения теплового режима;

КЗС – Криогенная заправочная система;

КСС – Конструктивно-силовая схема;

КРТ – Компонент ракетного топлива;

КС – Камера сгорания;

ККС – Конструктивно-компоновочная схема;

НДМГ – Несимметричный диметилгидразин;

ПГ – Полезный груз;

ПН – Полезная нагрузка;

РБ – Разгонный блок;

ТКС – Транспортная космическая система;

ТНА – Турбонасосный агрегат.

ВВЕДЕНИЕ

Расширение круга задач, решаемых космическими аппаратами, связано с освоением все более высоких околоземных орбит, полетами в окололунное пространство, к планетам Солнечной системы. Реализация этих задач сопряжена с использованием все более энергоемких перелетов, которые требуют больших затрат характеристической скорости. При этом возникает необходимость в разработке новых разгонных блоков, обладающих более широкими функциональными возможностями.

Целью работы является создание облика разгонного блока, определение рационального сочетания его основных проектных параметров, массовых и геометрических характеристик.

Процесс проектной разработки двухступенчатого разгонного блока включает следующие этапы:

1. Анализ задания. Анализ задач, стоящих перед проектируемым РБ. Анализ прототипов;
2. Обоснование исходных данных, а также диапазона изменения проектно-конструкторских параметров РБ;
3. Выбор схемы перелета. Расчет импульсной составляющей характеристической скорости. Разбиение характеристической скорости по ступеням;
4. Построение модели массовых характеристик РБ в соответствии с типом ДУ и конструктивно-компоновочной схемой аппарата;
5. Уточнение энергозатрат на выполнение маневров и определение рациональных проектных параметров РБ;
6. Расчет массовых и объемно-геометрических характеристик РБ;
7. Описание работы основных систем РБ;
8. Оформление пояснительной записки, содержащей задание, результаты расчетов, необходимые рисунки, схемы, графики, описания, перечень литературы.

1 ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

1.1 Баллистический расчет активного участка траектории

1.1.1 Приращения скоростей при переводе двухступенчатого РБ с опорной орбиты на траекторию полета к Венере

Двухступенчатый разгонный блок с космическим аппаратом выводится на незамкнутую орбиту в составе РКН «Ангара-А5». После отделения от ракеты-носителя производится первый запуск маршевого двигателя первой ступени разгонного блока для выведения на опорную орбиту. Разгонный блок с космическим аппаратом совершает полет по опорной орбите и производится второе включение маршевого двигателя первой ступени разгонного блока для выведения на промежуточную орбиту. На промежуточной орбите происходит отделение первой ступени разгонного блока. Вторая ступень разгонного блока с космическим аппаратом совершает полет по промежуточной орбите. Далее производится запуск маршевого двигателя второй ступени для выведения космического аппарата на переходную орбиту, которая является отлетной траекторией к Венере. На переходной орбите происходит отделение космического аппарата от разгонного блока. Космический аппарат продолжает полет по переходной орбите к Венере.

Практические задачи исследования околоземного космического пространства требуют выведения космических объектов на орбиты, имеющие различное наклонение к плоскости экватора. Так как КА, как правило, выводится на промежуточную околоземную орбиту, наклонение которой во многом определяется географическим положением космодрома и часто не совпадает с наклонением целевой конечной орбиты, для выведения КА на целевую орбиту приходится осуществлять поворот плоскости орбиты, что требует дополнительных энергетических затрат. Рассмотрим некомпланарные межорбитальные перелеты между тремя круговыми орбитами ($R_1 < R_2 < R_3$).

Рассмотрим первый метод. Приращение скорости при первом включении двигательной установки первой ступени двухступенчатого разгонного блока для совершения межорбитального перелета можно определить следующим образом:

$$\Delta V_n = V_n - V_{кр} = \sqrt{\frac{\mu}{R_1}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} - 1 \right), \quad (1.1)$$

где:

V_n – скорость в перигее переходной орбиты;

$V_{кр}$ – круговая скорость на начальной орбите;

$\mu = 398602 \cdot 10^9 \frac{M^3}{c^2}$ – гравитационный параметр Земли;

R_1 – радиус опорной орбиты.

Схема орбитальных маневров для оценки характеристической скорости первым методом изображена на рисунке 1.1.

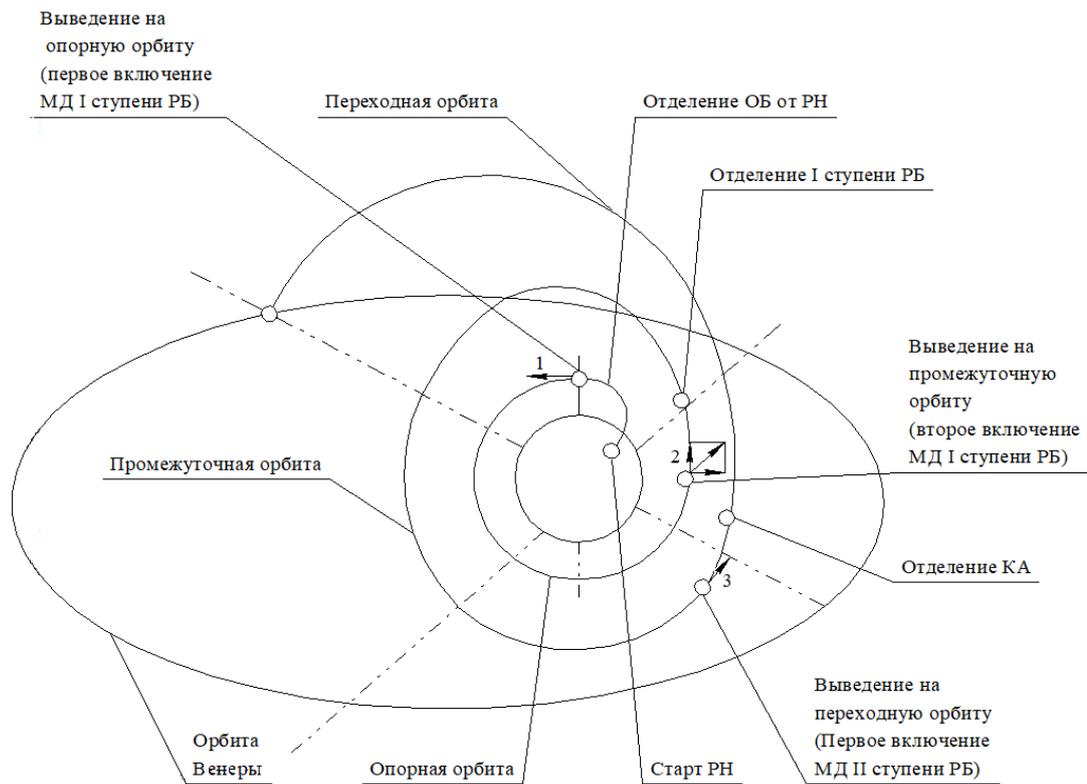


Рисунок 1.1 – Схема орбитальных маневров для оценки характеристической скорости первым методом

Радиусы опорной и промежуточной орбиты определяются как сумма радиуса Земли $6371 \cdot 10^3$ м, и радиусов опорной круговой орбиты $200 \cdot 10^3$ м, и промежуточной орбиты $5000 \cdot 10^3$ м, соответственно:

$$R_1 = R_3 + R_{OP} = 6371 \cdot 10^3 + 200 \cdot 10^3 = 6571 \cdot 10^3 \text{ м}, \quad (1.2)$$

$$R_2 = R_3 + R_{IP} = 6371 \cdot 10^3 + 5000 \cdot 10^3 = 11371 \cdot 10^3 \text{ м}. \quad (1.3)$$

$$\Delta V_{n_1} = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{6571 \cdot 10^3}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 11371 \cdot 10^3}{6571 \cdot 10^3 + 11371 \cdot 10^3}} - 1 \right) = 980,148 \text{ м/с}.$$

Трансверсальную составляющую приращения скорости при втором включении двигательной установки первой ступени двухступенчатого разгонного блока для совершения межорбитального маневра можно определить следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta V_{n_2} &= V_{кр_2} \cdot \cos \alpha_2 - V_a = \sqrt{\frac{\mu}{R_2}} \cdot \left(\cos \alpha_2 - \sqrt{\frac{2R_1}{R_2 + R_1}} \right) = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{11371 \cdot 10^3}} \times \\ &\times \left(\cos(1,3^\circ) - \sqrt{\frac{2 \cdot 6571 \cdot 10^3}{11371 \cdot 10^3 + 6571 \cdot 10^3}} \right) = 851,965 \text{ м/с}, \end{aligned} \quad (1.4)$$

где:

$V_{кр}$ – круговая скорость на промежуточной орбите;

V_a – скорость в апогее переходной орбиты;

$\alpha_2 = i_1 - i_2 = 51,6^\circ - 50,3^\circ = 1,7^\circ$ – наклонение опорной орбиты 52° и промежуточной орбиты $50,3^\circ$ соответственно.

Боковая составляющая приращения скорости при втором импульсе первой ступени двухступенчатого разгонного блока находится по следующей зависимости:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\delta_2} &= V_{кр_2} \cdot \sin \alpha_2 = \sqrt{\frac{\mu}{R_2}} \cdot \sin \alpha_2 = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{11371 \cdot 10^3}} \cdot \sin(1,3^\circ) = \\ &= 134,324 \text{ м/с}. \end{aligned} \quad (1.5)$$

Приращение скорости на начальной орбите:

$$\Delta V_1 = \Delta V_{n_1} = 980,148 \text{ м/с.}$$

Приращение скорости на промежуточной орбите:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\Delta V_{n_2}^2 + \Delta V_{B_2}^2} = \sqrt{(851,965)^2 + (134,324)^2} = 862,489 \text{ м/с.} \quad (1.6)$$

Суммарный потребный импульс приращения скорости первой ступени двухступенчатого разгонного блока, необходимый для перехода с опорной орбиты на промежуточную:

$$\Delta V_n = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 980,148 + 862,489 = 1842,637 \text{ м/с} \quad (1.7)$$

Приращение скорости при первом включении двигательной установки второй ступени двухступенчатого РБ для совершения межорбитального перелета можно определить по формуле (1.1),

где:

$\mu = 398600 \cdot 10^9 \text{ м}^2/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли;

R_1 – радиус начальной орбиты;

R_2 – радиус конечной орбиты;

Радиусы начальной и конечной орбиты определяются как сумма радиуса Земли $6371 \cdot 10^3 \text{ м}$, радиусов промежуточной орбиты $5000 \cdot 10^3 \text{ м}$ и орбиты Венеры $41,39 \cdot 10^9 \text{ м}$ соответственно:

$$R_1^1 = R_3 + R_{\text{ПР}} = 6371 \cdot 10^3 + 5000 \cdot 10^3 = 11371 \cdot 10^3 \text{ м,} \quad (1.8)$$

$$R_2^1 = R_3 + R_B = 6371 \cdot 10^3 + 41,39 \cdot 10^9 = 41396371 \cdot 10^3 \text{ м.} \quad (1.9)$$

$$\Delta V_{n_1}^1 = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{11371 \cdot 10^3}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 41396371 \cdot 10^3}{11371 \cdot 10^3 + 41396371 \cdot 10^3}} - 1 \right) = 2451,263 \text{ м/с.}$$

Суммарный импульс скорости, необходимый для перехода вторым методом:

$$\Delta V_{\Pi} = \Delta V_1 + \Delta V_{n_1}^1 = 1842,637 + 2451,263 = 4293,9 \text{ м/с.} \quad (1.10)$$

Рассмотрим второй метод. Первый импульс ДУ второй ступени производит поворот плоскости промежуточной орбиты до совпадения с плоскостью конечной орбиты. Далее он переводит ТКС на переходную орбиту, апогей которой касается конечной орбиты.

Первый импульс ДУ второй ступени лежит в плоскости переходной орбиты и является трансверсальным.

$$\begin{aligned} \Delta V_{n_1} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_1}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} \cdot \text{Cos} \alpha_1 - 1 \right) = \sqrt{\frac{398600 \cdot 10^9}{11371 \cdot 10^3}} \times \\ &\times \left(\sqrt{\frac{2 \cdot 4139 \cdot 10^3}{(11371 + 4139) \cdot 10^3}} \cdot \text{Cos}(4,5) - 1 \right) = 2425,456 \text{ м/с,} \end{aligned} \quad (1.11)$$

$$\begin{aligned} \Delta V_{\delta_1} &= \sqrt{\frac{2\mu R_2}{R_1 \cdot (R_1 + R_2)}} \cdot \text{Sin} \alpha_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot 398600 \cdot 10^9 \cdot 41396371 \cdot 10^3}{11371 \cdot (11371 + 41396371) \cdot 10^3}} \times \\ &\times \text{Sin}(4,5) = 656,853 \text{ м/с.} \end{aligned} \quad (1.12)$$

Схема орбитальных маневров для оценки характеристической скорости вторым методом изображена на рисунке 1.2.

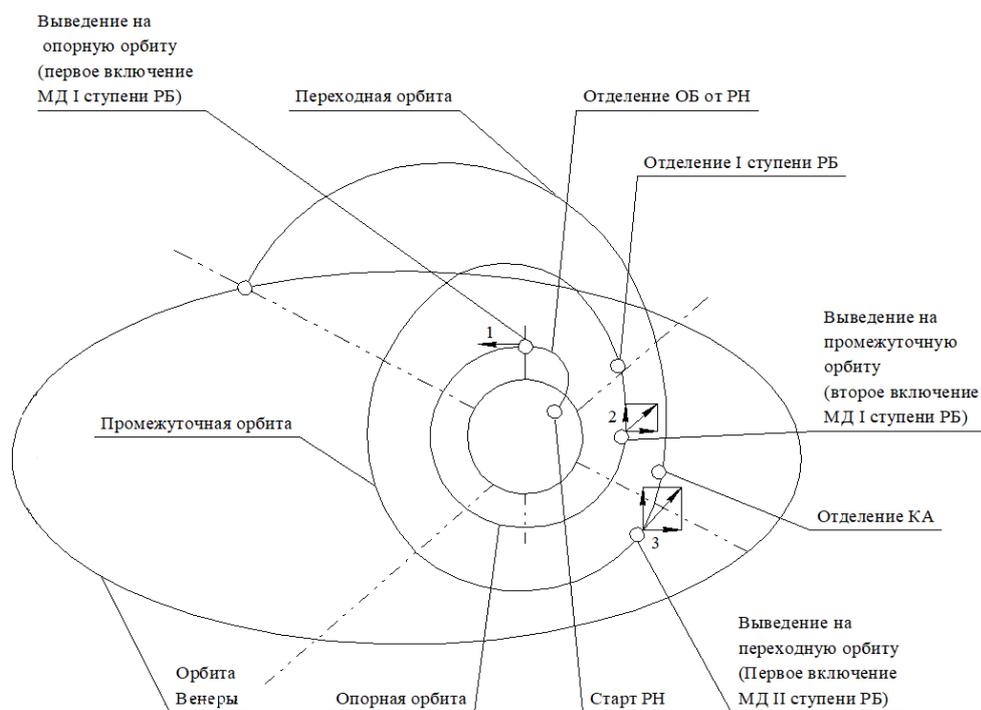


Рисунок 1.2 – Схема орбитальных маневров для оценки характеристической скорости вторым методом

$$\Delta V_1 = \sqrt{\Delta V_{n_1}^2 + \Delta V_{\delta_1}^2} = \sqrt{2425,456^2 + 656,853^2} = 2512,826 \text{ м/с.} \quad (1.13)$$

Суммарный потребный импульс приращения скорости второй ступени двухступенчатого разгонного блока, необходимый для перехода с промежуточной орбиты на переходную орбиту равен:

$$\Delta V_n^1 = 2512,826 \text{ м/с.}$$

Суммарный импульс скорости, необходимый для перехода вторым методом:

$$\Delta V_n = \Delta V_1 + \Delta V_n^1 = 1842,637 + 2512,826 = 4355,463 \text{ м/с.} \quad (1.14)$$

Из полученных расчетов по схемам переходов видно, что наименьшее импульсное приращение скорости реализуется по первой схеме $\Delta V_n = 4293,9 \text{ м/с}$.

Результаты расчетов для первой и второй ступени двухступенчатого РБ сведены в таблицу 1.1.

Таблица 1.1 – Результаты баллистического расчета для первой и второй ступени двухступенчатого РБ

Первая ступень			
Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения
Радиус начальной орбиты	R_1	м	$6571 \cdot 10^3$
Радиус промежуточной орбиты	R_2	м	$11371 \cdot 10^3$
Приращение скорости при первом импульсе	ΔV_{n_1}	м/с	980,148
Трансверсальная составляющая приращения скорости при втором импульсе	ΔV_{n_2}	м/с	851,965
Боковая составляющая приращения скорости при втором импульсе	ΔV_{δ_2}	м/с	134,324
Приращение скорости при втором импульсе	ΔV_2	м/с	862,489
Потребное импульсное приращение скорости	ΔV_n	м/с	1842,637
Вторая ступень			
Наименование параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения
Радиус промежуточной орбиты	R_1^1	м	$11357 \cdot 10^3$
Радиус конечной орбиты	R_2^1	м	$41396371 \cdot 10^3$
Приращение скорости при первом импульсе	$\Delta V_{n_1}^1$	м/с	2451,263
Потребное импульсное приращение скорости	ΔV_n^1	м/с	2451,263

1.1.2 Расчет параметров траектории полета

Для расчёта параметров траектории полёта примем следующие допущения:

- Земля принимается за сферическое тело и сила земного тяготения в любой точке орбиты направлена к центру Земли, ее величина определяется законом Ньютона, а воздействие тяги бортового двигателя двухступенчатого РБ носит импульсный характер;

- орбиты опорная, промежуточная и орбита Венеры являются круговыми и некомпланарными;

- за систему координат принимается оскулирующая система координат $Ox_\omega y_\omega z_\omega$ относительно прямоугольной системы координат (рисунок 1.3).

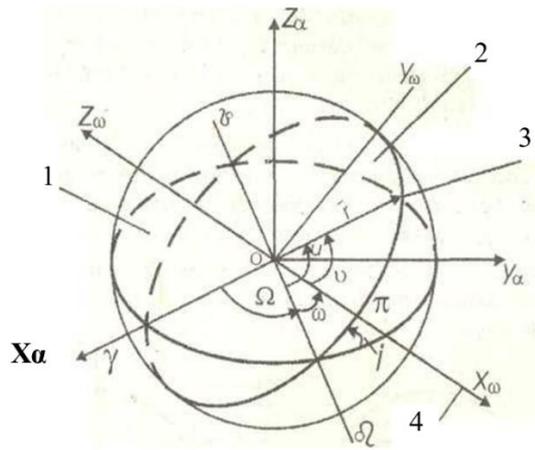


Рисунок 1.3 – Оскулирующая система координат $Ox_{\omega}y_{\omega}z_{\omega}$ относительно экваториальной инерциальной системы координат:

1 – плоскость экватора; 2 – плоскость орбиты РБ; 3 – положение двухступенчатого РБ на орбите; 4 – направление на точку перигея орбиты КА.

Определим положение ТКС в оскулирующих элементах оскулирующей системы координат:

$$\begin{cases} \frac{dP}{dt} = 2 \cdot r \cdot T \cdot \sqrt{\frac{P}{\mu}}, \\ \frac{d\Omega}{dt} = -r \cdot \frac{1}{\sqrt{\mu \cdot P}} \cdot \frac{\sin U}{\sin i} \cdot W, \\ \frac{di}{dt} = -r \cdot \frac{\cos U}{\sqrt{\mu \cdot P}} \cdot W, \end{cases} \quad (1.15)$$

$$\begin{cases} \frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{P}{\mu}} \cdot \left\{ \left[\left(1 + \frac{r}{P} \right) \cdot \cos v + \frac{e \cdot r}{P} \right] \cdot T + \sin v \cdot S \right\}, \\ \frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{P}{\mu}} \cdot \left\{ \left(1 + \frac{r}{P} \right) \cdot \frac{T \cdot \sin v}{e} - \frac{S \cdot \cos v}{e} + \frac{r \cdot \operatorname{ctgi} \cdot \sin U \cdot W}{P} \right\}, \\ \frac{dU}{dt} = \sqrt{\frac{\mu \cdot P}{r^2}}, \end{cases} \quad (1.16)$$

Определим положение двухступенчатого РБ на орбите:

$$V^2 = \frac{\mu}{P} \cdot (e^2 + 1) + 2 \cdot e \cdot \cos v \cdot \sqrt{\frac{\mu}{P}}. \quad (1.17)$$

Определим размер большой полуоси опорной орбиты:

$$2 \cdot a = r_\alpha + r_\pi, \quad (1.18)$$

$$a = \frac{6571 \cdot 10^3 + 6636 \cdot 10^3}{2} = 6603 \cdot 10^3 \text{ м.}$$

Период обращения промежуточного эллипса:

$$T = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} \cdot a^{\frac{3}{2}} = \frac{2 \cdot 3.14}{\sqrt{398602 \cdot 10^9}} \cdot (6603 \cdot 10^3)^{\frac{3}{2}} = 5337,057 \text{ м.} \quad (1.19)$$

Время полета до отделения первой ступени:

$$t \approx \frac{1}{2} \cdot T = 2668,529 \text{ с.} \quad (1.20)$$

Выбираем численный метод интегрирования уравнений оскулирующих элементов – методом Рунге-Кутты.

В процессе баллистического расчета разгонного блока были определены необходимые приращения скорости, необходимые для перевода ПГ с опорной орбиты 200 км на переходную к Венере орбиту $41,9 \cdot 10^6$ км. Рассчитали параметры траектории полета ($t, H, x, y, z, V_x, V_y, V_z$) – время, высота, координаты траектории, их производные и получили, что при $t = 2097500$ с $H = 41,9 \cdot 10^6$ км.

Вывод: в процессе баллистического расчета разгонного блока были определены необходимые приращения скорости, необходимые для перевода ПГ с кру-

говой орбиты 200 км на орбиту Венеры $41,39 \cdot 10^6$ км. Рассчитали параметры траектории полета ($t, H, x, y, z, V_x, V_y, V_z$) - время, высота, координаты траектории, их производные и получили, что при $t = 39970$ с $H = 41,39 \cdot 10^6$ км.

Из рассмотренных методов самым оптимальным является первый метод, при котором реализуется наименьшее приращение скорости $\Delta V_{\Pi} = 4293,9$ м/с, которое ведет к меньшей массе ракетного топлива и меньшей тяге ДУ.

1.2 Основные проектные параметры двухступенчатого РБ

1.2.1 Расчет основных проектных параметров

Основные проектные параметры двухступенчатого РБ являются группой независимых параметров (переменных) однозначно определяющих основные массовые, геометрические и энергетические характеристики двухступенчатого РБ. Количество независимых параметров, определяющих облик двухступенчатого РБ и влияющих на его летно-технические характеристики, достаточно велико и зависит, в общем случае, от типа двухступенчатого РБ.

Целью задачи выбора основных проектных параметров является нахождение такого их сочетания, которое обеспечивает выполнение основной задачи полета (выведения заданного полезного груза на орбиту цели с фиксированными параметрами), при наличии конечного числа ограничений (например, на габариты двухступенчатого РБ, тип используемых двигательных установок и пр.), и сообщает при этом экстремальное значение критерию совершенства двухступенчатого РБ.

Теперь, когда известна расчетная схема перехода со следующими характеристиками для первой и второй ступеней, определяем по формулам (1.15 – 1.22) потери на гравитацию и управление, а также время работы ДУ первой и второй ступеней:

$$\Delta V_{n1} = 980,148 \text{ м/с};$$

$$\Delta V_{n2} = 862,489 \text{ м/с};$$

$$\Delta V_{n3} = 2451,263 \text{ м/с}.$$

Поскольку задана масса полезного груза (прямая постановка задачи), решение параметрической (массовой) части задачи проектирования РБ будем проводить методом последовательных приближений.

В качестве нулевого приближения значения начальной тяговооруженности и значений коэффициентов модели массовых характеристик примем:

$$n_0 = 0,3;$$

$$a_{т.0} = 0,09;$$

$$\gamma_{ДУ} = 0,018;$$

$$\mu_{ПР} = 0,1.$$

Для первой ступени с компонентами топлива (Керосин+O₂) определим действительный удельный импульс ДУ РБ:

$$J_{уд}^Д = J_{уд}^* \phi_{УПР} \phi_{П}, \quad (1.21)$$

$$J_{уд}^* = J_{уд}^P + \frac{RT_K}{g_0 J_{уд}^P} \left(\frac{p_a}{p_K} \right)^{(k-1)/k}, \quad (1.22)$$

$$J_{уд}^P = 0,95J_{уд,СТ} + 206 + 0,76p_K - 0,0003p_K^2 - 70p_a + 2,54p_a^2. \quad (1.23)$$

Величины $J_{уд,СТ}$, R , T_K , k берем из таблицы характеристик жидких топлив.

[1, стр. 40]

Задаем давление в камере сгорания и на срезе сопла двигателя первой ступени:

$$p_a = 0,6 \text{ Н/см}^2;$$

$$p_K = 600 \text{ Н/см}^2.$$

Получаем:

$$\begin{aligned} J_{уд}^P &= 0,95 \cdot 2747 + 206 + 0,76 \cdot 600 - 0,0003 \cdot 600^2 - 70 \cdot 0,6 + 2,54 \cdot 0,6^2 = \\ &= 3122,564 \text{ м/с}, \end{aligned}$$

$$J_{уд}^* = 3122,564 + \frac{378 \cdot 3550}{9,81 \cdot 3122,564} (0,001)^{(1,21-1)/1,21} = 3135,773 \text{ м/с.}$$

Принимаем коэффициент потерь на управление $\varphi_{упр} = 0,99$.

Коэффициент потерь на подачу топлива:

$$\varphi_{п} = 0,985 - 0,0004 p_K^{0,6} = 0,985 - 0,0004 \cdot 600^{0,6} = 0,966. \quad (1.24)$$

Действительный удельный импульс ДУ РБ:

$$m_{пР}^I = 300 + 0,05 m_0^0 = 300 + 0,05 \cdot 10525,287 = 826,264 \text{ м/с.} \quad (1.25)$$

Определяем гравитационные потери скорости на первом активном участке первой ступени РБ:

$$\Delta V_{ГРАВ_1} = 0,0189 \frac{\mu}{(R_3 + H_\pi)^3} \cdot \Delta V_{ИМП_1} t_{Д1}^2 = 0,0189 \cdot \frac{398600}{(6371 + 200)^3} \times, \quad (1.26)$$

$$\times 980,148 \cdot 284,093^2 = 2,1 \text{ м/с.}$$

Затраты характеристической скорости на первом активном участке первой ступени:

$$\Delta V_{ХАР_1}^0 = \Delta V_{ИМП_1} + \Delta V_{ГРАВ_1}^0 = 980,148 + 2,1 = 982,248 \text{ м/с.} \quad (1.27)$$

Относительная конечная масса РБ в конце первого активного участка первой ступени:

$$\mu_{к1}^0 = \exp\left(-\frac{\Delta V_{ХАР_1}^0}{J_{уд1}^D}\right) = \exp\left(-\frac{982,248}{2998,865}\right) = 0.720694521. \quad (1.28)$$

Определяем гравитационные потери скорости на втором активном участке первой ступени РБ:

$$\Delta V_{\text{ГРАВ2}} = 0,0189 \frac{\mu}{(R_3 + H_\pi)^3} \cdot \Delta V_{\text{ИМП}_2} t_{\text{Д2}}^2 = 0,0189 \cdot \frac{398600}{(6371 + 5000)^3} \times \quad (1.29)$$

$$\times 862,489 \cdot 254,687^2 = 0,287 \text{ м/с.}$$

Затраты характеристической скорости на первом активном участке первой ступени:

$$\Delta V_{\text{ХАР2}}^0 = \Delta V_{\text{ИМП}_2} + \Delta V_{\text{ГРАВ2}}^0 = 862,489 + 0,287 = 862,776 \text{ м/с.} \quad (1.30)$$

Относительная конечная масса РБ в конце второго активного участка первой ступени:

$$\mu_{\text{К2}}^0 = \mu_{\text{К1}}^0 \cdot \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{ХАР2}}^0}{J_{\text{УД}}^{\text{Д}}}\right) = 0,7206 \cdot \exp\left(-\frac{862,776}{2998,865}\right) = 0,54051. \quad (1.31)$$

Приращение характеристической скорости первой ступени:

$$\Delta V_x = 982,248 + 862,489 = 1844,737 \text{ м/с.}$$

Расчет для второй ступени с компонентами топлива (НДМГ+АТ) проводится аналогично.

Результаты расчетов основных проектных параметров первой и второй ступеней РБ сводим в таблицу 1.2.

Таблица 1.2 – Результаты расчетов основных проектных параметров первой и второй ступеней РБ

Параметры	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Потери скорости на гравитацию при первом маневре первой ступени	ΔV_{g_1}	2,1	м/с

Продолжение таблицы 1.2

Потери скорости на гравитацию при втором маневре первой ступени	ΔV_{g_2}	0,287	м/с
Суммарное время работы ДУ первой ступени	t_{Σ}	538,78	с
Приращение характеристической скорости первой ступени	ΔV_x	1844,737	м/с
Потери скорости на гравитацию при первом маневре второй ступени	$\Delta V_{g_1}^1$	4,065	м/с
Суммарное время работы ДУ второй ступени	t_{Σ}^1	568,897	с
Приращение характеристической скорости второй ступени	ΔV_x^1	2455,328	м/с

1.2.2 Массово-энергетические характеристики двухступенчатого РБ

Поскольку задана масса полезного груза (прямая постановка задачи), решение параметрической (массовой) части задачи проектирования РБ будем проводить методом последовательных приближений.

Относительная масса полезного груза двухступенчатого РБ:

$$\begin{aligned} \mu_{ПГ}^0 &= [\mu_{к2}^0 (1 + a_{ТО}^0) - \gamma_{ДУ}^0 n_0^0 - \mu_{ПР}^0] \cdot [\mu_{к3}^0 (1 + a_{ТО}^0) - \gamma_{ДУ}^0 \Pi_0^0 - a_{ТО}^0 - \mu_{ПР}^0] = \\ &= (0,540 \cdot (1 + 0,09) - 0,018 \cdot 0,3 - 0,09 - 0,1) \times (0,44 \cdot (1 + 0,09 - 0,018 \cdot 0,3 - \\ &- 0,09 - 0,01) = 0,112. \end{aligned} \quad (1.32)$$

Стартовая масса двухступенчатого РБ:

$$m_0^0 = \frac{T_{ПГ}}{\mu_{ПГ}} = \frac{3000}{0,112231627} = 26730,433 \text{ кг.} \quad (1.33)$$

Стартовая масса второй ступени РБ:

$$m_{0II}^0 = \frac{3000}{0,285027849} = 10525,287 \text{ кг.}$$

Стартовая масса первой ступени РБ:

$$m_1^0 = 16205,146 \text{ кг.}$$

1.2.2.1 Первое приближение

Оптимальная начальная тяговооруженность РБ:

$$n_0^I = 0,04 \cdot \left\{ (1 + 0,03) \cdot J_{уд}^D \cdot \exp\left(-\frac{\Delta V_{импI}}{J_{уд}^D}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{импI}}{J_{уд}^D}\right)\right) \right\}^{0,4}, \quad (1.34)$$

$$\omega_{s1} = \sqrt{\frac{\mu_{ПЛ}}{(R_{ПЛ} + h_{orb})^3}} = \sqrt{\frac{398600}{(6371 + 200)^3}} = 0,001185. \quad (1.35)$$

Оптимальная начальная тяговооруженность первой ступени РБ:

$$n_{12}^I = 0,289.$$

Оптимальная начальная тяговооруженность второй ступени РБ:

$$n_{12}^I = 0,194.$$

Гравитационные потери скорости на первом активном участке первой ступени:

$$\begin{aligned} \Delta V_{ГРАВ1}^I &= 0,0189 \frac{\mu}{(R_3 + H_\pi)^3} \cdot \Delta V_{импI} t_{д1}^2 = 0,0189 \frac{398600}{(6371 + 200)^3} \times \\ &\times 980,148 \cdot 294,802^2 = 2,262 \text{ м/с}. \end{aligned} \quad (1.36)$$

Гравитационные потери скорости на втором активном участке первой ступени:

$$\Delta V_{ГРАВ2}^I = 0,0189 \frac{398600}{(6371 + 5000)^3} \cdot 862,489 \cdot 264,287^2 = 0,309 \text{ м/с}.$$

Гравитационные потери скорости на первом активном участке второй ступени:

$$\Delta V_{ГРАВ3}^I = 0,0189 \frac{398600}{(6371 + 5000)^3} \cdot 2451,263 \cdot 878,35^2 = 9,69 \text{ м/с}.$$

Полные затраты характеристической скорости на перелет:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\Sigma}^I &= \Delta V_{\text{ИМП1}} + \Delta V_{\text{ГРАВ1}}^I + \Delta V_{\text{ИМП2}} + \Delta V_{\text{ГРАВ2}}^I + \Delta V_{\text{ИМП3}} + \Delta V_{\text{ГРАВ3}}^I = \\ &= 980,14 + 2,262 + 862,48 + 0,30 + 2451,26 + 9,69 = 4306,16 \text{ м/с}. \end{aligned} \quad (1.37)$$

Относительная конечная масса первой ступени разгонного блока первого приближения:

$$\mu_{\text{К1}}^I = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma}^I}{J_{\text{УД}}^{\text{Д}}}\right) = 0,54047758. \quad (1.38)$$

Относительная конечная масса второй ступени разгонного блока первого приближения:

$$\mu_{\text{КII}}^I = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma}^I}{J_{\text{УД}}^{\text{Д}}}\right) = 0,439933025. \quad (1.39)$$

Суммарная масса топлива первой ступени разгонного блока первого приближения:

$$m_{\text{Т}\Sigma 1}^I = (1 - \mu_{\text{К1}}^I) m_0^0 = (1 - 0,54047758) \cdot 26730,433 = 12283,233 \text{ кг}. \quad (1.40)$$

Суммарная масса топлива второй ступени разгонного блока первого приближения:

$$m_{\text{Т}\Sigma 1}^I = (1 - \mu_{\text{КII}}^I) m_0^0 = (1 - 0,439933025) \cdot 10525,287 = 5894,866 \text{ кг}. \quad (1.41)$$

Суммарная тяга ДУ РБ:

$$P = n_0 \cdot m_0 \cdot g_0. \quad (1.42)$$

Суммарная тяга ДУ первой ступени РБ:

$$P^I = 0,289101985 \cdot 10525,287 \cdot 9,81 = 75809,926 \text{ Н.}$$

Суммарная тяга ДУ второй ступени РБ:

$$P^I = 0,194306506 \cdot 10525,287 \cdot 9,81 = 20062,742 \text{ Н.}$$

Масса топливного отсека первой ступени РБ:

$$m_{\text{ТО}}^I = \frac{1,71}{\rho_{\text{Т}}^{0,5}} \cdot T_{\text{Т}\Sigma} + 200 = \frac{1,71}{1075^{0,5}} \cdot 12283,233 + 200 = 840,626 \text{ кг.} \quad (1.43)$$

Масса топливного отсека второй ступени РБ:

$$m_{\text{ТО}}^I = 80,5 \frac{m_{\text{Т}\Sigma}}{\rho_{\text{Тср}}} + 20 = 80,5 \cdot \frac{5894,866}{1189} + 200 = 599,106 \text{ кг.} \quad (1.44)$$

Относительная масса топливного отсека первой ступени РБ:

$$a_{\text{Т.О}}^I = \frac{m_{\text{Т.О}}^I}{m_{\text{Т}\Sigma}^I} = \frac{840,626}{12283,233} = 0,077569471. \quad (1.45)$$

Относительная масса топливного отсека второй ступени РБ:

$$a_{\text{Т.О}}^I = \frac{m_{\text{Т.О}}^I}{m_{\text{Т}\Sigma}^I} = \frac{599,106}{12283,233} = 0,077569471. \quad (1.46)$$

Масса ДУ первой ступени РБ:

$$m_{\text{ДУ}}^I = 0,005P^{0,9} \cdot \left(\frac{P_{\text{К}}}{P_{\text{а}}} \right)^{0,3} = 0,005 \cdot 758,92^{0,9} \cdot 600^{-0,3} \cdot 1000^{0,3} = \\ = 143,6 \text{ кг.} \quad (1.47)$$

Масса ДУ второй ступени РБ:

$$m_{ДУ}^I = 0,005 \cdot 20062,742^{0,9} \cdot 992,985^{-0,3} \cdot 3863,755^{0,3} = 55,994 \text{ кг.}$$

Относительная масса ДУ первой ступени РБ:

$$\gamma_{ДУ}^I = \frac{m_{ДУ}^I g_0}{P^I} = \frac{143,641 \cdot 9,81}{75809,926} = 0,018587515. \quad (1.48)$$

Относительная масса ДУ второй ступени РБ:

$$\gamma_{ДУ}^I = \frac{55,994 \cdot 9,81}{20062,742} = 0,027379165.$$

Масса прочих систем первой ступени РБ:

$$m_{ПР}^I = 300 + 0,05m_0^0 = 300 + 0,05 \cdot 16205,146 = 1110,257 \text{ кг.} \quad (1.49)$$

Масса прочих систем второй ступени РБ:

$$m_{ПР}^I = 300 + 0,05 \cdot 10525,287 = 826,264 \text{ кг.}$$

Относительная масса прочих систем первой ступени РБ:

$$\mu_{ПР}^I = \frac{m_{ПР}^I}{m_0^0} = \frac{1110,257}{16205,146} = 0,068512619. \quad (1.50)$$

Относительная масса прочих систем второй ступени РБ:

$$\mu_{ПР}^I = \frac{826,264}{10525,287} = 0,078502752.$$

Относительная масса полезного груза двухступенчатого РБ:

$$\begin{aligned} \mu_{ПГ}^I &= [\mu_{К1}^I (1 + a_{ТО}^I) - \gamma_{ДУ}^I - a_{ТО}^I - \mu_{ПР}^I] \cdot [\mu_{К2}^I (1 + a_{ТО}^I) - \gamma_{ДУ}^I - a_{ТО}^I - \mu_{ПР}^I] = \\ &= [0,54 \cdot (1 + 0,077) - 0,018 \cdot 0,28 - 0,07 - 0,06] \cdot [0,43 \cdot (1 + 0,071) - 0,027 \times \\ &\times 0,19 - 0,07 - 0,078] = 0,43 \cdot 0,31 = 0,136. \end{aligned} \quad (1.51)$$

Стартовая масса двухступенчатого РБ:

$$m_0^I = \frac{T_{\text{ПГ}}}{\mu_{\text{ПГ}}} = \frac{3000}{0,136296072} = 22010,906 \text{ кг.} \quad (1.52)$$

Стартовая масса второй ступени РБ:

$$m_{0\text{II}}^I = \frac{3000}{0,316291364} = 9484,925 \text{ кг.}$$

Стартовая масса первой ступени РБ:

$$m_1^I = 12525,981 \text{ кг.}$$

1.2.2.2 Второе приближение

Оптимальная начальная тяговооруженность РБ:

$$n_0^{\text{II}} = 0,04 \cdot \left\{ (1 + 0,03) \cdot J_{\text{УД}}^{\text{Д}} \cdot \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{ИМП1}}}{J_{\text{УД}}^{\text{Д}}}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{ИМП1}}}{J_{\text{УД}}^{\text{Д}}}\right)\right) \right\}^{0,4}, \quad (1.53)$$

$$\omega_{s1}^{\text{II}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{ПЛ}}}{(R_{\text{ПЛ}} + h_{\text{опб}})^3}} = \sqrt{\frac{398600}{(6371 + 200)^3}} = 0,001185. \quad (1.54)$$

Оптимальная начальная тяговооруженность первой ступени РБ:

$$n_1^{\text{I}} = 0,279.$$

Оптимальная начальная тяговооруженность второй ступени РБ:

$$n_2^{\text{I}} = 0,190.$$

Гравитационные потери скорости на первом активном участке первой ступени:

$$\Delta V_{\text{ГРАВ1}}^{\text{II}} = 0,0189 \frac{\mu}{(R_3 + H_{\pi})^3} \cdot \Delta V_{\text{ИМП1}} t_{\text{Д1}}^2 = 0,0189 \frac{398600}{(6371 + 200)^3} \times \\ \times 980,148 \cdot 305,011^2 = 2,421 \text{ м/с.} \quad (1.55)$$

Гравитационные потери скорости на втором активном участке первой ступени:

$$\Delta V_{\text{ГРАВ2}}^{\text{II}} = 0,0189 \frac{398600}{(6371 + 5000)^3} \cdot 862,489 \cdot 273,439^2 = 0,33 \text{ м/с.}$$

Гравитационные потери скорости на первом активном участке второй ступени:

$$\Delta V_{\text{ГРАВ2}}^{\text{II}} = 0,0189 \frac{398600}{(6371 + 5000)^3} \cdot 2451,263 \cdot 894,914^2 = 10,059 \text{ м/с.}$$

Полные затраты характеристической скорости на перелет:

$$\Delta V_{\Sigma}^{\text{II}} = 980,148 + 2,421 + 862,489 + 0,33 + 2451,263 + 10,059 = 4306,71 \text{ м/с.}$$

Относительная конечная масса первой ступени разгонного блока второго приближения:

$$\mu_{\text{K1}}^{\text{II}} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma 1}^{\text{II}}}{J_{\text{YD1}}^{\text{D}}}\right) = 0,54044514. \quad (1.56)$$

Относительная конечная масса второй ступени разгонного блока второго приближения:

$$\mu_{\text{K2}}^{\text{II}} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma 2}^{\text{II}}}{J_{\text{YD2}}^{\text{D}}}\right) = 0,439878863. \quad (1.57)$$

Суммарная масса топлива первой ступени разгонного блока второго приближения:

$$m_{\text{T}\Sigma 1}^{\text{II}} = (1 - \mu_{\text{K1}}^{\text{II}}) m_{\text{O1}} = (1 - 0,54044) \cdot 22546,736 = 10361,462 \text{ кг.} \quad (1.58)$$

Суммарная масса топлива второй ступени разгонного блока второго приближения:

$$m_{T\Sigma 2}^{\text{II}} = (1 - 0,43987) \cdot 9586,619 = 5369,668 \text{ кг.}$$

Суммарная тяга ДУ первой ступени РБ:

$$P^{\text{II}} = n_0^{\text{II}} \cdot m_0 \cdot g_0 = 0,279425 \cdot 9586,619 \cdot 9,81 = 61804,380 \text{ Н.} \quad (1.59)$$

Суммарная тяга ДУ второй ступени РБ:

$$P^{\text{II}} = 0,190710079 \cdot 9586,619 \cdot 9,81 = 17935,278 \text{ Н.}$$

Масса топливного отсека первой ступени РБ:

$$T_{\text{ТО}}^{\text{I}} = \frac{1,71}{\rho_{\text{T}}^{0,5}} \cdot T_{\text{T}\Sigma} + 200 = \frac{1,71}{1075^{0,5}} \cdot 10361,462 + 200 = 740,397 \text{ кг.} \quad (1.60)$$

Масса топливного отсека второй ступени РБ:

$$m_{\text{ТО}}^{\text{II}} = 80,5 \frac{m_{\text{T}\Sigma}}{\rho_{\text{Tcp}}} + 20 = 80,5 \cdot \frac{5369,668}{1189} + 20 = 383,548 \text{ кг.} \quad (1.61)$$

Относительная масса топливного отсека первой ступени РБ:

$$a_{\text{T.O}}^{\text{II}} = \frac{m_{\text{T.O}}^{\text{II}}}{m_{\text{T}\Sigma}^{\text{II}}} = \frac{740,397}{5955,885} = 0,078241772. \quad (1.62)$$

Относительная масса топливного отсека второй ступени РБ:

$$a_{\text{T.O}}^{\text{II}} = \frac{m_{\text{T.O}}^{\text{II}}}{m_{\text{T}\Sigma}^{\text{II}}} = \frac{383,548}{5369,668} = 0,071428624. \quad (1.63)$$

Масса ДУ первой ступени РБ:

$$m_{\text{ДУ}}^{\text{II}} = 0,005P^{0,9} \left(\frac{P_{\text{к}}}{P_{\text{а}}} \right)^{0,3} = 0,005 \cdot 61804,38^{0,9} \cdot 600^{-0,3} \cdot 1000^{0,3} =$$

$$= 119,52 \text{ кг.} \quad (1.64)$$

Масса ДУ второй ступени РБ:

$$m_{\text{ДУ}}^{\text{II}} = 0,005 \cdot 17935,278^{0,9} \cdot 992,985^{-0,3} \cdot 3863,755^{0,3} = 50,621 \text{ кг.}$$

Относительная масса ДУ первой ступени РБ:

$$\gamma_{\text{ДУ}}^{\text{II}} = \frac{m_{\text{ДУ}}^{\text{II}} g_0}{P^{\text{I}}} = \frac{119,52 \cdot 9,81}{61804,386} = 0,018971003. \quad (1.65)$$

Относительная масса ДУ второй ступени РБ:

$$\gamma_{\text{ДУ}}^{\text{II}} = \frac{m_{\text{ДУ}}^{\text{II}} g_0}{P^{\text{II}}} = \frac{50,621 \cdot 9,81}{17935,278} = 0,027688001. \quad (1.66)$$

Масса прочих систем первой ступени РБ:

$$m_{\text{ПР}}^{\text{II}} = 300 + 0,05m_0 = 300 + 0,05 \cdot 12960,117 = 948,006 \text{ кг.} \quad (1.67)$$

Масса прочих систем второй ступени РБ:

$$m_{\text{ПР}}^{\text{II}} = 300 + 0,05 \cdot 9586,619 = 779,331 \text{ кг.}$$

Относительная масса прочих систем первой ступени РБ:

$$\mu_{\text{ПР}}^{\text{II}} = \frac{m_{\text{ПР}}^{\text{II}}}{m_0} = \frac{948,006}{12960,117} = 0,07314795. \quad (1.68)$$

Относительная масса прочих систем второй ступени РБ:

$$\mu_{\text{ПР}}^{\text{II}} = \frac{779,331}{9586,619} = 0,081293623.$$

Относительная масса полезного груза двухступенчатого РБ:

$$\begin{aligned} \mu_{\text{ПГ}}^{\text{II}} &= [\mu_{\text{К1}}^{\text{II}} (1 + a_{\text{ТО}}^{\text{II}}) - \gamma_{\text{ДУ}}^{\text{II}} - a_{\text{ТО}}^{\text{II}} - \mu_{\text{ПР}}^{\text{II}}] \cdot [\mu_{\text{К2}}^{\text{II}} (1 + a_{\text{ТО}}^{\text{II}}) - \gamma_{\text{ДУ}}^{\text{II}} - a_{\text{ТО}}^{\text{II}} - \mu_{\text{ПР}}^{\text{II}}] = \\ &= [0,54 \cdot (1 + 0,078) - 0,018 \cdot 0,27 - 0,07 - 0,073] \times [0,43 \cdot (1 + 0,071) - 0,02 \times \\ &\times 0,19 - 0,071 - 0,08] = 0,42 \cdot 0,31 = 0,133. \end{aligned} \quad (1.69)$$

Стартовая масса двухступенчатого РБ:

$$m_0^{\text{II}} = \frac{T_{\text{ПГ}}}{\mu_{\text{ПГ}}^{\text{II}}} = \frac{3000}{0,133476645} = 22475,842 \text{ кг}. \quad (1.70)$$

Стартовая масса второй ступени РБ:

$$m_{0\text{II}}^{\text{II}} = \frac{3000}{0,313296177} = 9575,604 \text{ кг}.$$

Стартовая масса первой ступени РБ:

$$m_{\text{I}}^{\text{II}} = 12900,238 \text{ кг},$$

$$m_0^{\text{II}} = 22475,842 \text{ кг, отличие от } m_0^{\text{I}} \text{ составляет } 0,31\% < 1.$$

Рабочий запас горючего определяется:

$$m_{\text{Г}} = \frac{m_{\text{рм}}}{(K + 1)}, \quad (1.71)$$

Рабочий запас горючего первой ступени:

$$m_{\text{Г1}} = \frac{5955,885}{(2,9 + 1)} = 1527,15 \text{ кг}.$$

Рабочий запас горючего второй ступени:

$$m_{r2} = \frac{5369,668}{(2,8 + 1)} = 1413,071 \text{ кг.}$$

Рабочий запас окислителя определяется:

$$m_{ок} = \frac{m_{pm}}{(K + 1)}. \quad (1.72)$$

Рабочий запас окислителя первой ступени:

$$m_{ок2} = \frac{5955,885 \cdot 2,9}{(2,9 + 1)} = 4428,735 \text{ кг.}$$

Рабочий запас окислителя второй ступени:

$$m_{ок2} = \frac{5369,668 \cdot 2,8}{(2,8 + 1)} = 3965,597 \text{ кг.}$$

Потери скорости на управление j -м вектором тяги ДУ первой и второй ступенях определяется:

$$\Delta V_{упр.j} = 0,01(\Delta V_{gj} + \Delta V_{nj}). \quad (1.73)$$

Потери скорости на управление вектором тяги ДУ первой ступени при первом маневре будут равны:

$$\Delta V_{упр.1} = 0,01(2,421 + 980,148) = 9,826 \text{ м/с.}$$

Потери скорости на управление вторым вектором тяги ДУ первой ступени при втором маневре будут равны:

$$\Delta V_{упр.1}^1 = 0,01(10,059 + 2451,263) = 24,61 \text{ м/с.}$$

Значение приращения характеристической скорости первой и второй ступеней определяется по формуле:

$$\Delta V_x = \sum_{j=1}^d \Delta V_n + \sum_{j=1}^d \Delta V_g + \sum_{j=1}^d \Delta V_{упр} = 2451,2 + 10,05 + 24,6 = 2485,9 \text{ м/с.} \quad (1.74)$$

Относительная конечная масса первой ступени разгонного блока:

$$\mu_{K1} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma}}{J_{уд}^D}\right) = 0,547129635. \quad (1.75)$$

Относительная конечная масса второй ступени разгонного блока:

$$\mu_{K2} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\Sigma}}{J_{уд}^D}\right) = 0,446281594. \quad (1.76)$$

Суммарная тяга ДУ первой ступени РБ:

$$P_1 = 0,279425869 \cdot 22475,842 \cdot 9,81 = 61610,0538 \text{ Н.}$$

Суммарная тяга ДУ второй ступени РБ:

$$P_2 = 0,190710079 \cdot 9575,604 \cdot 9,81 = 17914,671 \text{ Н.}$$

Масса остатков ракетного топлива первой ступени:

$$m_{ост1} = 0,015 \cdot m_{pm}, \quad (1.77)$$

$$m_{ост1} = 0,015 \cdot 10361,462 = 155,437 \text{ кг.}$$

Масса остатков ракетного топлива второй ступени:

$$m_{ост2} = 0,015 \cdot 5369,668 = 80,545 \text{ кг.}$$

Масса испарившегося рабочего тела первой ступени:

$$m_{исп1} = 0,01 \cdot 10361,462 = 103,615 \text{ кг.}$$

Масса ракетного топлива первой ступени, затраченного на достартовые выбросы:

$$m_{т.выбл.} = 0,8 \cdot \frac{P}{I_{уд}} = 0,8 \cdot \frac{61610,0538}{2998,865} = 16,436 \text{ кг.} \quad (1.78)$$

Масса ракетного топлива второй ступени, затраченного на достартовые выбросы:

$$m_{\text{т.выб2.}} = 0,8 \cdot \frac{17914,671}{2997,022} = 4,782 \text{ кг.}$$

Секундный расход топлива первой ступени:

$$m_1 = \frac{m_0 - m_k - m_{\text{т.выб.}}}{t} = \frac{12900,238 - 7058,103 - 16,436}{578,45} = 10,071 \text{ кг/с.} \quad (1.79)$$

Секундный расход топлива второй ступени:

$$m_2 = \frac{9575,604 - 4273,416 - 4,782}{894,914} = 5,919 \text{ кг/с.}$$

Масса гарантийного запаса топлива первой ступени:

$$m_{\text{т.з1}} = 1,5 \cdot m = 1,5 \cdot 10,071 = 15,107 \text{ кг.} \quad (1.80)$$

Масса гарантийного запаса топлива второй ступени:

$$m_{\text{т.з2}} = 1,5 \cdot 5,919 = 8,879 \text{ кг.}$$

Суммарная масса топлива, заправляемого в баки первой ступени РБ:

$$m_{\text{т}\Sigma 1} = m_{\text{т.р}} + m_{\text{т.в}} + m_{\text{т.ост}} + m_{\text{исп}} = 10361,462 + 16,436 + 155,437 + 103,615 = 10636,95 \text{ кг.} \quad (1.81)$$

Суммарная масса топлива, заправляемого в баки второй ступени РБ:

$$m_{\text{т}\Sigma 2} = 5369,668 + 4,782 + 80,545 = 5454,995 \text{ кг.}$$

Рабочий запас горючего первой ступени:

$$m_{\text{р1}} = \frac{10636,95}{2,9 + 1} = 2727,423 \text{ кг.}$$

Рабочий запас горючего второй ступени:

$$m_{r2} = \frac{5454,995}{2,8+1} = 1435,525 \text{ кг.}$$

Рабочий запас окислителя первой ступени:

$$m_{r1} = \frac{10636,95 \cdot 2,9}{2,9+1} = 7909,527 \text{ кг.}$$

Рабочий запас окислителя второй ступени:

$$m_{r2} = \frac{5454,995 \cdot 2,8}{2,8+1} = 4019,47 \text{ кг.}$$

Объемы компонентов топлива:

$$V_{ок1} = \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}}, \quad (1.82)$$

$$V_{ок1} = \frac{7909,527}{1144} = 6,914 \text{ м}^3,$$

$$V_{ок1} = \frac{4019,47}{1450} = 2,772 \text{ м}^3,$$

$$V_{r1} = \frac{2727,423}{820} = 3,326 \text{ м}^3,$$

$$V_{r2} = \frac{1435,525}{785} = 1,829 \text{ м}^3.$$

Масса топлива, необходимая для наддува баков газифицированными компонентами топлива, определится по формуле:

$$m_{тн} = \left(\frac{p_H \cdot V_б}{R \cdot T_б} \right)_{ок} + \left(\frac{p_H \cdot V_б}{R \cdot T_б} \right)_r, \quad (1.83)$$

$$m_{тн1} = \left(\frac{3,5 \cdot 10^5 \cdot 6,914}{288 \cdot 70} \right)_{ок} + \left(\frac{3,5 \cdot 10^5 \cdot 3,326}{288 \cdot 253} \right)_r = 136,011 \text{ кг,}$$

$$m_{\text{тн1}} = \left(\frac{3,5 \cdot 10^5 \cdot 2,772}{288 \cdot 70} \right)_{\text{ок}} + \left(\frac{3,5 \cdot 10^5 \cdot 1,829}{288 \cdot 253} \right)_{\text{Г}} = 56,911 \text{ кг.}$$

Масса достартовых потерь топлива определяется как масса испарившегося топлива и масса выброса топлива в процессе захолаживания и запуск ЖРД.

Достартовый расход топлива:

$$m_{\text{д.р.т1}} = m_{\text{исп}} + m_{\text{т.выб.}} = 103,615 + 16,436 = 120,051 \text{ кг} \quad (1.84)$$

Суммарная масса ракетного топлива вместе с топливом для наддува:

$$m_{\text{рт}\Sigma 1} = 10636,95 + 136,011 = 10772,961 \text{ кг,}$$

$$m_{\text{рт}\Sigma 2} = 5454,995 + 56,911 = 5511,906 \text{ кг.}$$

1.2.3 Массы составляющих РБ элементов

Масса топливного отсека при использовании кислорода и керосина будет равна:

$$m_{\text{то}} = \frac{1,71}{\rho_{\text{т}}^{0,5}} m_{\text{т}\Sigma} + 200 = \frac{1,71}{1075^{0,5}} \cdot 10772,961 + 200 = 761,859 \text{ кг.} \quad (1.85)$$

Масса топливного отсека при использовании АТ и НДМГ будет равна:

$$m_{\text{то}} = 80,5 \frac{5511,906}{1189} + 200 = 573,859 \text{ кг.}$$

Относительная масса топливного отсека:

$$a_{\text{то}} = \frac{m_{\text{мо}} + m_{\text{осм}} + m_{\text{Г.з}} + m_{\text{мн}}}{m_{\text{рм}}}, \quad (1.86)$$

$$a_{\text{тол}} = \frac{761,859 + 155,437 + 15,107 + 136,011}{10772,961} = 0,183377027,$$

$$a_{\text{то2}} = \frac{573,178 + 80,545 + 8,879 + 56,911}{5511,906} = 0,193720876.$$

Масса системы управления полетом РБ:

$$m_{\text{cy}} = m_{\text{ann}} + m_{\text{cuo}}, \quad (1.87)$$

$$m_{\text{cy1}} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 12900,238 \cdot 2 = 787,989 \text{ кг},$$

$$m_{\text{cy2}} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 9575,604 \cdot 1 = 757,811 \text{ кг}.$$

Масса ДУ:

$$m_{\text{ду}} = n \cdot m_{\text{дв}} + m_{\text{рам}} + m_{\text{рул}} + m_{\text{пр.ДУ}}. \quad (1.88)$$

Масса одного сухого двигателя:

$$m_{\text{дв}} = 0,005 \cdot P^{0,9} \cdot p_a^{-0,3}, \quad (1.89)$$

$$m_{\text{дв1}} = 0,005 \cdot 61610,0538^{0,9} \cdot 0,257^{-0,3} = 153,701 \text{ кг},$$

$$m_{\text{дв2}} = 0,005 \cdot 17914,671^{0,9} \cdot 0,257^{-0,3} = 50,568 \text{ кг}.$$

Масса рамы ДУ с теплозащитным экраном:

$$m_{\text{рам}} = 0,1 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (1.90)$$

$$m_{\text{рам1}} = 0,1 \cdot 153,701 = 15,37 \text{ кг},$$

$$m_{\text{рам2}} = 0,1 \cdot 50,568 = 5,057 \text{ кг}.$$

Масса рулевых двигателей:

$$m_{\text{рул1}} = 0,15 \cdot 153,701 = 23,055 \text{ кг},$$

$$m_{\text{рул2}} = 0,15 \cdot 50,568 = 7,585 \text{ кг}.$$

Масса прочих неучтенных элементов:

$$m_{\text{пр,ДУ}} = 0,08 \cdot m_{\text{дв}}, \quad (1.91)$$

$$m_{\text{пр,ДУ1}} = 0,08 \cdot 153,701 = 12,296 \text{ кг},$$

$$m_{\text{пр,ДУ2}} = 0,08 \cdot 50,568 = 4,045 \text{ кг}.$$

Теперь, когда известны значения всех составляющих, находим значение $m_{\text{ДУ}}$:

$$m_{\text{ДУ1}} = 1 \cdot 153,701 + 15,37 + 23,055 + 12,296 = 204,422 \text{ кг},$$

$$m_{\text{ДУ2}} = 1 \cdot 50,568 + 5,057 + 7,585 + 4,045 = 67,255 \text{ кг}.$$

Относительная масса ДУ:

$$\gamma_{\text{ДУ}} = \frac{m_{\text{ДУ}} \cdot g_0}{P}, \quad (1.92)$$

$$\gamma_{\text{ДУ1}} = \frac{204,422 \cdot 9,81}{61610,0538} = 0,032549554,$$

$$\gamma_{\text{ДУ2}} = \frac{67,255 \cdot 9,81}{17914,671} = 0,036978728.$$

Масса прочих неучтенных систем и агрегатов РБ:

$$m_{\text{пр}} = 0,09(m_{\text{мо}} + m_{\text{ДУ}} + m_{\text{СУ}}), \quad (1.93)$$

$$m_{\text{пр1}} = 0,09(761,859 + 204,422 + 787,989) = 157,884 \text{ кг},$$

$$m_{\text{пр2}} = 0,09(573,178 + 67,255 + 757,811) = 125,842 \text{ [кг]}.$$

Относительная масса прочих неучтенных систем и агрегатов:

$$\mu_{\sigma 1} = \frac{m_{\text{пр}}}{m_0 - m_{\text{ПН}}}, \quad (1.94)$$

$$\mu_{\sigma 1} = \frac{157,884}{22475,842 - 12575,604} = 0,017763714,$$

$$\mu_{\sigma 2} = \frac{125,842}{9575,604 - 3000} = 0,024139683.$$

Относительная масса полезного груза двухступенчатого РБ:

$$\mu_{\text{ПГ}} = [0,54 \cdot (1 + 0,18) - 0,032 \cdot 0,27 - 0,18 - 0,017] \cdot [0,44 \cdot (1 + 0,19) - 0,036 \times \\ \times 0,19 - 0,19 - 0,024] = 0,43 \cdot 0,30 = 0,13,$$

$$m_{\text{ПН}} = m_0 \cdot \mu_{\text{ПГ}} = 22475,842 \cdot 0,13458632 = 3024,948 \text{ кг}. \quad (1.95)$$

Результаты расчетов сводим в таблицу 1.3.

По полученным данным можно сделать вывод, что данный двухступенчатый разгонный блок способен вывести на переходную к Венере орбиту полезную нагрузку массой 3024,948 кг, следовательно, с поставленной задачей, вывести на данную орбиту полезную нагрузку массой 3000 кг, разгонный блок справится.

Таблица 1.3 – Оптимальная массово-энергетическая сводка

Параметры	Обозначение	Значение	Единицы измерения
Первая ступень			
Относительная конечная масса	μ_k	0,547129635	
Масса запаса рабочего тела	$m_{\text{рм}}$	10361,462	кг
Объем окислителя	$V_{\text{ок}}$	6,914	м ³
Объем горючего	V_z	3,326	м ³
Суммарная масса ракетного топлива	$m_{\text{рм}\Sigma}$	10772,961	кг
Масса топливного отсека	$m_{\text{то}}$	761,859	кг
Масса системы управления	$m_{\text{СУ}}$	787,989	кг
Масса двигательной установки	$m_{\text{ДУ}}$	204,422	кг
Стартовая масса РБ	$m_{\text{РБ}}$	12900,238	кг

Вторая ступень			
Относительная конечная масса	μ_k	0,446281594	
Масса запаса рабочего тела	m_{pm}	5369,668	кг
Объем окислителя	$V_{ок}$	2,772	м ³
Объем горючего	V_g	1,829	м ³
Суммарная масса ракетного топлива	$m_{pm\Sigma}$	5511,906	кг
Масса топливного отсека	m_{mo}	573,178	кг
Масса системы управления	m_{cy}	757,811	кг
Масса двигательной установки	$m_{ду}$	67,255	кг
Стартовая масса РБ	$m_{РБ}$	9575,604	кг

1.3 Расчет на прочность

1.3.1 Выбор материала

В конструкциях РБ применяются алюминиевые, магниевые сплавы, специальные титановые сплавы, бериллиевые сплавы и стали высокой прочности. Правильный выбор материалов может существенно улучшить характеристики изделия и экономичность в производстве. Выбор материалов является важным процессом в создании совершенной конструкции: применяемый материал должен обеспечивать наибольшую экономию массы. Кроме того, приходится учитывать такие факторы, как коррозионная стойкость, жаростойкость, стоимость, наличие материалов, технологические свойства, способность материала подвергаться штамповке, сварке, механической обработке.

Алюминиевые сплавы практически не теряют своих механических свойств, поэтому целесообразно в качестве материала для бака применить сплав АМг-6, как наиболее используемый в ракетостроении. Другим технологическим преимуществом сплава АМг-6 является то, что он обладает хорошей свариваемостью. Отношение пределов прочности сварного шва и основного металла, находящегося в отожженном состоянии, равно 0,9–0,95, а в отдельных случаях

достигает единицы. Сварные соединения деталей из сплава АМгб не требуют последующей термообработки, поскольку все структурные превращения в металле сварного шва заканчиваются в процессе остывания сваренных деталей.

Важнейшим требованием, предъявляемым, к материалу является обеспечение наибольшей экономии массы. При выборе материала конструкции сложных форм не всегда легко определить его весовую эффективность, тем более невозможно установить какой-то единый критерий весовой эффективности материала, общий для любого случая, который может встретиться при проектировании. Различным будут критерии для конструкций, работающих на прочность и устойчивость. Наиболее просто решается вопрос о весовой эффективности материала для деталей с простыми схемами нагружения.

1.3.2 Объемно-геометрические характеристики двухступенчатого РБ

Объемы компонентов топлива:

$$V_{\text{ок}} = \frac{m_{\text{ок}}}{\rho_{\text{ок}}}, \quad (1.96)$$

$$V_{\text{ок1}} = \frac{7909,527}{1144} = 6,914 \text{ м}^3,$$

$$V_{\text{ок2}} = \frac{4019,47}{1450} = 2,772 \text{ м}^3,$$

$$V_{\text{г1}} = \frac{2727,423}{820} = 3,326 \text{ м}^3,$$

$$V_{\text{г2}} = \frac{1435,525}{785} = 1,829 \text{ м}^3.$$

1.3.2.1 Объемно-геометрические характеристики бака окислителя первой ступени двухступенчатого РБ

Бак окислителя имеет сферическую форму.

Объем, занимаемый внутрибаковой арматурой:

$$V_{\text{арм.ок}} = 0,005 \cdot V_{\text{ок}} = 0,005 \cdot 6,914 = 0,035 \text{ м}^3. \quad (1.97)$$

Объем газовой подушки окислителя:

$$V_{Г.П.Ок} = 0,05 \cdot 6,914 = 0,346 \text{ м}^3.$$

Суммарный объем бака окислителя:

$$V_{Б.Ок} = 6,914 + 0,035 + 0,346 = 7,295 \text{ м}^3.$$

Объем сферы:

$$V_{сф} = \frac{4}{3} \pi R^3. \quad (1.98)$$

Радиус бака окислителя равен:

$$R = \left(\frac{3V}{4\pi} \right)^{1/3} = \left(\frac{3 \cdot 7,295}{4 \cdot 3,14} \right)^{1/3} = 1,203 \text{ м}. \quad (1.99)$$

1.3.2.2 Объемно-геометрические характеристики бака горючего первой ступени двухступенчатого РБ

Бак горючего имеет форму тора.

Объем, занимаемый внутрибаковой арматурой:

$$V_{арм.г} = 0,005 \cdot 3,326 = 0,017 \text{ м}^3.$$

Объем газовой подушки горючего:

$$V_{Г.П.г} = 0,05 \cdot 3,326 = 0,166 \text{ м}^3.$$

Суммарный объем бака горючего:

$$V_{Б.г} = 3,326 + 0,017 + 0,166 = 3,509 \text{ м}^3.$$

Объем тора:

$$V = \frac{\pi^2 D_{сеп} d^2}{4} = 3,509 \text{ м}^3. \quad (1.100)$$

Диаметр осевой линии тора:

$$D_{\text{осев}} = \frac{4V}{\pi^2 d^2} = \frac{4 \cdot 3,509}{3,14^2 \cdot 1^2} = 1,424 \text{ м.} \quad (1.101)$$

Внешний диаметр тора:

$$D = 1 + 1,424 = 2,424 \text{ м.}$$

1.3.2.3 Объемно-геометрические характеристики бака окислителя второй ступени двухступенчатого РБ

Объем окислителя:

$$\frac{V_{\text{ок}}}{2} = \frac{2,772}{2} = 1,386 \text{ м}^3. \quad (1.102)$$

Объем газовой подушки окислителя:

$$V_{\text{Г.П.Ок}} = 0,02 \cdot 1,386 = 0,028 \text{ м}^3.$$

Суммарный объем бака окислителя:

$$V_{\text{Б.Ок}} = 1,386 + 0,007 + 0,028 = 1,421 \text{ м}^3.$$

Объем сферы:

$$V_{\text{сф}} = \frac{4}{3} \pi R^3. \quad (1.103)$$

Радиус бака окислителя равен:

$$R = \left(\frac{3 \cdot 1,421}{4 \cdot 3,14} \right)^{1/3} = 0,698 \text{ м.}$$

1.3.4 Прочностные расчеты элементов конструкции двухступенчатого РБ первой и второй ступеней

1.3.4.1 Расчет бака окислителя первой ступени на прочность

Рассмотрим бак, представляющий собой сферическую емкость из алюминиевого сплава.

Расчет верхнего днища.

Для расчета окружного усилия принимается формула:

$$N_t = \frac{p_0 \cdot R}{2} = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2} = 601,5 \text{ кН/м.} \quad (1.104)$$

Для расчета толщины днища принимается формула:

$$m_{Ду}^I = 0,005P^{0,9} p_K^{-0,3} \left(\frac{p_K}{p_a} \right)^{0,3} = 0,005 \cdot 35970^{0,9} \cdot 950^{-0,3} \cdot \frac{950^{0,3}}{0,27} = 94,69 \text{ кг.} \quad (1.105)$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{1,5 \cdot 1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} = 2,654 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Для расчета действительного напряжения принимается формула:

$$\sigma_d = \frac{N_t \cdot f}{\delta_d} = \frac{601,5 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{3 \cdot 10^{-3}} = 300,75 \text{ МПа.} \quad (1.106)$$

Верхнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

Расчет нижнего днища.

Окружное усилие при $\theta = 45^\circ$:

$$N_t = \frac{p_0 \cdot R}{2} + n_x \cdot \gamma \cdot H \cdot \frac{R}{2} \left[1 + \frac{R}{H} (2 - \cos \theta) \right] = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2} + 6 \cdot 11222,64 \times \\ \times 2,214 \cdot \frac{1,203}{2} \left[1 + \frac{1,203}{2,214} (2 - \cos 45^\circ) \right] = 654,168 \text{ кН/м.} \quad (1.107)$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{f \cdot p_0 \cdot R}{2 \cdot \sigma_B} = \frac{1,5 \cdot 1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} = 2,654 \cdot 10^{-3} \text{ м.} \quad (1.108)$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительное напряжение:

$$\sigma_d = \frac{654,168 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{3 \cdot 10^{-3}} = 327,084 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = 340 / 327,084 = 1,039.$$

Нижнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

Рассмотрим бак, представляющий собой сферическую емкость из углеродистого железа.

Расчет верхнего днища.

Для расчета окружного усилия принимается формула:

$$N_t = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2} = 601,5 \text{ кН/м.}$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{1,5 \cdot 1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2 \cdot 1600 \cdot 10^6} = 0,564 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Для расчета действительного напряжения принимается формула:

$$\sigma_d = \frac{601,5 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{1 \cdot 10^{-3}} = 902,25 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = 1600 / 902,25 = 1,773.$$

Верхнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

Расчет нижнего днища.

Окружное усилие при $\theta = 45^\circ$:

$$N_t = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2} + 6 \cdot 11222,64 \cdot 2,214 \cdot \frac{1,203}{2} \cdot \left[1 + \frac{1,203}{2,214} (2 - \cos 45^\circ) \right] =$$

$$= 654,168 \text{ кН/м.}$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{1,5 \cdot 1 \cdot 10^6 \cdot 1,203}{2 \cdot 1600 \cdot 10^6} = 0,564 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительное напряжение:

$$\sigma_d = \frac{654,168 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{1 \cdot 10^{-3}} = 981,252 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = 1600 / 981,252 = 1,631.$$

Нижнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

1.3.4.2 Расчет бака горючего первой ступени на прочность

Расчет верхнего днища

Для расчета окружного усилия принимается формула:

$$N_t = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 0,712}{2} = 356 \text{ кН/м.}$$

Толщина днища:

$$\delta_p = \frac{f \cdot p_0 \cdot R}{2 \cdot \sigma_B} - \frac{r - \frac{R}{2}}{r - R}. \quad (1.109)$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{1,5 \cdot 10^6 \cdot 0,712}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} - \frac{0,5 - \frac{0,712}{2}}{0,5 - 0,712} = 1,68 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Для расчета действительного напряжения принимается формула:

$$\sigma_d = \frac{356 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{2 \cdot 10^{-3}} = 267 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = \frac{340}{267} = 1,273.$$

Верхнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

Рассчитаем нижнее днище.

Окружное усилие:

$$N_t = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 0,712}{2} + 6 \cdot 8044,2 \cdot 0,92 \cdot \frac{0,712}{2} \cdot \left[1 + \frac{0,712}{0,92} \cdot (2 - 0,712) \right] =$$
$$= 387,915 \text{ кН/м.}$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{1,5 \cdot 10^6 \cdot 0,712}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} - \frac{0,5 - \frac{0,712}{2}}{0,5 - 0,712} = 1,682 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Для расчета действительного напряжения принимается формула:

$$\sigma_d = \frac{387,915 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{2 \cdot 10^{-3}} = 290,936 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = 340 / 290,936 = 1,169.$$

Нижнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

1.3.4.3 Расчет бака окислителя второй ступени на прочность

Бак окислителя представляет собой сферу из сплава из алюминия АМг-6М.

Расчет верхнего днища.

Для расчета окружного усилия принимается формула:

$$N_t = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 0,698}{2} = 349 \text{ кН/м.}$$

Расчетная толщина:

$$\delta_p = \frac{1,5 \cdot 1 \cdot 10^6 \cdot 0,698}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} = 1,54 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Для расчета действительного напряжения принимается формула:

$$\sigma_d = \frac{349 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{2 \cdot 10^{-3}} = 261,75 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = 340 / 261,75 = 1,299.$$

Верхнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

Расчет нижнего днища.

Окружное усилие при $\theta = 45^\circ$:

$$N_t = \frac{1 \cdot 10^6 \cdot 0,698}{2} + 6 \cdot 14224,5 \cdot 1,284 \cdot \frac{0,698}{2} \left[1 + \frac{0,698}{1,284} (2 - \cos 45^\circ) \right] =$$

$$= 414,126 \text{ кН/м.}$$

Действительная толщина:

$$\delta_d = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Действительное напряжение:

$$\sigma_{\text{д}} = \frac{414,126 \cdot 10^3 \cdot 1,5}{2 \cdot 10^{-3}} = 310,595 \text{ МПа.}$$

Рассчитываем коэффициент запаса прочности:

$$\eta = 340 / 310,595 = 1,1.$$

Нижнее днище удовлетворяет требованиям прочности, т.к. $\eta > 1$, следовательно, конструкция обеспечивает требуемую несущую способность.

1.3.5 Расчет фермы крепления переходного отсека на прочность

Основными конструктивными элементами ферм независимо от ее схемы являются стержни и узлы соединения стержней.

Очевидно, из условия равнопрочности сечение стоек выгодно подобрать так, чтобы напряжения, соответствующие общей потере устойчивости $\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}}$, и местные критические напряжения $\sigma_{\text{кр}}^{\text{м}}$ были равны напряжениям $\sigma^{\text{р}}$, возникающим в стойке от заданного усилия $S^{\text{р}}$, т.е.

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{м}} = \sigma^{\text{р}}. \quad (1.110)$$

Критические напряжения общей потери устойчивости определяются по формуле Эйлера:

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}} = \frac{c_1 \cdot \pi \cdot E \cdot R^2}{2 \cdot l^2} = \sigma^{\text{р}}. \quad (1.111)$$

Разрешая равенство (1.113) относительно R^2 , получим

$$R^2 = \frac{2 \cdot l^2 \cdot \sigma^{\text{р}}}{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E}. \quad (1.112)$$

Осевые сжимающие напряжения местной устойчивости можно оценить по формуле, соответствующей потере устойчивости цилиндрической оболочки:

$$\sigma_{кр}^м = \frac{k \cdot E \cdot \delta}{R} = \sigma^p, \quad (1.113)$$

Откуда

$$\delta = \frac{\sigma^p \cdot R}{k \cdot E}. \quad (1.114)$$

Подставляя соотношения (1.115) и (1.116) в выражение для расчетного напряжения, получим:

$$\sigma^p = \frac{S^p}{F} = \frac{S^p \cdot k \cdot E^2 \cdot c_1 \cdot \pi}{4 \cdot l^2 \cdot (\sigma^p)^2}. \quad (1.115)$$

После несложных преобразований найдем величину расчетных напряжений в явном виде:

$$\begin{aligned} \sigma^p &= \sqrt[3]{\frac{c_1 \cdot \pi \cdot k \cdot E^2 \cdot S^p}{4 \cdot l^2}} = \sqrt[3]{\frac{1,5 \cdot 3,14 \cdot 0,15 \cdot (785 \cdot 10^8)^2 \cdot 20 \cdot 10^4}{4 \cdot 0,9^2}} = \\ &= 543,77 \text{ МПа}. \end{aligned} \quad (1.116)$$

По формуле (1.117) определим радиус стержня:

$$R^2 = \frac{2 \cdot l^2 \cdot \sigma^p}{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E} = \sqrt{\frac{2 \cdot (0,9)^2 \cdot 6,453 \cdot 10^8}{1,5 \cdot (3,14)^2 \cdot 785 \cdot 10^8}} = 0,03 \text{ м}. \quad (1.117)$$

По формуле (1.118) определим толщину стенки стержня:

$$\delta = \frac{\sigma^p \cdot R}{k \cdot E} = \frac{6,453 \cdot 10^8 \cdot 0,03}{0,15 \cdot 785 \cdot 10^8} = 1,644 \cdot 10^{-3} \text{ м.} \quad (1.118)$$

Примем: $\delta = 2 \cdot 10^{-3}$ м.

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{\pi R}{nl} = \operatorname{arctg} \frac{3,14 \cdot 1,4}{12 \cdot 0,9} = 22,15^\circ, \quad (1.119)$$

$$\beta = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \frac{R-r}{1} = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \frac{1,4-1,2}{0,9} = 6,26^\circ, \quad (1.120)$$

$$L_{\text{ст}} = \frac{1}{\cos \alpha \cos \beta} = \frac{0,9}{\cos 22,15 \cdot \cos 6,26} = 0,98, \quad (1.121)$$

$$\sigma_{\text{кр}} = \frac{c\pi^2 ER_{\text{ст}}^2}{2L_{\text{ст}}^2} = \frac{1,5 \cdot 3,14^2 \cdot 785 \cdot 10^8 \cdot 0,03^2}{2 \cdot 0,98^2} = 645,3 \text{ МПа,} \quad (1.122)$$

$$\frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{ст}}} = \frac{645,3}{543,77} = 1,19.$$

Условие прочности выполняется, следовательно, конструкция переходной фермы обеспечивает требуемую несущую способность.

Вывод: в результате расчетов на прочность рассмотрены основы обеспечения прочности конструкции двухступенчатого РБ, сделан выбор материалов конструкции двухступенчатого РБ. Выполнены расчеты на прочность баков первой и второй ступеней РБ и фермы крепления переходного отсека. Материал бака окислителя первой ступени АМГ-6 заменен на углепластик. Расчет на прочность показал, что при меньшей толщине углепластик обеспечивает большую прочность, что уменьшает массу бака. Сочетание высоких жесткостных и прочностных характеристик с малой плотностью обеспечивает возможность их эффективного применения для конструкции бака РБ.

2 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ

2.1 Состав разгонного блока

Разработка общей конструктивно-компоновочной схемы является наиболее сложной и ответственной задачей проектирования двухступенчатого РБ. От ее успешного решения в значительной степени зависит выполнение основных тактико-технических характеристик, которые является результатом взаимоувязанности решений, удовлетворяющих большому числу различных требований, предъявляемых к двухступенчатому РБ и отвечающих многочисленным ограничениям.

Требование минимальной массы должно обеспечиваются с учетом требований по надежности, прочности, жесткости, собственным частотам, размерной стабильности, а также технологических ограничений, связанных с существующей на предприятии производственно-технической базой, стоимостью разработки и сроками запуска двухступенчатого РБ.

Продольный габаритный размер двухступенчатого РБ существенно влияет на собственные поперечные частоты РБ, величины и распределение поперечных динамических нагрузок и внутренних усилий по стыкам, на прочность и массу не только самого двухступенчатого РБ, но и переходного отсека, сопрягающего двухступенчатого РБ с РН, а также и РН.

2.1.1 Первая ступень двухступенчатого РБ

Основу первой ступени разгонного блока составляет базовый модуль, включающий топливные баки горючего и окислителя с межбаковым отсеком, двигатель, две двигательные установки системы обеспечения запуска и силовые каркасы. Управление блоком осуществляется системой управления второй ступени разгонного блока.

Основным силовым элементом конструкции блока является верхний переходник, по верхнему торцевому шпангоуту которого базовый модуль стыкуется со средним переходником, выполняющей также функции переходной фермы связи блока первой ступени с второй ступенью.

Бак окислителя совместно с теплоизоляцией предназначена для хранения компонента топлива в течении заданного времени и расходования его в заданном режиме.

Емкость представляет собой сварную оболочку сферической формы, изготовленную из алюминиево-магниевого сплава АМг6-М.

Внутри бака размещены два баллона высокого давления с гелием. На заборнике бака установлен блок подачи окислителя в двигатель.

Бак "О" надувается и дренажируется через общий трубопровод и размещенный внутри бака кольцевой распылитель. В схему дренажирования входит дренажный клапан, установленный на верхнем переходнике и предохранительный клапан, установленный на баке окислителя.

Корпус емкости предназначен для хранения и расхода основного компонента топлива в изделии.

Бак горючего представляет собой конструкцию с торовыми гладкими верхним и нижним днищами, выполненную из сплава АМг-6. Размещен в нижней части блока и закреплен на внешнем ярусе стержней двухъярусной фермы с дополнительным креплением по внутреннему контуру.

Блок включает два отделяемых в полете отсека (переходника) средний и нижний, стыкуемый с РН.

По стыку переходных отсеков блок разделяется с РН после выхода на опорную орбиту ИСЗ, при этом нижний переходник остается на РН.

Средний переходный отсек сбрасывается после разделения блока с РН.

На блоке устанавливается жидкостный ракетный двигатель, включающий в виде автономных сборок: камеру сгорания с ТНА в карданном подвесе, смонтированном на ферме крепления двигателя; блок подачи окислителя; блок подачи горючего с соплом крена и приводом сопла.

Для управления на активном участке полета двухступенчатого РБ первой ступенью по каналам тангажа и рыскания используется камера сгорания двигателя, отклоняемая от нулевого положения в плоскостях стабилизации двумя ру-

левыми приводами, закрепленными на общей с двигателем ферме. Для управления по крену используется поворотное сопло, работающее на газе, использованном для привода турбин блоков подачи окислителя и горючего.

Сброс компонентов и газов производится для исключения возможного разрушения блока при повышении давления в баллонах и баках из-за прогрева во время длительного пребывания блока на орбите.

Двигательная установка стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (ДУ СОЗ) предназначена для ориентации и стабилизации двухступенчатого РБ и создания необходимой перегрузки, обеспечивающей запуск основного двигателя двухступенчатого РБ первой ступени.

ДУ СОЗ состоит из двух блоков: блока питания и блока двигателей малой тяги (ДМТ).

2.1.2 Вторая ступень двухступенчатого РБ

Основой конструктивно-компоновочной схемы второй ступени является блок баков, построенный по моноблочной несущей схеме (рисунок 1.4). Он имеет торосферическую конфигурацию, состоящую из шести сваренных между собой сферических емкостей, разделенных сферическими доньшками. Четыре из них являются баками окислителя и горючего, две емкости являются отсеками для размещения приборов и оборудования.

Торосферическая схема обладает массовыми преимуществами сферических оболочек и компоновочными достоинствами тороидальной конфигурации.

На блоке баков установлены:

- маршевый двигатель;
- кронштейны с ДУ СОЗ;
- пневмоблок маршевой двигательной установки;
- заправочная панель;
- шар-баллоны со сжатым гелием для наддува топливных баков маршевой двигательной установки и ДУ СОЗ;
- антенны приемопередатчика системы радиоконтроля орбиты;
- химические батареи.

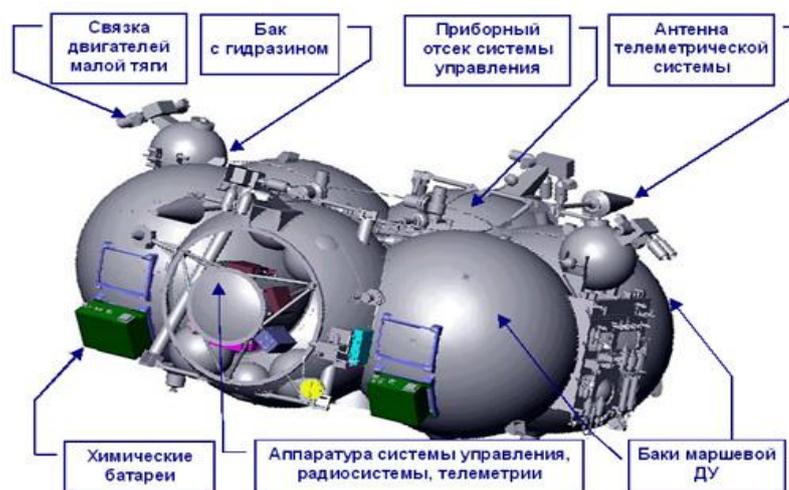


Рисунок 2.1 – Конструкция второй ступени разгонного блока

В одном из гермоконтэйнеров установлена система управления, в другом телеметрическая система и система радиоконтроля орбиты. Гермоконтэйнеры оборудованы системой терморегулирования надуты азотом при давлении 1,6 атм.

Для обеспечения запуска двигательной установки в условиях невесомости используется двигательная установка системы стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (ДУ СОЗ) и применены заборные устройства топливных баков, способствующие поступлению в двигатель топлива без свободных газовых включений.

ДУ включает блок баков, маршевый двигатель, рулевые машинки, привод крышки, крышку двигателя, шаробаллоны, пневмоблок, блок заправки, трубопроводы, крепежные детали, ДУ стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (блок наддува, баки, двигатели малой тяги, трубопроводы, крепежные детали), а также системой наддува и управляющего давления (электропневмоклапан (ЭПК), обратный клапан, пироклапан, клапаны наддува и блок управления). Двигатель имеет достаточно высокие энергомассовые характеристики, обладает возможностью многократного включения и практически неограниченным временем существования в космическом пространстве.

Маршевый двигатель построен по открытой схеме. Это однокамерный ЖРД с турбонасосной подачей КРТ. Турбина ТНА работает на основных компонентах топлива. Выхлоп осуществляется через неподвижные рулевые сопла. Камеры ДУ в карданном подвесе, а в шарнире, обеспечивающем плоскопараллельное движение ЖРД внутри ДУ. Этим достигается смещение вектора тяги двигателя по отношению к центру масс, расположенному у данной ДУ очень близко к головке двигателя.

Двигатель способен работать в двух режимах: большой и малой тяги. На первом режиме осуществляются маневры аппарата, связанные с большим изменением скорости, на втором – маневры, требующие большой точности «выборки» импульса скорости. Компактность ЖРД достигается за счет оптимального сочетания параметров ТНА, давления в камере, степени расширения сопла. Открытая схема позволяет создать ЖРД, вертикальные размеры которого не превышают размеров КС.

Так как для выбранного маршевого двигателя объем используемого окислителя несколько больше объема горючего с целью оптимизации конструкции баки окислителя внедряются в баки горючего, что обеспечивает различный объем баков и их полное заполнение компонентами топлива при одинаковых внешних размерах. Для исключения взаимного проникновения самовоспламеняющихся компонентов топлива баки окислителя и горючего разделены между собой триметаллическими перегородками.

3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

3.1 Технологичность конструкции

Технологичность конструкции – это совокупность ее свойств, которые проявляются в реализации оптимальных затрат труда, средств, материалов и времени при технической подготовке производства, изготовлении и ремонте.

Оценка технологичности производится при сравнении вариантов конструкции в процессе проектирования изделия, а также для определения уровня технологичности спроектированного изделия.

При анализе технологичности различных вариантов могут быть использованы два метода. В первом, в качестве критерия оптимизации используют один, наиболее важный для данных условий, показатель технологичности. Во втором – показатели с наилучшими значениями основного критерия при условии, что остальные показатели не выходят за установленные пределы.

3.2 Обеспечение технологичности

Работы по обеспечению технологичности конструкции КА начинаются с эскизного проектирования.

При эскизном проектировании выбираются формы поверхностей основных частей КА, определяются материалы для изготовления основных элементов конструкции и т.д.

На этапах технического и рабочего проектирования обеспечиваются соответствия конструкции, как общим, так и частным технологическим требованиям, отражающим возможности конкретных процессов разработки и сборки.

3.3 Схема членения РБ

Членение изделия на составные части выполняется на этапе эскизного проектирования, до того, как прорабатывается конструкция изделия. При проектировании изделия конструкция изделия членится на сборочные единицы, законченные в конструктивном и технологическом отношении: агрегаты, отсеки, панели и узлы, что облегчает выполнение сборочных и монтажных работ.

В соответствии со схемой членения производится разработка методов и средств обеспечения взаимозаменяемости и увязки оснастки для узлов, отсеков и агрегатов.

3.4 Технологический процесс заправки РБ жидким кислородом

Заправка – это комплекс необходимых операций для заполнения топливных баков ракеты, разгонного блока и космического корабля компонентами топлива.

Продолжительность заправки и количество компонента, подаваемого в баки ракеты, указывают в техническом задании на создание системы. Здесь же приводят температуру и расходы заправки продукта на различных этапах ее проведения.

3.4.1 Общее устройство системы заправки жидким кислородом

Система заправки жидким кислородом включает в себя:

1. Агрегат-заправщик, состоящий из двух емкостей и двух кислородных насосов с коммуникациями, арматурой, контрольно-измерительными приборами, электрооборудованием и системой пневмоуправления, смонтированных на восьмиосной железнодорожной платформе. Одна ёмкость заправляется кислородом, другая – азотом. В азотную ёмкость вмонтирован теплообменник;

2. Агрегат, состоящий из ёмкости, заправляемой азотом, коммуникаций с арматурой, контрольно-измерительными приборами, электрооборудованием и системой пневмоуправления, смонтированных на четырёхосной железнодорожной платформе;

3. Трубопроводы наполнения и слива жидкого кислорода, имеющие комбинированную порошково-вакуумную и экранно-вакуумную изоляцию. Трубопроводы и гибкие рукава дренажных коммуникаций изоляции не имеют. Для контроля остаточного давления и вакуумирования изолирующего пространства секций трубопроводов и рукавов они подключены к вакуумным коллекторам;

4. Установленную на коммуникациях запорно-предохранительную арматуру, служащую для обеспечения технологических операций.

3.4.2 Заправка и термостатирование бака изделия

Необходимым условием начала заправки является достижение температуры кислорода $-193\pm 1^{\circ}\text{C}$ по датчику и давление в баке РБ не ниже $0,6\text{ кгс/см}^2$.

При наличии заданной температуры и давления начинается заправка РБ кислородом. При этом наблюдается переходной режим работы системы, т. е. переключение циркуляции с одного контура на другой и как следствие кратковременное повышение давления в магистралях называемое гидроударом, для компенсации которого выполняется задержка по времени, между открытием заправочного пневмоклапана и закрытием пневмоклапана циркуляции, равная двум секундам.

Понижение температуры обусловлено тем, что при закрытии пневмоклапана циркуляции, прекращается циркуляция продукта по заправочным магистралям, при этом прекращается возврат прогретого кислорода в ёмкость системы.

При наполнении бака происходят те же процессы, что и при захолаживании магистралей системы, которые были рассмотрены в предыдущем разделе. Для компенсации температурных деформаций, деформаций от воздействия гидро- и пневмоударов, а также от воздействия внутреннего давления, заправочные магистрали внутри бака окислителя, конструктивно изготовлены на сферических шарнирах. Кислород, проходя по ним, поступает в верхнюю зону бака в коллектор заправки, который представляет собой тор.

При превышении давления в баке более $1,3\text{ кгс/см}^2$, газовая фаза, отводится в дренажную магистраль.

По истечении $14\div 16$ минут от начала заправки происходит переход от двухфазного вида охлаждения к однофазному, и последующее наполнение переохлаждённым кислородом бака РБ.

При достижении «Номинального уровня» в баке РБ заправка прекращается, при этом, открывается сливной клапан, и начинается термостатирование кислорода. Технология процесса термостатирования представляет собой после-

довательное понижение температуры окислителя за счёт слива из бака прогретого кислорода при одновременной подаче в бак переохлаждённого кислорода.

Существует три основных способа переохлаждения криопродуктов: вакуумирование парового пространства над зеркалом жидкости, барботирование охлаждённым малорастворимым газом, использование внешних источников охлаждения.

Наиболее предпочтительным методом является охлаждение от внешних источников, т.к. энергетически наиболее выгоден по сравнению с другими способами охлаждения.

При термостатировании кислорода холодопроизводительность системы снижается за счёт уменьшения скорости обмена прогретого и переохлаждённого кислорода в баке РБ. Основываясь на результатах штатных работ с изделием, можно сказать, что система обеспечивает охлаждение при термостатировании 30 м^3 кислорода со скоростью $\approx 1,2 \text{ К/ч}$, что доказывает высокую производительность метода охлаждения от внешних источников холода реализованного в системе заправки жидким кислородом.

Одновременно с началом термостатирования часть кислорода ($\approx 600 \text{ г/с}$) подаётся в гелиевый теплообменник для захлаживания его внутреннего объёма.

Конструктивное изготовление теплообменника имеет шаговую навивку трубки змеевика, а для увеличения коэффициента теплопередачи змеевик расположен поперечно потоку жидкости.

3.4.3 Готовность к отводу коммуникаций системы заправки

После прекращения подачи воздуха, гелия и азота в коммуникации системы заправки оператор снимает питание с электропневмоклапанов.

Проведена заправка РБ кислородом и гелием, система заправки жидким кислородом к отводу коммуникаций системы заправки – готова.

Вывод: в технологической части была рассмотрена технологичность конструкции и представлена схема членения РБ, представлен технологический процесс заправки разгонного блока жидким кислородом.

4 СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПО ОСНОВНЫМ ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ

4.1 Основные проектные параметры разгонных блоков

В качестве основных критериев выбора проектного решения РБ могут рассматриваться различные показатели: стоимость, надежность, энергетические и массовые характеристики РБ и т.д. На начальном этапе проектирования в качестве основных критериев, как правило, рассматриваются энергетические и массовые характеристики РБ.

Главной целью проектного поиска является определение такого сочетания значений основных параметров РБ, которое обеспечивает требуемые летно-технические характеристики РБ и соответствует экстремальным значениям функционалов, определяющих совершенство проектируемого изделия.

При этом снижение трудоемкости решения общей вариационной задачи комплексной оптимизации основных проектных параметров РБ, его двигательной установки и управления на активных участках траектории перелета достигается за счет разделения общей задачи на две независимые части: динамическую и проектно-массовую (параметрическую) задачи.

Для сравнения были выбраны разгонные блоки на перспективных топливах «НДМГ+АТ» и «жО₂+жН₂», аналогами которых являются, соответственно, РБ «Бриз-М» и РБ «КВТК».

4.2 Расчет основных проектных параметров РБ

4.2.1 Расчет основных проектных параметров РБ «Бриз-М»

Определим основные проектные параметры, энергетические и массовые характеристики РБ «Бриз-М», осуществляющего межорбитальный перелет в сфере действия Земли, при следующих исходных данных, представленных в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Исходные данные для расчета проектных параметров РБ

Начальная орбита			Конечная орбита			$m_{ПГ}$, кг	Топливо	p_k , Н/см ²	p_a , Н/см ²
$H_{\pi H}$	$H_{\alpha H}$	Δi_H	$H_{\pi K}$	$H_{\alpha K}$	Δi_K				
200 км	280 км	51,6°	20000 км	72000 км	51,6°	1350	НДМГ+АТ	950	0,257

Расчет проектных параметров РБ из таблицы 4.1 выполнен аналогично расчету, проведенному в пунктах 1.2-1.3.

Результаты расчетов приведены в таблице 4.3

4.2.2 Расчет основных проектных параметров КВРБ «КВТК»

Определим основные проектные параметры, энергетические и массовые характеристики КВРБ «КВТК», осуществляющего межорбитальный перелет в сфере действия Земли, при следующих исходных данных, представленных в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Исходные данные для расчета проектных параметров РБ

Начальная орбита			Конечная орбита			$m_{ПГ}$, кг	Топливо	p_k , Н/см ²	p_a , Н/см ²
$H_{\pi H}$	$H_{\alpha H}$	Δi_H	$H_{\pi K}$	$H_{\alpha K}$	Δi_K				
200 км	280 км	51,6°	20000 км	72000 км	51,6°	1350	O ₂ +H ₂	590	0,294

Расчет проектных параметров РБ из таблицы 4.2 выполнен аналогично расчету, проведенному в пунктах 1.2–1.3.

Результаты расчетов приведены в таблице 4.3

Таблица 4.3 – Данные, используемые для построения сравнительных графиков

	РБ «Бриз-М»	РБ «КВТК»	2-х ступенчатый РБ
n_{0_i}	0,371	0,415	0,38
$\gamma_{ДУ_i}$, кг/м	0,026	0,025	0,021
$a_{ТО_i}$, кг/м ³	0,071	0,234	0,077
$\mu_{СУ_i}$	0,0937	0,0966	0,081
$\mu_{ПР_i}$	0,086	0,089	0,115
$\mu_{ПН}$	0,169	0,138	0,164
M_0 , кг	7969	9761	8221
$M_0/m_{ПН}$, кг	5,9	7,23	6,09

Вывод: в специальной части рассмотрены разгонные блоки, аналогами которых являются разгонные блоки «Бриз-М» и «КВТК», и двухступенчатый РБ. Рассчитаны основные проектные параметры данных разгонных блоков методом последовательных приближений. По результатам расчетов представлены графики сравнения основных проектных параметров.

5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

5.1 Обеспечение безопасности жизнедеятельности при работе с криогенными компонентами ракетного топлива

В последнее время в практику исследований и испытаний оборудования все шире внедряют криогенные продукты, работа с которыми сопровождается возникновением опасных и вредных производственных факторов, специфических для криогенных продуктов.

Под криогенными продуктами понимают вещества или смесь веществ, находящихся при криогенных температурах 0 – 120 К. К основным криогенным продуктам относят продукты низкотемпературного разделения воздуха: азот, кислород, аргон, неон, криптон, ксенон, озон, а также фтор, метан, водород, гелий.

Опасные и вредные производственные факторы, возникающие при работе со всеми криогенными продуктами, разделяют на общие и специфические, характерные для определенных криогенных продуктов.

Общими опасными и вредными производственными факторами являются: исключительно низкая температура криогенных продуктов; самопроизвольное повышение давления как газообразных, так и жидких криогенных продуктов при их хранении и транспортировании. Воздействие общих опасных и вредных факторов на человека и оборудование вызывает опасность:

- ожог в результате попадания криогенных жидкостей на открытые участки тела и глаза, соприкосновение с предметами, находящимися при криогенных температурах (стенками сосудов, трубами), при попадании низкотемпературных паров криогенных продуктов в легкие;
- обморожение в результате глубокого охлаждения участков тела при контакте с криогенными продуктами;
- разрушение оборудования вследствие термических деформации и хладоломкости материалов;

– утечек (и вторичных проявлениях утечек) в результате разгерметизации оборудования из-за неодинаковых термических деформаций детали.

Специфические опасные и вредные производственные факторы при работе с криогенными продуктами зависят от индивидуальных особенностей и физико-химических свойств криогенного продукта.

Защита от ожогов и обморожения. При работе с криогенными жидкостями и газами должны быть приняты меры, исключаящие контакт обслуживающего персонала с криогенными продуктами, а также с поверхностями, находящимися при низких температурах. С этой целью применяют герметизацию, теплоизоляцию, ограждение оборудования, предупредительные надписи и окраску по ГОСТ 12.2.052-81. Не разрешается проводить какие-либо ремонтные работы, подтяжку уплотнений и тому подобное во время работы оборудования без его остановки и полного отогрева.

Наиболее эффективным средством пожаротушения при горении материалов в атмосфере кислорода является их орошение водой (душирование) с плотностью 1 кг/(м²·с) или погружение в ванну бассейн и т.п. В помещениях с кислородным оборудованием либо в непосредственной близости от них следует предусматривать аварийные душевые места или ванны с водой, передвижные гидранты с водой, а также углекислотные огнетушители.

Основными требованиями к одежде работающих с горючими и пожароопасными криогенными продуктами является отсутствие их электризации и способности к искрообразованию. Одежду обслуживающего персонала необходимо изготавливать из брезента, хлопчатобумажных и асбестовых тканей. Если применяют ткани, содержащие добавки искусственных волокон, то необходима их антистатическая обработка. Запрещается использование одежды из синтетических и шелковых тканей, которые легко электризуются при трении друг о друга, а также о кожу человека.

5.2 Техника безопасности при работе с жидким кислородом

При нормальных условиях кислород представляет собой бесцветный газ, не обладающий запахом и вкусом. При охлаждении до -182,98°С он сжижается

в бледно-синюю жидкость, которая затвердевает при $-218,7^{\circ}\text{C}$, с образованием синих кристаллов.

5.2.1 Получение жидкого кислорода

Технологическая схема сжижения воздуха с так называемым детандерным циклом показана на рисунке 5.1. Здесь воздух с начальной температурой T_0 сжимается в компрессоре 1 и после охлаждения до температуры T_1 в водяном холодильнике 2 большей частью поступает в детандер 4 (поршневой или турбинный), а меньшей – в противоточный холодильник 3. В детандере газ совершает работу расширения практически адиабатно, температура его значительно понижается и далее этим газом охлаждается сжатый газ, проходящий непосредственно в холодильник 3. Сжатый газ, охлажденный до температуры $T = T_2 \ll T_1$, по выходе из холодильника дросселируется на дросселе 5, так что часть газа переходит в жидкое состояние, а остальной из сборника 6 поступает, как и детандерный газ, в холодильник 3, содействуя охлаждению сжатой части газа, и далее, вместе с детандерным газом – на вход в компрессор.

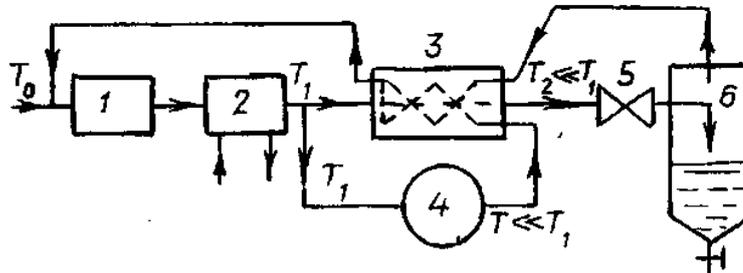


Рисунок 5.1 – Технологическая схема сжижения воздуха

5.2.2 Хранение и транспортировка жидкого кислорода

Жидкий кислород транспортируют в специальных цистернах, которые мало отличаются от стационарных резервуаров для хранения этого окислителя. На рис. 5.2 показана схема резервуара емкостью $1,20 \text{ м}^3$ с вакуумно-порошковой изоляцией. Внутренняя оболочка изготовлена из легированной стали, а кожух – из алюминиевого сплава или углеродистой стали. Теплоизоляционное пространство между внутренней оболочкой и кожухом заполнено кремнегелем или аэро-

гелем. В специальном кармане, припаянном в нижней части внутренней оболочки, помещают 15 кг силикагеля (на схеме не показан). Остаточное давление в изоляционном пространстве для неохлажденной порожней цистерны составляет 133 Па. После заполнения ее жидким кислородом в результате адсорбции воздуха охлажденным силикагелем остаточное давление уменьшается до 4–8 Па. Масса порожнего резервуара с алюминиевым кожухом 700 кг. Максимально допустимое избыточное давление во внутренней оболочке 0,2 Мпа

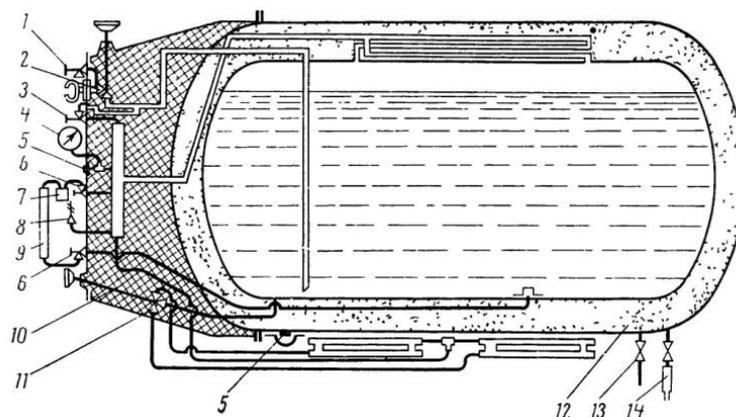


Рисунок 5.2 – Резервуар с вакуумно-порошковой изоляцией для транспортирования жидкого кислорода:

1 – вентиль для спуска газа из шланга; 2 – вентиль для слива (налива); 3 – вентиль для спуска газа из сливо-наливной трубы; 4 – манометр; 5 – предохранительная мембрана; 6 – вентиль указателя уровня; 7 – отделитель жидкости; 8 – предохранительный клапан; 9 – указатель уровня; 10 – изоляция из мипоры; 11 – вентиль испарителя; 12 – изоляция из аэрогеля; 13 – вентиль вакуумный; 14 – лампа для контроля вакуума.

5.2.3 Требования безопасности при работе с жидким кислородом

Основная опасность при работе с жидким кислородом связана с образованием взрывоопасных смесей его с некоторыми органическими соединениями, а также с низкими температурами, свойственными сжиженным газам.

Практически все материалы, которые горят в обычных условиях, образуют с жидким кислородом взрывоопасные смеси. Они могут взрываться от статического электричества, удара, электрической искры и других источников.

Даже резкое сжатие органического материала, пропитанного кислородом (например, при падении тяжелого предмета на асфальт, облитый жидким кислородом), может вызвать возгорание и взрыв.

Для предотвращения взрывов исключают непосредственный контакт жидкого кислорода с горючими веществами. Внутренняя поверхность технических средств перед заливом жидкого кислорода подвергается тщательной очистке и обезжириванию. Из зоны работы с окислителем удаляют все горючие материалы. При проливе жидкого кислорода необходимо остановить приток жидкости и дать ей возможность испариться. В это время следует исключить образование искр и пламени (не передвигать и не катать оборудование). Разрушение оборудования при нарастании давления можно предотвратить тщательным контролем за всей системой, содержащей окислитель.

При попадании жидкого кислорода на кожу могут быть тяжелые ожоги. Кратковременный контакт с ним проходит без заметных последствий вследствие образования между жидкостью и кожей защитной газовой прослойки. Причиной обморожения может быть также контакт с металлами, охлажденными жидким кислородом. При небольшом обморожении пораженное место погружают в теплую воду. Значительные обморожения требуют специальной медицинской помощи и лечатся как обычные ожоги. Для предохранения персонала от обморожения используют перчатки из асбеста или хромовой кожи с отделкой внутри из непроницаемых материалов, специальную одежду, кожаные сапоги, очки или маску.

6 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

При проектировании разгонного блока необходимо оценить его экономическую эффективность. Затраты на выполнение проекта в сумме общих затрат на создание разгонного блока с учетом подготовки производства, изготовления опытных образцов и их экспериментальной отработки относительно невелики. Однако безошибочное проектирование предопределяет возможность создания разгонного блока в установленные сроки и с минимальными суммарными затратами.

6.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца РБ в линейной постановке

При отсутствии информации о величине партии РБ, выполняющей заданную программу полетов, допустимо использование проектного критерия в виде стоимости изготовления серийного образца в условных единицах (у.е.), выраженную через средние удельные стоимости систем и агрегатов, либо в виде стоимости изготовления, отнесенной к массе полезной нагрузки.

$$W_4 = \frac{C_{\Sigma}}{m_{nr}} = \frac{\sum_{i=1}^N (C_{тоi} * m_{тоi} + C_{дуi} * m_{дуi} + C_{суi} * m_{суi} + C_{пр} * m_{пр})}{m_{nr}}. \quad (6.1)$$

Коэффициенты C_i для различных РБ в зависимости конструкции находятся в диапазонах:

$$C_{то} = 30 \div 300 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{ду} = 600 \div 1500 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{су} = 5000 \div 12000 \text{ ед.ст./кг};$$

$$C_{пр} = 2000 \div 10000 \text{ ед.ст./кг}.$$

Минимальная стоимость изготовления серийного образца первой ступени двухступенчатого РБ в линейной постановке:

$$W_{4_{1\text{ст}}} = \frac{(80 \cdot 761,859 + 750 \cdot 204,42 + 6167 \cdot 787,98 + 3334 \cdot 157,88)}{12575,604} =$$

$$= 445,321 \text{ у.е./кг.}$$

Минимальная стоимость изготовления серийного образца второй ступени двухступенчатого РБ в линейной постановке:

$$W_{4_{2\text{ст}}} = \frac{(80 \cdot 573,178 + 750 \cdot 67,255 + 6167 \cdot 757,811 + 3334 \cdot 125,842)}{3000} =$$

$$= 1729,758 \text{ у.е./кг.}$$

Минимальная стоимость изготовления серийного образца двухступенчатого РБ в линейной постановке:

$$W_{4\Sigma} = 445,321 + 1729,758 = 2175,079 \text{ у.е./кг.}$$

6.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца РБ в нелинейной постановке

Данный критерий используется в случае отсутствия информации о величине партии РБ, выполняющей заданную программу полетов, причем предполагается, что в ходе изучения будут сравниваться между собой альтернативные варианты РБ, сильно различающиеся между собой габаритно-массовыми характеристиками.

Длина двигательного отсека в первом приближении может быть определена как:

$$L_{доi} = (1 \div 1,8) + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot P_i. \quad (6.2)$$

Длина двигательного отсека первой ступени:

$$L_{до1} = 1,4 + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot 61610,0358 = 1,451 \text{ м.}$$

Длина двигательного отсека второй ступени:

$$L_{до2} = 1,4 + 0,83 \cdot 10^{-6} \cdot 17914,671 = 1,415 \text{ м.}$$

Стоимость корпуса РБ, включающего топливный и двигательный отсеки (без двигателей) определяется из:

$$C_{Ki} = 0,33 \cdot m_{TOi}^{0,332} \cdot \mu_{Ki}^{-1,5935} \cdot m_{Ti}^{0,2362} * \left(\frac{m_{Ti}}{\rho_{Ti}} \cdot \frac{P_M}{m_{Oi}} \right)^{0,1079} \cdot L_{DOi}^{0,1616}. \quad (6.3)$$

Стоимость корпуса первой ступени РБ:

$$C_{K1} = 0,33 \cdot 761,859^{0,332} \cdot 0,547129635^{-1,5935} \cdot 10722,961^{0,2362} \times \\ \times \left(\frac{10722,961}{1075} \cdot \frac{1145,266}{12900,238} \right)^{0,1079} \cdot 1,451^{0,1616} = 73,289 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость корпуса второй ступени РБ:

$$C_{K2} = 0,33 \cdot 573,178^{0,332} \times 0,446281594^{-1,5935} \cdot 5511,906^{0,2362} \times \\ \times \left(\frac{5511,906}{1189} \cdot \frac{1145,266}{9575,604} \right)^{0,1079} \cdot 1,415^{0,1616} = 74,651 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость двигательной установки РБ:

$$C_{ДУi} = 4,7(P_i \cdot 10^{-4}) + 44,9(P_i \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1(P_i \cdot 10^{-4})^{-0,229}. \quad (6.4)$$

Стоимость двигательной установки первой ступени РБ:

$$C_{ДУ1} = 4,7 \cdot (61610,0538 \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (61610,0538 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times \\ \times (61610,0538 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 205,469 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость двигательной установки второй ступени РБ:

$$C_{ДУ2} = 4,7 \cdot (17914,671 \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (17914,671 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times \\ \times (17914,671 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 84,469 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость системы управления РБ:

$$C_{СУ} = 8,5(m_{СУi} \cdot 10^{-3})^{0,786}. \quad (6.5)$$

Стоимость системы управления первой ступени РБ:

$$C_{cy_1} = 8,5(787,989 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 7,048 \text{ млн. у.е.} = 7048 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость системы управления второй ступени РБ:

$$C_{cy_2} = 8,5(757,811 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 6,835 \text{ млн. у.е.} = 6835 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость прочих элементов и систем РБ:

$$C_{пр} = (2 \div 10) m_{пр} . \quad (6.6)$$

Стоимость прочих элементов и систем первой ступени РБ:

$$C_{пр1} = 6 \cdot 157,884 = 947,304 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость прочих элементов и систем второй ступени РБ:

$$C_{пр2} = 6 \cdot 125,842 = 755,052 \text{ тыс. у.е.}$$

Минимальная стоимость изготовления серийного образца первой ступени РБ в нелинейной постановке:

$$W_{ст1} = 73,289 + 205,469 + 7048 + 947,304 = 8274,062 \text{ тыс. у.е.}$$

Минимальная стоимость изготовления серийного образца второй ступени РБ в нелинейной постановке:

$$W_{ст2} = 74,651 + 84,469 + 6835 + 755,052 = 7749,172 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость изготовления серийного образца двухступенчатого РБ в нелинейной постановке:

$$W_{\Sigma} = 8274,062 + 7749,172 = 16023,234 \text{ тыс. у.е.}$$

6.3 Минимальная стоимость пуска РБ

Данный критерий используется при задании объема партии РБ, выполняющих заданную программу транспортировки.

Стоимость разработки двигательной установки определяется из:

$$C_{двi}^P = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 (P_i \cdot 10^{-4})^{-0,146} + 4,72 \cdot 10^8 (P_i \cdot 10^{-4})^{0,648} . \quad (6.7)$$

Стоимость разработки двигательной установки первой ступени РБ:

$$C_{\text{ДУ1}}^P = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 \cdot (61610,0538 \cdot 10^{-4})^{-0.146} + 4,72 \cdot 10^8 \times \\ \times (61610,0538 \cdot 10^{-4})^{0.648} = 1395758,614 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки двигательной установки второй ступени РБ:

$$C_{\text{ДУ2}}^P = -2,48 \cdot 10^8 + 1,44 \cdot 10^8 \cdot (17914,671 \cdot 10^{-4})^{-0.146} + 4,72 \cdot 10^8 \times \\ \times (17914,671 \cdot 10^{-4})^{0.648} = 572935,6 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки системы управления:

$$C'_{\text{СУi}} = 10 \cdot C_{\text{СУ}}. \quad (6.8)$$

Стоимость разработки системы управления первой ступени РБ:

$$C'_{\text{СУ1}} = 10 \cdot 7048 = 70480 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки системы управления второй ступени РБ:

$$C'_{\text{СУ2}} = 10 \cdot 6835 = 68350 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки конструкции корпуса определяется из:

$$C_{\text{Кi}}^P = 7,7 \cdot 10^5 (m_{\text{ГОi}} \cdot 10^{-3})^{1.2} \cdot (m_{\text{ГО}} + m_{\text{ДУi}})^{-0.1} \cdot (P_i \cdot 10^{-4})^{0.38} \cdot m_{\text{Гi}}^{-0.39}. \quad (6.9)$$

Стоимость разработки конструкции корпуса первой ступени РБ:

$$C_{\text{К1}}^P = 7,7 \cdot 10^5 (761,859 \cdot 10^{-3})^{1.278} \cdot (761,859 + 204,422)^{-0.196} \cdot 0,547129635^{2.424} \times \\ \times (61610,0538 \cdot 10^{-4})^{0.387} \cdot 10772,961^{-0.39} = 1772,399 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки конструкции корпуса второй ступени РБ:

$$C_{\text{К2}}^P = 7,7 \cdot 10^5 (573,178 \cdot 10^{-3})^{1.278} \cdot (573,178 + 67,255)^{-0.196} \cdot 0,446281594^{2.424} \times \\ \times (17914,671 \cdot 10^{-4})^{0.387} \cdot 5511,906^{-0.39} = 656,224 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки прочих систем и элементов:

$$C_{\text{прi}}^P = 10 \div 20 \cdot C_{\text{прi}}. \quad (6.10)$$

Стоимость разработки прочих систем и элементов первой ступени РБ:

$$C_{\text{пр1}}^P = 15 \cdot 947,304 = 14209,56 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки прочих систем и элементов второй ступени РБ:

$$C_{\text{пр2}}^P = 15 \cdot 755,052 = 11325,78 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость топлива определяется из:

$$C_T = \sum_{i=1}^N (\overline{C_{\text{ОК}}} \cdot m_{\text{ОК}i} + \overline{C_{\Gamma}} \cdot m_{\Gamma i}). \quad (6.11)$$

Стоимость топлива двухступенчатого РБ:

$$C_T = (0,05 \cdot 4428,735 + 0,04 \cdot 1527,15) + (2,5 \cdot 3956,597 + 2 \cdot 1413,071) = \\ = 13000,157 \text{ тыс. у.е.}$$

Стоимость разработки РБ складывается из:

$$C_{\text{разр}} = \sum_{i=1}^N C_{\text{ДУ}i}^P + \sum_{i=1}^N C_{\text{СУ}i}^P + \sum_{i=1}^N C_{\text{К}i}^P + \sum_{i=1}^N C_{\text{пр}i}^P. \quad (6.12)$$

Стоимость разработки двухступенчатого РБ:

$$C_{\text{разр}} = 1395758,614 + 572935,6 + 70480 + 68350 + 1772,399 + 631,732 + 14209,56 + \\ + 11325,78 = 2135463,685 \text{ тыс. у.е.}$$

Критерий стоимости пуска записывается в виде:

$$W_6 = \frac{C_{\text{разр}}}{N_n} + \frac{C_{\text{н.к.}}}{N_n} + C'_{\text{эксп}} + C_{\text{изг}} + C_T. \quad (6.13)$$

Для упрощения расчетов близких по проектно-конструкторским характеристикам РБ можно считать, что расходы на создание наземных комплексов и эксплуатацию РБ постоянны, тогда:

$$W_6 = \frac{C_{\text{разр}}}{N_n} + C_{\text{изг}} + C_{\text{т}}. \quad (6.14)$$

Для полной летной отработки и первых серийных образцов количество выпускаемых разгонных блоков принимается $N=1$.

$$W_{\text{пуск}} = \frac{2135463,685}{1} + 2154,117 + 13000,157 = 2150617,959 \text{ тыс. у.е.}$$

Рассчитаем стоимость в рублях. На сегодняшний момент 01.06.2023 г. курс доллара составляет 81,1 рублей.

Находится значение минимальной стоимости пуска в рублях:

$$W_{\text{пуск руб}} = W_{\text{пуск у.е.}} \cdot 81,1. \quad (6.15)$$

$$W_{\text{пуск руб}} = 2150617,959 \cdot 81,1 = 174415116,474 \text{ руб.}$$

Находится значение минимальной стоимости изготовления в рублях:

$$W_5 \text{ руб} = W_5 \text{ у.е.} \cdot 81,1 \quad (6.16)$$

$$W_5 \text{ руб} = 2154,117 \cdot 81,1 = 174698,888 \text{ руб.}$$

Вывод: в экономической части дипломного проекта посчитаны стоимости разработки, изготовления и запуска двухступенчатого разгонного блока. Посчитана стоимость изготовления двухступенчатого РБ в линейной и нелинейной постановках. В результате расчетов видно, что стоимость изготовления двухступенчатого РБ в нелинейной постановке составляет 174698,888 руб. Стоимость запуска РБ составляет 174415116,474 руб.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе дипломного проектирования был разработан двухступенчатый разгонный блок для вывода полезного груза массой 3000 кг на траекторию полета к Венере. Первая ступень разгонного блока работает на топливе, компонентами которого являются кислород и керосин, а компонентами топлива второй ступени являются НДМГ и АТ.

В процессе баллистического расчета разгонного блока были определены необходимые приращения скорости, необходимые для перевода ПГ с круговой орбиты 200 км на орбиту Венеры $41,39 \cdot 10^6$ км.

Выбраны основные проектные параметры двухступенчатого разгонного блока, способного вывести на переходную к Венере орбиту полезную нагрузку массой 3024,948 кг. Следовательно, с поставленной задачей, вывести на данную орбиту полезную нагрузку массой 3000 кг, разгонный блок справится.

В результате расчетов на прочность рассмотрены основы обеспечения прочности конструкции двухступенчатого РБ, сделан выбор материалов конструкции двухступенчатого РБ. Выполнены расчеты на прочность баков первой и второй ступеней РБ и фермы крепления переходного отсека.

В конструктивной части описана конструкция РБ и его отсеков, представлена конструктивно-компоновочная схема двухступенчатого разгонного блока.

В технологической части была рассмотрена технологичность конструкции, представлена схема членения РБ и технологическая карта процесса заправки разгонного блока жидким кислородом.

В специальной части рассмотрены разгонные блоки, аналогами которых являются разгонные блоки «Бриз-М» и «КВТК», и двухступенчатый РБ. Рассчитаны основные проектные параметры данных разгонных блоков методом последовательных приближений. По результатам расчетов представлены графики сравнения основных проектных параметров.

В разделе БЖД были рассмотрены меры безопасности при работе с кислородом. Также был произведен расчет системы вентиляции помещения, обеспечивающей нормальную работоспособность рабочих и их безопасность.

В экономической части дипломного проекта посчитаны стоимости разработки, изготовления и запуска двухступенчатого разгонного блока. Посчитана стоимость изготовления двухступенчатого РБ в линейной и нелинейной постановках. В результате расчетов видно, что стоимость изготовления двухступенчатого РБ в нелинейной постановке составляет 174698,888 руб. Стоимость запуска РБ составляет 174415116,474 руб.

Таким образом, в результате выполнения дипломного проекта был спроектирован двухступенчатый разгонный блок, удовлетворяющий заданным требованиям.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Хохулин, В. С., Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД / В. С. Хохулин, В. А. Чумаков. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 72 с.
- 2 Авдеев, Ю. В. Полет космических аппаратов / Авдеев Ю. В., Беляков А. И., Брыков А. В. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.
- 3 Пономаренко, В. К. Ракетные топлива / В. К. Пономаренко – СПб.: ВИККА им. А.Ф. Можайского, 1995 – 607 с.
- 4 Мишин, В.П. Основы проектирования ЛА / В. П. Мишин – М. Машиностроение, 1985- 360 с.
- 5 Лизин, В.Т., Проектирование тонкостенных конструкций / В. Т. Лизин, В. А. Пяткин – М.: Машиностроение, 2003 – 448 с.
- 6 Конструкция и проектирование ЖРД / Под общей ред. Г. Г. Гахуна – М.: Машиностроение, 1989. – 420 с.
- 7 Беляков, А.И. Технология сборки и испытаний КА / А. И. Беляков. – М.: Машиностроение, 1990-352 с.
- 8 Сборочные, монтажные и испытательные процессы в производстве ЛА / под ред. В.А. Барвинок, М.: Машиностроение, 1996.
- 9 Инженерный справочник по космической технике / Под общ. ред. Проф. Соловьёва А.В., – М.: МО СССР, 1969. – 430 с.
- 10 Караштин, В. М. Основы проектирования систем наземного обеспечения / В. М. Караштин, А. Г. Катков, В. В. Родченко – М: изд-во МАИ, 1998. – 312 с.
- 11 Хлыбов, В. Ф. Основы теории и разработки заправочного оборудования и систем термостатирования / В. Ф. Хдыбов – М. 1994. – 277 с.
- 12 Иванов, Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для вузов / Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Дрофа, 2004. – 544 с.