

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

« 15 » июня 2021г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Проектная разработка космического буксира для трассы Земля-Луна-Земля

Исполнитель
студент группы 717-об

Гавриленко Н.А. 14.06.21
(подпись, дата)

Гавриленко Н.А.

Руководитель
доцент, к.т.н.

Козырь А.В. 14.06.2021г.
(подпись, дата)

Козырь А.В.

Консультант

Насуленко К.А. 14.06.21
(подпись, дата)

Насуленко К.А.

Консультант по БЖД,
канд. физ.- мат. наук

Аверьянов В.Н. 14.06.2021
(подпись, дата)

Аверьянов В.Н.

Нормоконтроль
ассистент кафедры СиТРК

Аревков М.А. 14.06.2021
(подпись, дата)

Аревков М.А.

Благовещенск 2021

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




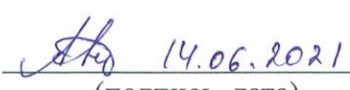
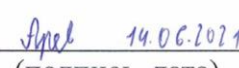
Зам. Зав. кафедрой

В.В. Соловьёв

« 15 » июня 2021г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Проектная разработка космического буксира для трассы Земля-Луна-Земля

Исполнитель студент группы 717-об	 14.06.21 (подпись, дата)	Гавриленко Н.А.
Руководитель доцент, к.т.н.	 14.06.2021г. (подпись, дата)	Козырь А.В.
Консультант	 14.06.21г. (подпись, дата)	Насуленко К.А.
Консультант по БЖД, канд. физ.- мат. наук	 14.06.2021 (подпись, дата)	Аверьянов В.Н
Нормоконтроль ассистент кафедры СиТРК	 14.06.2021 (подпись, дата)	Аревков М.А.

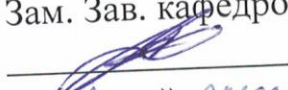
Благовещенск 2021

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

« 26 » апреля 2021г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студентки Гавриленко Натальи Александровны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Проектная разработка космического буксира для трассы Земля-Луна-Земля.

(утверждена приказом от 05.04.2021 № 658-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 15 июня 2021 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Начальная орбита – круговая орбита Земли (высота $H=250$ км, наклонение $51,6^\circ$, масса полезной нагрузки $m_1=10000$ кг); орбита цели: 1) круговая орбита Луны (высота 100 км, наклонение 90°); Земля (масса полезной нагрузки $m_2=4000$ кг); компоненты топлива: АТ и НДМГ.

4. Содержание выпускной квалификационной работы: Баллистический расчет, расчет основных проектных параметров, расчет на прочность, конструкция межорбитального буксира, технологическая часть, БЖД, экономическая часть.

5. Перечень материалов приложения: титульный лист, баллистика, общий вид, конструктивно-компоновочная схема, стенд тарировки бака, схема членения блока, основные проектные параметры, заключение.

6. Консультанты по выпускной квалификационной работе: Насуленко К.А.

7. Дата выдачи задания: 26.04.2021.

Руководитель выпускной квалификационного проекта: Козырь А.В.

Задание принял к исполнению (дата): 26.04.2021 А.В.

РЕФЕРАТ

Бакалаврская работа содержит: 79 страниц, 5 рисунков, 5 таблиц, 1 приложение, 17 источников.

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ БУКСИР, ОРБИТА, ТРАЕКТОРИЯ, ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ТОПЛИВНЫЙ БАК, СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ, ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИИ

В работе представлена проектная разработка межорбитального космического буксира для Земля – Луна – Земля. Данный аппарат предназначен для доставки полезного груза на орбиты Луны и Земли.

Цель работы – разработать транспортное средство для решения большого спектра задач, связанных с освоением Луны и окололунного пространства.

Задачи:

- выбрать состав бортовых служебных систем;
- выбрать устройство и назначение КА;
- выбрать компоновку и конструкцию КА;
- выполнить баллистический расчет;
- рассчитать основные проектные параметры;
- выполнить прочностные расчеты элементов конструкции КА;
- представить технологический процесс.

Введение	8
1 Баллистический расчет	9
1.1. Параметры орбиты Луны	9
1.2. Оптимизация перелета круговая орбита ИС Луны	9
1.3 Траектория возвращения от Луны к Земле	17
2 Основные проектные параметры	19
2.1 Расчет основных проектных параметров	19
2.2 Объемно-геометрические характеристики МБ	20
2.2.3 Объемно-геометрические размеры приборного отсека	27
3 Расчет на прочность	29
3.1 Обеспечение прочности конструкции	29
3.2 Выбор материала	30
3.3 Нагрузки действующие на МБ	30
3.4 Расчетные случаи нагружение корпуса МБ, понятие о коэффициенте безопасности и запасе прочности	30
3.5 Прочностные расчеты элементов конструкции МБ	34
3.5.1 Расчет топливного бака окислителя и окислителя на прочность	34
4 Конструкция межорбитального буксира	45
4.1 Конструкция МБ	45
4.2 Двигателя установка	45
4.3 Система обеспечения теплового режима	47
4.4 Система управления бортовым комплексом	47
4.5 Система сближения и агрегаты стыковки	47
4.6 Система управления движением	48
4.7 Система терморегулирования МБ	48
4.8 Система реактивных двигателей причаливания и ориентации	48
4.9 Система генерирования электроэнергии	49
4.10 Отсек приборный	49
5 Технологическая часть	50

5.1 Технологичность конструкции	50
5.2 Выбор конструкционных материалов	50
5.3 Выбор метода и средств взаимозаменяемости	52
5.4 Схема членения МБ	54
5.5 Технологический процесс тарировки бака	54
6 Безопасность жизнедеятельности	60
6.1 Обеспечение безопасности при работе с высококипящими, агрессивными компонентами ракетного топлива	60
6.2 Опасные свойства жидкостей, используемых в качестве топлива	67
7 Экономическая часть	70
7.1 Минимальная стоимость изготовления в линейной постановке	72
7.2 Минимальная стоимость изготовления в нелинейной постановке	74
Заключение	76
Библиографический список	78

МБ – межорбитальный буксир;

ДУ - двигательная установка;

КТ – компонент топлива;

ЛА – летательный аппарат;

ПН – полезная нагрузка;

РБ – разгонный блок;

РД – ракетный двигатель.

Одним из главных и перспективных направлений космической деятельности России на ближайшие 20 лет является программа освоения Луны. В будущем планируется освоить окололунное и лунное пространство для регулярного отправления экипажей на Лунную базу. Поскольку, для этого требуется обеспечивать регулярные и крупные грузопотоки на орбиту, необходимо создать транспортное средство, обеспечивающее будущие экспедиции и транспортные операции между Землей и Луной. Межорбитальный буксир создается для быстрой доставки различных грузов на орбиты, исследования дальнего космоса, других планет, а также может быть использован для борьбы с мусором на орбите Земли.

Данная работа включает в себя: баллистический расчет, расчет основных проектных параметров, расчет на прочность КБ, конструкцию межорбитального буксира, разработку технологической части проекта, безопасность жизнедеятельности, экономический расчет, графические материалы.

Луна является единственным естественным спутником Земли, на движение которого оказывают возмущающее воздействие Солнце и планеты. Из-за этого с течением времени меняются положение плоскости орбиты Луны и элементы ее орбиты. Барицентр системы Земля – Луна расположен на расстоянии около 4660 км от центра Земли, т. е. ниже земной поверхности. Поэтому для задач механики космического полета в первом приближении можно не учитывать различие между движением Луны относительно барицентра и наблюдаемым ее движением относительно Земли.

1.1 Параметры орбиты Луны

Плоскость орбиты Луны наклонена к плоскости эклиптики (т. е. плоскости гелиоцентрической орбиты барицентра системы Земля – Луна) на угол, величина которого меняется в диапазоне $4^{\circ}59' - 5^{\circ}19'$ с периодом 173 суток. Линия узлов лунной орбиты вращается в плоскости эклиптики навстречу движению Луны (по часовой стрелке, если смотреть с северного полюса) с периодом 18,61 года. Так как средний угол между плоскостями земного экватора и эклиптики составляет $23^{\circ}27'$, то угол между плоскостями земного экватора и лунной орбиты меняется в диапазоне $18^{\circ}18' - 28^{\circ}36'$. Следовательно, компланарный перелет в плоскости орбиты Луны возможен всегда.

В первом приближении фигуру Луны можно рассматривать как однородный шар радиусом $r=1738$ км и плотностью $\rho=3,343$ г/см³. Произведение постоянной притяжения на массу Луны ($\mu_{л} = 4889$ км³/с²). Ускорение силы тяжести на поверхности Луны $1,622$ м/с².

1.2 Оптимизация перелета круговая орбита ИСЗ – круговая орбита ИС Луны

Эту задачу будем рассматривать в рамках модифицированного метода сфер влияния при следующих предположениях:

1) Для геоцентрических участков полета радиус сферы влияния Луны $r_{сф}=0$; при расчете геоцентрических участков можно все геоцентрические и се-

леноцентрические параметры на сфере влияния Луны заменять соответствующими параметрами, вычисленными в центре «непритягивающей» Луны.

2) Воздействие гравитационного поля Луны на облетающий ее аппарат сводится к мгновенному развороту вектора входной селеноцентрической скорости V_{c1} на вектор выходной селеноцентрической скорости V_{c2} .

3) Орбита Луны Кеплерова, круговая, вектор орбитальной скорости Луны U_L за время облета остается неизменным.

Старт, в сторону Луны, происходит с круговой орбиты ИСЗ, плоскость которой совпадает с заданной плоскостью перелета Земля – Луна (рисунок 1, точка 0). Траектория перелета Земля – Луна представляет Кеплерову дугу, соединяющую точки с радиусами-векторами r_0 и r_l . При заданном наклонении к экватору перелета Земля-Луна i_0 , равном наклонению орбиты ИСЗ, указанного совмещения плоскостей можно добиться за счет выбора долготы восходящего узла орбиты ИСЗ Ω_0 , т.е. момента запуска на орбиту.

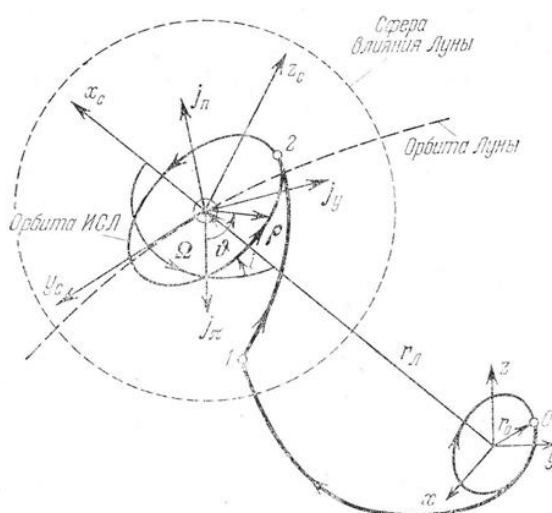


Рисунок 1.1 – Схема перелета Земля – Луна

Вычисляется величина импульсного приращения скорости при старте с орбиты ИСЗ ΔV_0 по следующей формуле:

$$\Delta V_0 = \sqrt{\frac{\mu_{\oplus}}{r_0}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2r_l}{r_0 + r_l}} - 1 \right) = 3,121 \cdot 10^3 \text{ [м/с]}, \quad (1.1)$$

где $\mu_{\oplus} = 398580 \cdot 10^9 \text{ [м}^3/\text{с}^2]$ – гравитационный параметр Земли,

r_0 – радиус орбиты ИСЗ;

$r_{\text{л}}$ – радиус орбиты Луны;

Радиус орбиты ИСЗ определяются как сумма радиуса Земли ($6371 \cdot 10^3$ м), и высоты опорной круговой орбиты ($250 \cdot 10^3$ м):

$$r_0 = r_{\oplus} + H = 6371 \cdot 10^3 + 250 \cdot 10^3 = 6621 \cdot 10^3 [\text{м}] \quad (1.2)$$

Величина импульсного приращения скорости при старте с орбиты ИСЗ ΔV_0 равна

$$\Delta V_0^2 = V_0^2 + V_{\oplus \text{кр}}^2 - 2V_{\oplus \text{кр}} V_{0\tau}, \quad (1.3)$$

где V_0 , $V_{0\tau}$ – геоцентрическая скорость аппарата в начальной точке и ее трансверсальная компонента, $V_{\oplus \text{кр}}$ – круговая скорость на расстоянии r_0 от центра Земли;

$$V_{\oplus \text{кр}} = \sqrt{\frac{398580 \cdot 10^9}{6621 \cdot 10^3}} = 7,75883 \cdot 10^3 [\text{м/с}]$$

В этом случае $V_{0\tau}$ меняется в диапазоне

$$\min V_{0\tau} \leq V_{0\tau} \leq \max V_{0\tau} = V_{\oplus \text{кр}} + \Delta V_0, \quad (1.4)$$

$$\text{где } \min V_{0\tau} = V_{\oplus \text{кр}} \left[\left(\frac{r_{\text{л}}}{r_0} \right)^2 - \sqrt{\left(\frac{r_{\text{л}}}{r_0} \right)^4 - \left(3 - \frac{\Delta V_0^2}{V_{\oplus \text{кр}}^2} \right) \left(\frac{r_{\text{л}}}{r_0} \right)^2 + 2 \frac{r_{\text{л}}}{r_0}} \right] = 10,87915454 [\text{км/с}] \quad (1.5)$$

$$\max V_{0\tau} = 7,75883 + 3,121 = 10,87983 [\text{км/с}].$$

Перелет с $V_{0\tau} = \max V_{0\tau}$ соответствует касанию в перигее траектории Земля-Луна круговой орбиты ИСЗ с радиусом r_0 , перелет с $V_{0\tau} = \min V_{0\tau}$ соответствует касанию в апогее траектории Земля-Луна круговой орбиты с радиусом $r_{\text{л}}$

Поскольку при $\Delta V_0 \approx 3,2 \div 3,4$ км/с $V_{0\tau}$ меняется в очень узком диапазоне, практический для любых перелетов Земля – Луна в момент входа на сфере влияния $V_{1\tau} = 0,19$ км/с.

При расчете перелета Земля – Луна задаемся следующими величинами:

1) постоянное для заданного интервала времени наклонение плоскости орбиты Луны к плоскости экватора, $i_{л}=28^0$;

2) положение Луны на орбите, определяется $0 \leq u_{л} \leq 360^0$, $u_{л} = 90^0$;

3) наклонение перелета к плоскости экватора $0 \leq i_0 \leq 180^0$, $i_0 = 51,6^0$;

4) $\text{sign} \cos u_1 = -1$;

5) маршрут перелета Земля – Луна А, $\text{sign}(V_{1r}, V_{2r}) = -1$, направление по отношению к полюсам Земли: Земля–Луна – северный, Луна–Земля – южный;

Находим $u_1 = u_1(i_{л}, i_0, u_{л})$ по формуле

$$\sin u_1 = \frac{\sin i_{л} \sin u_{л}}{\sin i_0} = 0,599 \quad (1.6)$$

Тогда

$$u_1 = \arcsin u_1 \approx 37^0.$$

Выражается угол между векторами $U_{л}$ и V_{1r} $\alpha_1 = \alpha_1(i_{л}, i_0, u_{л})$ из следующей системы уравнений

$$\begin{cases} \cos \alpha_1 = \frac{\cos u_{л} \sin i_{л} \cos u_1 \sin i_0 + \cos i_0 \cos i_{л}}{1 - \sin^2 u_{л} \sin^2 i_{л}} \\ \sin \alpha_1 = \frac{\cos u_1 \sin i_0 \cos i_{л} - \cos u_{л} \sin i_{л} \cos i_0}{1 - \sin^2 u_{л} \sin^2 i_{л}} \end{cases} \quad (1.7)$$

Откуда

$$\text{tg} \alpha_1 = \frac{\cos u_{л} \sin i_{л} \cos u_1 \sin i_0 + \cos i_0 \cos i_{л}}{\cos u_1 \sin i_0 \cos i_{л} - \cos u_{л} \sin i_{л} \cos i_0} = 0,989871654 \quad (1.8)$$

Тогда $\alpha_1 \approx 45^0$.

Используя следующую систему уравнений, находятся V_{0r}, V_0

$$\left\{ \begin{array}{l} V_{0\tau} = \frac{V_1^2 - 2V_{1r}U_{\text{л}} \cos \alpha_1 + 3V_{\oplus kp}^2 - 2U_{\text{л}}^2 - \Delta V_0^2}{2 \left(V_{\oplus kp} - U_{\text{л}} \frac{r_0}{r_{\text{л}}} \cos \alpha_1 \right)} = 11,031 \cdot 10^3 [\text{м/с}] \\ \Delta V_0^2 = V_0^2 + V_{\oplus kp}^2 - 2V_{\oplus kp}V_{0\tau} = 10,987 \cdot 10^3 [\text{м/с}] \end{array} \right. \quad (1.9)$$

Геоцентрическая скорость в момент входа в сферу влияния Луны (рисунок 1, точка 1)

$$V_1^2 = \Delta V_0^2 + 2V_{\oplus kp}V_{0\tau} + 2U_{\text{л}}^2 - 3V_{\oplus kp}^2 = 2,391 \cdot 10^6 [\text{м}^2/\text{с}^2]. \quad (1.10)$$

Величина вектора селеноцентрической скорости $V_{\text{сф}}$ в момент входа на сфере влияния Луны:

$$V_{\text{сф}}^2 = \Delta V_0^2 + 3(U_{\text{л}}^2 - V_{\oplus kp}^2) + 2V_{\oplus kp}V_{0\tau} \left(1 - \frac{U_{\text{л}}^3}{V_{\oplus kp}^3} \cos \alpha_1 \right) = 3,15471 \cdot 10^6 [\text{м}^2/\text{с}^2]. \quad (1.11)$$

Находится компонента вектора V_1 по следующей формуле

$$V_{1r} = \sqrt{V_1^2 - V_{1\tau}^2} = 1,5346 \cdot 10^3 [\text{м/с}] \quad (1.12)$$

Зная ориентацию плоскости перелета Земля-Луна относительно плоскости орбиты Луны, величину $V_{\text{сф}}$ и при заданной величине $V_{0\tau}$ – компоненты V_{1r} и $V_{1\tau}$ вектора V_1 получаем на сфере влияния Луны вектор $\mathbf{V}_{\text{сф}}$:

$$\mathbf{V}_{\text{сф}} = \{ \pm V_{1r}, V_{1\tau} \cos \alpha_1 - U_{\text{л}}, V_{1\tau} \sin \alpha_1 \} = \{ \pm 1,5346 \cdot 10^3; -0,884 \cdot 10^3; 0,1344 \} \quad (1.13)$$

В результате для определения оптимального перелета сфера влияния Луны – орбита ИСЛ приходим к стандартной постановке внутренней задачи ММСВ. Рассматривается одноимпульсный перелет сфера влияния Луны – круговая орбита ИСЛ, для которой величина импульса перехода на орбиту ИСЛ (в

точке 2 на рисунке 1) $\Delta V = \Delta V(\chi, \sigma)$, где параметр χ определяется по следующему соотношению

$$\chi = \frac{\rho}{a} = 1,13 \quad (1.14)$$

где $a = 1626,112[\text{км}]$ – действительная полуось гиперболы перехода сфера влияния Луны – круговая орбита ИСЛ;

ρ – радиус орбиты ИСЛ, определяется как сумма радиуса Луны $r_n = 1738\text{км}$ и высоты орбиты ИСЛ $H = 100\text{км}$;

$$\rho = 1838[\text{км}];$$

$$\rho_{\text{сфл}} = 66000[\text{км}] - \text{радиус сферы влияния Луны};$$

$$\mu_n = 4889[\text{км}^3/\text{с}^2] - \text{гравитационная постоянная Луны};$$

Ориентацию круговой орбиты ИСЛ в пространстве удобно задавать с помощью наклона к плоскости орбиты Луны i и долготы восходящего узла Ω , отсчитываемой от оси x_c в сторону y_c . Истинная аномалия в плоскости орбиты ϑ отсчитывается от плоскости орбиты Луны, т.е. вектор j_π расположен в плоскости орбиты Луны и направлен в восходящий узел орбиты ИСЛ. В этом случае

$$\begin{cases} j_\pi = \{\cos \Omega, \sin \Omega, 0\} \\ j_y = \{-\cos i \sin \Omega, \cos i \cos \Omega, \sin i\} \\ j_n = \{-\sin i \sin \Omega, -\sin i \cos \Omega, \cos i\} \end{cases} \quad (1.15)$$

Величины i и Ω влияют на решение через направляющие косинусы вектора $\mathbf{V}_{\text{сф}}$:

$$l = \cos\left(\mathbf{V}_{\text{сф}}^\wedge, j_\pi\right), m = \cos\left(\mathbf{V}_{\text{сф}}^\wedge, j_y\right), n = \cos\left(\mathbf{V}_{\text{сф}}^\wedge, j_n\right) \quad (1.16)$$

при этом параметры оптимальной гиперболы зависят только от $\sigma = 1 - n^2$, а l и m влияют только на истинную аномалию ϑ точки выхода на орбиту ИСЛ. Используя (1.11) и (1.13) можно установить, что l , m , n , σ являются периодиче-

скими функциями i и Ω с периодом 2π . При $i = 90^\circ$ период для σ по Ω равен π , при $i = 0, 180^\circ$ σ не зависит от Ω .

Рассматриваются наклонения $i = 0, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ$. В качестве независимой переменной берется угол Ω .

Сначала берутся следующие значения $i = 0, \Omega = 0$. При этих значениях находится оптимальная точка выхода на орбиту ИСЛ и соответствующее значение $\min \Delta V$

$$\Delta \tilde{V} = V_{крл} \left(3 + \chi - 2\sqrt{2 + \chi} \sqrt{\sigma} \right)^{1/2} = 3,1186 \cdot 10^3 \text{ [м/с]} \quad (1.17)$$

где $V_{крл} = 1,63094 \text{ [км/с]}$ – круговая скорость на расстоянии ρ от центра Луны,

$$n = \cos[0 \cdot 1,5346 + 0 \cdot (-0,884) + 1 \cdot 0,1344] = \cos(0,1344) = 0,991$$

$$\sigma = 1 - 0,991^2 = 0,017919$$

Функция (1.15) с достаточной степенью аппроксимирует строгую функцию $\Delta V(\chi, \sigma)$ при $\chi \geq 1 \div 2$.

Используя (1.15) находим приближенное значение $\min \Delta V$

Путем перебора V_{0r} в диапазоне (1.2.3) находятся оптимальные значения V_{0r} и соответствующее значение $\min_{\{V_{0r}\}} \{ \min_{\{\cos \beta\}} \Delta V \}$. Данные расчетов представлены в таблице 1.1 и 1.2.

Из графика (рисунок 1.2) видно, что $\min \Delta V \Rightarrow \min V_{0r}$ при $i = 90^\circ; \Omega = 0$. Тогда значение $\min \Delta V = 0,87230256 \text{ [км/с]}$. и соответствующее значение $V_{0r} = 10,87915454 \text{ [км/с]}$.

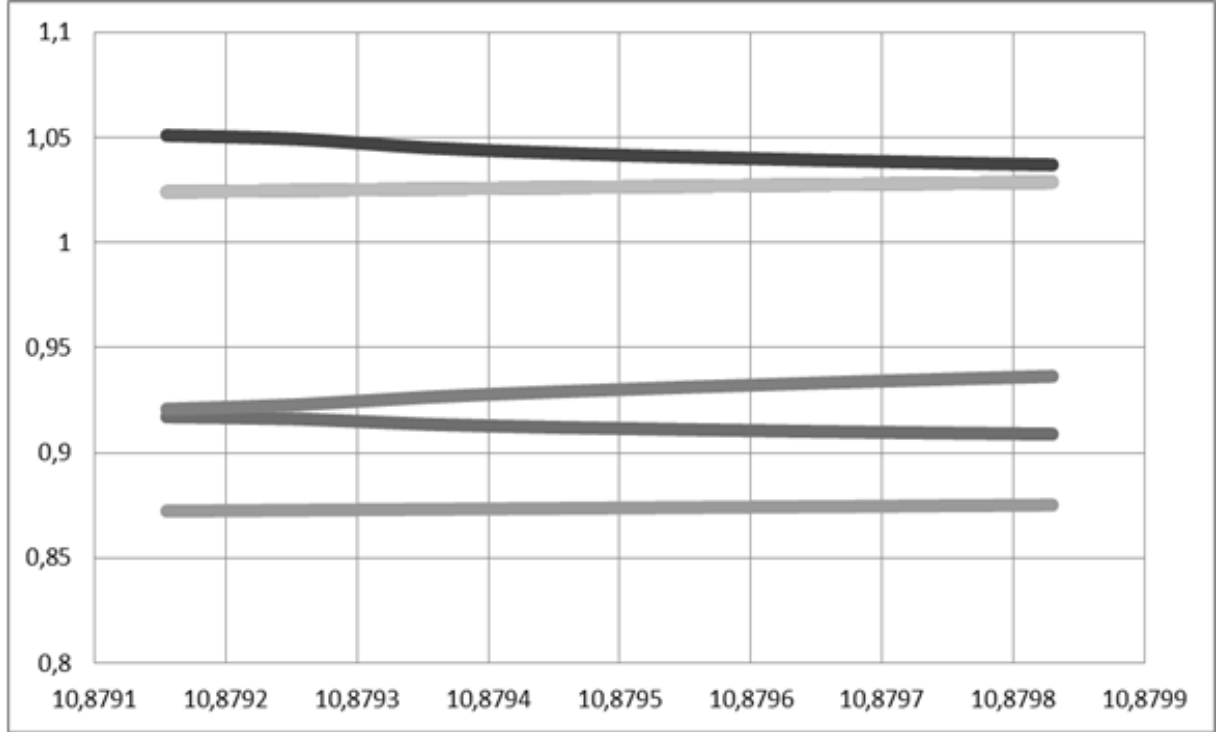


Рисунок 1.2 – График зависимости $\Delta V(V_{0r})$

Таблица 1.1 – Результаты расчетов

$V_{сф}$, км/с	V_1^2 , км ² /с ²	V_{1r}^2 , км ² /с ²	$V_{сф}$		
			1	2	3
10,8791545	0,03514	0,01299776	0,013	-0,884	0,1344
10,8792545	0,03669	0,0242839	0,02428	-0,884	0,1344
10,8793545	0,03824	0,04627606	0,04628	-0,884	0,1344
10,8794545	0,03979	0,06077203	0,06077	-0,884	0,1344
10,8795545	0,04135	0,07242241	0,07242	-0,884	0,1344
10,8796545	0,0429	0,08244254	0,08244	-0,884	0,1344
10,8797545	0,04445	0,09137033	0,09137	-0,884	0,1344
10,87983	0,0457	0,09756793	0,09757	-0,884	0,1344

Таблица 1.2 – Результаты расчетов

	$\Delta V_{км/с}$	$\Delta V_{км/с}$	$\Delta V_{км/с}$	$\Delta V_{км/с}$	$\Delta V_{км/с}$	$\Delta V_{км/с}$
i	0°	90°	90°	90°	90°	180°
Ω	любой	0°	45°	90°	135°	любой
	1,024061	0,87230256	0,917156244	1,050908635	0,9207789	1,024060974
	1,024746	0,87272651	0,916095157	1,049151574	0,92287488	1,0247461
	1,025431	0,8731503	0,913563233	1,045012661	0,92650314	1,025430771
	1,026115	0,87357393	0,91207126	1,042511624	0,92909121	1,026114985
	1,026799	0,8739974	0,910971934	1,04062903	0,93128637	1,026798745
	1,027482	0,87442071	0,910096417	1,039098937	0,93325747	1,027482052
	1,028165	0,87484387	0,909370109	1,037803822	0,93507911	1,028164906
	1,02868	0,87516308	0,908895364	1,036941988	0,93638022	1,028679888

1.3 Траектория возвращения от Луны к Земле

Траекториями возвращения называются траектории, которые начинаются в грависфере Луны (на лунной поверхности или на орбите ИСЛ), на первом обороте вокруг Луны выходят из этой сферы и затем сближаются с Землей, совершив вокруг нее не более одного оборота.

Считая орбиту Луны круговой (скорость Луны $U_{л} \cong 1$ [км/с], можно оценить минимальную величину селеноцентрической скорости ТКС в момент выхода из грависферы, которая составляет $V_* = 0,8$ [км/с]. Данная величина вдвое превосходит селеноцентрическую скорость на границе сферы действия Луны, составляющую менее 0,4 [км/с], поэтому дуга траектории возвращения в грависфере Луны неизбежно является гиперболой.

Начальную скорость V_B , которой должен обладать ТКС для возвращения на Землю, определяется по формуле:

$$V_B = \sqrt{\frac{2\mu_L}{r} - \frac{2\mu_L}{\rho_{сфл}} + V_*^2} \approx 2500 \text{ [м/с]}. \quad (1.16)$$

Это минимальная необходимая скорость, при которой возможно приближение к Земле. Именно эту скорость необходимо сообщить ТКС в непосредственной окрестности Луны, чтобы он мог вернуться к Земле.

Для получения данной скорости, ТКС необходимо сообщить следующее приращение скорости:

$$\Delta V_1 = V_B - V_{крл} = 820 \text{ [м/с]} \quad (1.17)$$

Для того чтобы ТКС гарантированно вернулся на Землю, необходимо, чтобы направление этой скорости обеспечивало нестолкновение с Луной, а также селеноцентрическая скорость ТКС в момент выхода из грависферы Луны, была противоположна геоцентрической переносной скорости Луны. Естественно, учет дополнительных ограничений таких, как точка старта от Луны, ограничение на время перелета, только увеличивает энергетические затраты на реализацию траектории возврата. Гравитационные потери при разгоне, если старт осуществляется с орбиты ИСЛ, невелики, и ими можно пренебречь. Учет всех этих факторов в задаче возврата с орбиты ИСЛ приводит к значениям потребной характеристической скорости (2,6...3) [км/с]. Максимальное значение скорости требуется при старте непосредственно с поверхности Луны.

Следовательно, скорости V_B , вполне достаточно для возвращения ТКС на Землю.

2.1 Расчет основных проектных параметров

МБ представляет собой сложное техническое устройство, включающее большое количество агрегатов, систем и механизмов, в основе которых лежат различные физические принципы.

Разработка конкретного образца МБ связана с отысканием оптимального сочетания элементов, обеспечивающих экстремум основного качества блока.

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

Целью задачи выбора основных проектных параметров является нахождение такого их сочетания, которое обеспечивает выполнение основной задачи полета (выведения заданного полезного груза на орбиту искусственного спутника Луны и обратно), при наличии конечного числа ограничений (например, на габариты летательного аппарата, тип используемых двигательных установок и пр.), и сообщает при этом экстремальное значение критерию совершенства летательного аппарата.

Основными проектными параметрами будем считать:

μ_k – относительная конечная масса,

n_0 – начальная тяговооруженность,

m_0 – стартовая масса МБ.

Наряду с основными существует группа проектных параметров летательного аппарата, определяемых компоновочным решением ЛА, уровнем технологии, уровнем промышленного развития, задаваемая на первом этапе проектирования по статистике и уточняемая в ходе итерационного процесса проектирования.

Задачей, разрабатываемого в настоящем дипломном проекте межорбитального буксира, является транспортировка полезного груза массой $m_{ПГ}^T =$

10000[кг] с опорной орбиты высотой $H = 250$ [км] и наклонением $i_1 = 51,6^\circ$ на орбиту искусственного спутника Луны высотой 100 км и обратно на Землю полезный груз массой $m_{\text{пг}}^\circ = 4000$ [кг].

Известна расчетная схема перехода со следующими характеристиками: $\Delta V_{\text{имп1}} = 3121$ [м/с], $\Delta V_{\text{имп2}} = 872,3$ [м/с], $\Delta V_{\text{имп3}} = 872,3$ [м/с].

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

Все расчеты представлены в приложении А. Результаты в таблице 2.1

Таблица 2.1 – Результаты расчета приближений

Параметры	Номер приближения			
	0	1	2	3
n_0	-	0,56004064	0,53951576	0,54590450
μ_k	0,241590681	0,241492477	0,241428939	0,241450003
$m_{\text{тг}}$	-	50153	41615	44137
P, H	-	336683	267032	288805
$m_{\text{то}}$	-	2028	1819	1880
$a_{\text{то}}$	-	0,040428578	0,043701227	0,042602771
$m_{\text{ду}}$	-	613	497	534
$\gamma_{\text{ду}}$	-	0,016546371	0,016914913	0,0167995
m_{σ}	-	1447	1349	1377
a_{σ}	-	0,025784034	0,030071333	0,028576765
a_k	0,15	0,11410088	0,122841432	0,119911837
$\mu_{\text{пг}}$	0,151240103	0,18228102	0,171862695	0,173788508
m_0	66120	54860	58186	57541

2.2 Объемно – геометрические характеристики МБ

2.2.1 Расчет объема топливных баков

Объем топливных баков окислителя и горючего включает объем дозы заправки соответствующего компонента топлива, объем газовой подушки и объем арматуры:

$$V_{\text{б[о,г]}} = V_{\text{д.з[о,г]}} + V_{\text{г.п[о,г]}} + V_{\text{арм[о,г]}} = 22,99[\text{м}^3]/14,882[\text{м}^3] \quad (2.1)$$

где $V_{\text{д.з[о,г]}}$ – объем дозы заправки;

$V_{\text{г.п[о,г]}}$ – объем газовой подушки;

$V_{\text{арм[о,г]}}$ – объем, занимаемый внутрибаковой арматурой и магистралями.

Суммарная масса заправляемых окислителя и горючего с учетом (2.1) может быть определена по формулам

$$m_{\Sigma_0} = \frac{k_m}{1 + k_m} m_{T\Sigma} = 32522 \text{ [кг]} \quad (2.2)$$

$$m_{\Sigma_r} = \frac{1}{1 + k_m} m_{T\Sigma} = 11615 \text{ [кг]} \quad (2.3)$$

где k_m – массовый коэффициент соотношения компонентов топлива (для пары АТ и НДМГ $k_m = 2,8$).

Тогда объем дозы заправки окислителя и горючего при расчетных температурах T_p заправки определяется как

$$V_{\text{д.о}} = \frac{m_{\Sigma_0}}{\rho_0(T_p)} = 22,429 \text{ [м}^3\text{]} \quad (2.4)$$

$$V_{\text{д.г}} = \frac{m_{\Sigma_r}}{\rho_r(T_p)} = 14,519 \text{ [м}^3\text{]} \quad (2.5)$$

где $\rho_0(T_p)$, $\rho_r(T_p)$ – плотность окислителя и горючего при расчетных температурах заправки ($\rho_0(T_p) = 1450 \text{ кг/м}^3$, $\rho_r(T_p) = 800 \text{ кг/м}^3$).

Газовая подушка в топливном баке необходима для:

- компенсации изменения объема дозы заправки компонентом топлива при изменении его температуры;
- учета термической усадки бака в случае применения криогенных компонентов топлива;
- обеспечения требуемого давления в баке в процессе предстартового наддува при запуске двигательной установки.

В общем случае объем газовой подушки необходимо выбирать минимально возможным с учетом условий функционирования РБ. В числе прочих факторов это определяет массовое совершенство топливного отсека. На начальном этапе проектирования объем газовой подушки обычно учитывают как долю от объема дозы заправки.

Соответственно объем газовой подушки в баке окислителя и горючего

$$V_{Г.П_о} = (0,02 \div 0,03)V_{Д.З_о} = 0,44858[\text{м}^3] \quad (2.6)$$

$$V_{Г.П_г} = (0,02 \div 0,03)V_{Д.З_г} = 0,29038[\text{м}^3] \quad (2.7)$$

Объем занимаемый внутрибаковой арматурой и магистралями:

$$V_{арм[Г.О.]} = 0,005 \div 0,006 \cdot V_{Д.З.[О,Г]} \quad (2.8)$$

Объем бака, потребный для размещения топлива

$$V_{б.о.г} = \xi_{\phi} V_{б[о,г]} = 24,14[\text{м}^3] / 15,626[\text{м}^3] \quad (2.9)$$

где ξ_{ϕ} – коэффициент, учитывающий наличие свободного объема бака для температурного расширения топлива, а также учитывающий гарантийные и конструктивные остатки топлива (в среднем $\xi_{\phi} = 1,05 \div 1,08$).

Удельный расход топлива

$$\dot{m} = \frac{P}{J_{уд}^{эф}} = 83,3[\text{кг/с}] \quad (2.10)$$

Определяем массовые секундные расходы окислителя и горючего по формулам:

$$\dot{m}_{[o]} = \frac{k_m}{1+k_m} \dot{m} = 61,4 [\text{кг/с}] \quad (2.11)$$

$$\dot{m}_{[r]} = \frac{1}{1+k_m} \dot{m} = 21,9 [\text{кг/с}] \quad (2.12)$$

Диаметр трубопроводов подачи компонентов топлива к двигательной установке определяется по следующей формуле:

$$d_{\text{т.п.}[o,r]} = \sqrt{(4\dot{m}_{[o,r]})/(\pi\rho_{[o,r]}V)} = 0,0734 [\text{м}]/0,0591 [\text{м}] \quad (2.13)$$

где V – скорость движения компонентов топлива по трубопроводу

$$V = 5 \div 10 \text{ м/с } (V = 10 \text{ м/с})$$

По ГОСТу выбираем $d_{\text{т.п.}[o]} = 0,075 [\text{м}]$, $d_{\text{т.п.}[r]} = 0,06 [\text{м}]$.

2.2.2 Расчет геометрических характеристик бака окислителя и горючего

1) Расчет бака окислителя. Исходные данные: $D_o = 3,6 [\text{м}]$ (см. рисунок 2.1).

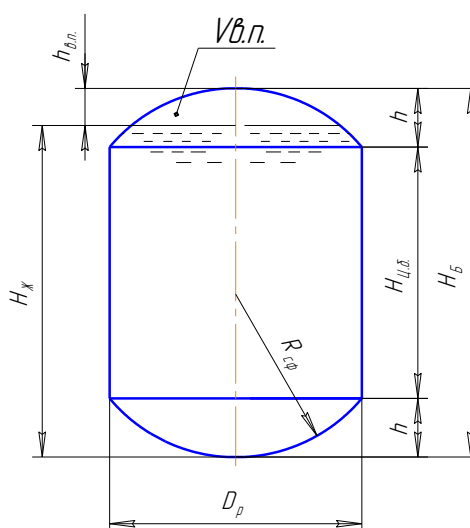


Рисунок 2.1 – Расчётная схема топливного бака

Определяем радиус сферы верхнего и нижнего днищ бака (см. рисунок 2.1):

$$R_u = \frac{D_6}{2} = \frac{3,6}{2} = 1,8 [м] \quad (2.14)$$

$$R_{cf} = 1,5 \cdot R_u = 1,5 \cdot 1,8 = 2,7 [м] \quad (2.15)$$

Высота верхнего и нижнего днищ бака:

$$h = R_{cf} - \sqrt{R_{cf}^2 - R_u^2} = 2,7 - \sqrt{2,7^2 - 1,8^2} = 0,688 [м] \quad (2.16)$$

Объем верхнего и нижнего днища бака окислителя определяется по формуле:

$$V_{ВДН.О} = V_{НДН.О} = \pi \cdot h^2 \cdot \left(R_{cf} - \frac{h}{3} \right) = 3,6674591 [м^3] \quad (2.17)$$

Высота цилиндрической части бака окислителя:

$$H_{ц.о} = \frac{4 \cdot (V_{6.о} - V_{ВДН.О} - V_{НДН.О})}{\pi \cdot (D_6)^2} = \frac{4 \cdot (24,14 - 2 \cdot 3,6674591)}{3,14 \cdot 3,6^2} = 1,652 [м] \quad (2.18)$$

Полная высота бака окислителя:

$$H_{б.о} = H_{ц.о} + 2 \cdot h = 1,652 + 2 \cdot 0,688 = 3,028 [м] \quad (2.19)$$

Высоту воздушной подушки от зеркала жидкости до полюса верхнего днища бака найдём из выражения:

$$V_{Г.По} = \pi \cdot h_{Г.По}^2 \cdot \left(R_{cf} + \frac{h_{Г.По}}{3} \right) \quad (2.20)$$

Следовательно, высота воздушной подушки равна:

$$h_{Г.П_о} = \sqrt{\frac{V_{Г.П_о}}{\pi \cdot (R_{сф} + \frac{V_{Г.П_о}}{3})}} = \sqrt{\frac{0,44858}{3,14 \cdot (2,7 + \frac{0,44858}{3})}} = 0,224 [м]. \quad (2.21)$$

Высота уровня жидкости в баке:

$$H_о^* = H_{б.о} - h_{Г.П} = 2,804 [м] \quad (2.22)$$

2) Расчет бака горючего. Исходные данные: $D_б = 3,6 [м]$.

Определяем радиус сферы нижнего днищ бака (см. рисунок 2.1):

$$R_{сф} = 1,5 \cdot R_у = 1,5 \cdot 1,8 = 2,7 [м]$$

Высота нижнего днищ бака:

$$h = R_{сф} - \sqrt{R_{сф}^2 - R_у^2} = 2,7 - \sqrt{2,7^2 - 1,8^2} = 0,688 [м] \quad (2.23)$$

Объем нижнего днищ бака горючего определяется по формуле:

$$V_{ндн.г} = \pi \cdot h^2 \cdot (R_{сф} + \frac{h}{3}) = 3,6674591 [м^3] \quad (2.24)$$

Высота цилиндрической части бака горючего:

$$H_{ц.г} = 4 \cdot (V_{б.г} - V_{ндн.г} + V_{ндн.о}) / \pi \cdot (D_б)^2 \quad (2.25)$$

Полная высота бака горючего:

$$H_{б.г} = H_{ц.г} + h = 1,536 + 0,688 = 2,224 [м]. \quad (2.25)$$

Высоту воздушной подушки от зеркала жидкости до полюса верхнего днища бака найдём из выражения:

$$V_{Г.ПГ} = \pi \cdot (h - h_{Г.ПГ})^2 \cdot (R_{сф} + \frac{h - h_{Г.ПГ}}{3}) \quad (2.26)$$

Следовательно, высота воздушной подушки равна:

$$h_{Г.ПГ} = h - \sqrt{\frac{V_{Г.ПГ}}{\pi \cdot (R_{сф} + \frac{V_{Г.ПГ}}{3})}} \quad (2.27)$$

Высота уровня жидкости в баке:

$$H_2^{жс} = H_{б.з} - h_{Г.ПГ} \quad (2.28)$$

Полная высота топливного отсека

$$H_{б.з} = h + H_{ц.о} + H_{ц.з} + h = 0,688 + 1,652 + 1,536 + 0,688 = 4,564 [м]. \quad (2.29)$$

Результаты расчета объемно-геометрических характеристик бака окислителя и горючего сведены в таблицу 2.4.

2.2.3 Объемно-геометрические размеры приборного отсека

Т.к. приборы системы управления и бортового радиокомплекса размещены в едином приборном отсеке, то его объем можно определить с помощью следующих зависимостей

$$V_{П.О} = m_{сy} / \rho_{П.О} = 3,04 [м^3] \quad (2.30)$$

где $\rho_{П.О}$ – средняя массовая плотность приборного отсека, $\rho_{П.О} \approx 250 \div 350 [кг/м^3]$

Длина приборного отсека

$$L_{по} = \frac{V_{п.о}}{\pi R_y^2} \quad (2.31)$$

Длина хвостового отсека МБ определяется в соответствии со следующей формулой:

$$l_{хо} = 0,8 + L_{ду} \quad (2.32)$$

Результаты расчетов сведены в таблицу 2.2.

Таблица 2.2 – Результаты расчетов объемно-геометрических характеристик МБ

Наименования параметров	Обозначения параметров	Единицы измерения	Численные значения
Объем окислителя	$V_{ок}$	$м^3$	22,429
Объем горючего	$V_{г}$	$м^3$	14,519
Объем бака окислителя	$V_{б.о}$	$м^3$	24,14
Объем бака горючего	$V_{б.г}$	$м^3$	15,626
Диаметр трубопровода			
- окислителя	$d_{т.р.[о]}$	$м$	0,075
-горючего	$d_{т.р.[г]}$	$м$	0,06
Высота бака окислителя	$H_{б.о}$	$м$	3,028
Высота бака горючего	$H_{б.г}$	$м$	2,224
Высота топливного отсека	H	$м$	4,564
Объем приборного отсека	$V_{п.о}$	$м^3$	3,04
Длина приборного отсека	$L_{по}$	$м$	0,3

3.1 Обеспечение прочности конструкции

Задача расчета на прочность конструкции межорбитального буксира (РБ) – обеспечить надежность работы конструкции при минимальном его весе. Формулировка условий достаточной надежности зависит от принимаемых критериев при оценке прочности и методов определения расчетных предельных состояний конструкций.

При расчете прочности необходимо учитывать особенности и условия эксплуатации и изготовления реальной конструкции, поведение конструкции, находящейся под нагрузкой, характер разрушения её в целом и отдельных элементов, необходимо также знать все особенности материала влияющие на конструктивную прочность, а также другие факторы.

Конструкция работоспособна с точки зрения прочности, если во всех заданных условиях эксплуатации она удовлетворяет принятым при проектировании нормам прочности. Весь комплекс работ направленных на обеспечение прочности, можно разбить на следующие основные этапы:

- анализ режимов эксплуатации;
- выбор коэффициентов безопасности;
- проектирование конструкции;
- выбор материалов;
- выбор расчетной схемы;
- расчет на прочность;
- производственно-технологическая и конструкторская отработка;
- экспериментальная отработка и проверка прочности;
- обеспечение прочности в серийном производстве.

Все эти этапы взаимосвязаны и не могут рассматриваться изолированно друг от друга. Работы в соответствии с этим ведутся с разной интенсивностью в процессе всей отработки изделия. При изменении условий эксплуатации или при изменении конструкции пересматриваются расчетные случаи, корректируются нагрузки и расчеты прочности, определяются требуемые для обеспечения

прочности изменения конструкции и при необходимости проводятся дополнительные экспериментальные проверки.

3.2 Выбор материала

В конструкциях МБ применяются алюминиевые (АМг6, АМц, 1201, Д16, Д20, В95, АК6, АЛ2, АЛ4, САП-1, САС-Д16), магниевые сплавы (МЛ5, МЛ12, МА2-1, МА2, МА5, ВМ65-1), специальные титановые сплавы (ВТ6, ВТ14, ВТ6С) и стали высокой прочности (сталь 45, 30ХГСА, 03Х20Н16АГ6, 12Х18Н10Т). 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 ряд других факторов таких, например, как коррозионная стойкость, жаростойкость, стоимость, наличие материалов, технологические свойства.

При выборе материала конструкций 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.

3.3 Нагрузки, действующие на МБ

Межорбитальный буксир испытывает внешние нагрузки как в полете, так и при наземной эксплуатации. Нагрузки, действующие на МБ на участке выведения, в значительной мере определяются характеристиками ракеты-носителя, силами и моментами, приложенными к ракете-носителю.

Для удобства анализа нагрузки разделяют на программные и возмущающие. Под программными понимают нагрузки, соответствующие движению по расчетной траектории. Возмущающие нагрузки – это те, которые вызывают отклонения от расчетного (программного) движения и представляют собой разность между действительными и программными значениями нагрузок.

По характеру действия на конструкцию различают нагрузки статические и динамические. При этом к статической условно относят нагрузку, время приложения или изменения которой велико по сравнению с периодом собственных колебаний корпуса. Так, например, силы тяги, давления наддува в баках счита-

ются статическими. К числу динамических относят силы, вызванные нарастанием тяги на старте и спадом ее при выключении двигателя, работой тормозных двигателей. По характеру приложения к корпусу нагрузка подразделяется на поверхностную и массовую (объемную). К числу поверхностной относятся тяга, управляющие силы и моменты, давление наддува. Массовыми силами являются гравитационные силы и силы инерции. Если поверхностные силы распределены на сравнительно малой поверхности, то такие силы условно называют сосредоточенными.

После отделения межорбитального буксира от ракеты-носителя на МБ в общем случае могут действовать тяга тормозного или корректирующего двигателя, аэродинамические силы и моменты, гравитационные силы, управляющие силы и моменты систем ориентации и стабилизации.

3.4 Расчетные случаи нагружения корпуса МБ, понятие о коэффициенте безопасности и запасе прочности

Анализируя условия нагружения корпуса межорбитального буксира, можно заметить ряд характерных случаев, при которых наиболее вероятно появление максимальных напряжений в отдельных частях МБ. Эти наиболее опасные с точки зрения прочности случаи нагружения принято называть расчетными. Пользуясь классификацией и обозначениями, наметим основные расчетные случаи для корпуса межорбитального буксира.

Расчетный случай “И” – нагружение корпуса межорбитального буксира внутренним гидравлическим давлением при испытании его на прочность. Расчет позволяет определить величину максимально допустимого внутреннего гидравлического давления при испытаниях.

Расчетный случай “Т” – нагружение корпуса межорбитального буксира максимальными нагрузками при транспортировке его в пристыкованном состоянии совместно с ракетой-носителем от технической позиции до старта и при установке ракеты-носителя на пусковой стол. В этом случае инерционные нагрузки определяются скоростью движения, состоянием дороги и ускорениями стрелы установщика.

Расчетный случай “А” – нагружение корпуса межорбитального буксира максимальными осевыми инерционными силами. Этот случай соответствует

концу работы одной из ступеней носителя. Возмущающие силы при этом пренебрежимо малы и в расчет не включаются.

Расчетный случай “В” – нагружение корпуса межорбитального буксира вибрационными нагрузками на активном участке траектории. Вибрационные нагрузки могут возникнуть при неустойчивости системы “упругий корпус носителя – автомат стабилизации - двигатель”. Сюда же относятся и случаи динамической неустойчивости носителя в целом и его элементов в воздухе.

Целью прочностного расчета является проверка прочности и жесткости корпуса ЛА. Большинство элементов рассчитывают только на прочность. Проверка жесткости необходима только для сравнительно небольшой части элементов корпуса, деформация которых может существенно повлиять на характеристики движения. В основном сюда относятся элементы, определяющие величины аэродинамических управляющих сил и моментов.

Удовлетворяя требованиям прочности и жесткости, конструкция корпуса должна быть более легкой. Уменьшения массы конструкции можно добиться путем рационального распределения массы в сечениях, а также применением лучших материалов.

Прочностные расчеты носят, как правило, проверочный характер. Исходными данными для прочностного расчета являются:

- геометрические и весовые характеристики МБ и его узлов;
- результаты расчета нагрузок, действующих на МБ при выбранных расчетных случаях;

Несовершенство и приближенный характер расчета нагрузок, упрощающие допущения при расчете напряжений в отдельных узлах снижают точность получаемых результатов. Значительная часть величин, которыми приходится оперировать при прочностных расчетах, носит случайный характер. Не всегда имеются достоверные данные по температурным полям рассматриваемых узлов, влиянию технологии производства на прочностные характеристики, критериям прочности и т.д. Все эти отклонения приходится компенсировать специальными коэффициентами запаса, подтверждаемыми статическими испытаниями.

В практике работы ракетных конструкторских бюро нашел широкое применение расчет на действие увеличенных (по сравнению с эксплуатационными) нагрузок, называемых расчетными. При этом расчетные нагрузки получают умножением эксплуатационной нагрузки на коэффициент безопасности f , выражающий тот минимальный запас прочности конструкции, который обеспечивает надежную работу при эксплуатационной нагрузке. Если обозначить эксплуатационную нагрузку через $N^э$, то величина расчетной нагрузки $N^р$ определится как произведение $fN^э$. В дальнейшем расчет на прочность конструкции производится на действие расчетных нагрузок. Сравнение расчетной нагрузки с разрушающей, полученной при статических испытаниях, дает возможность судить о правильности гипотез и упрощений, использованных при расчете.

В рационально спроектированной конструкции нагрузки, при которых произошло разрушение, должны быть равны расчетным или, во всяком случае, незначительно превосходить их. Разрушение при нагрузках, значительно превышающих расчетные, свидетельствует о том, что конструкция чрезмерно упрочнена, а следовательно, и тяжела. Если же конструкция разрушается при нагрузках, не достигающих расчетных, то, очевидно, изделие недостаточно прочно.

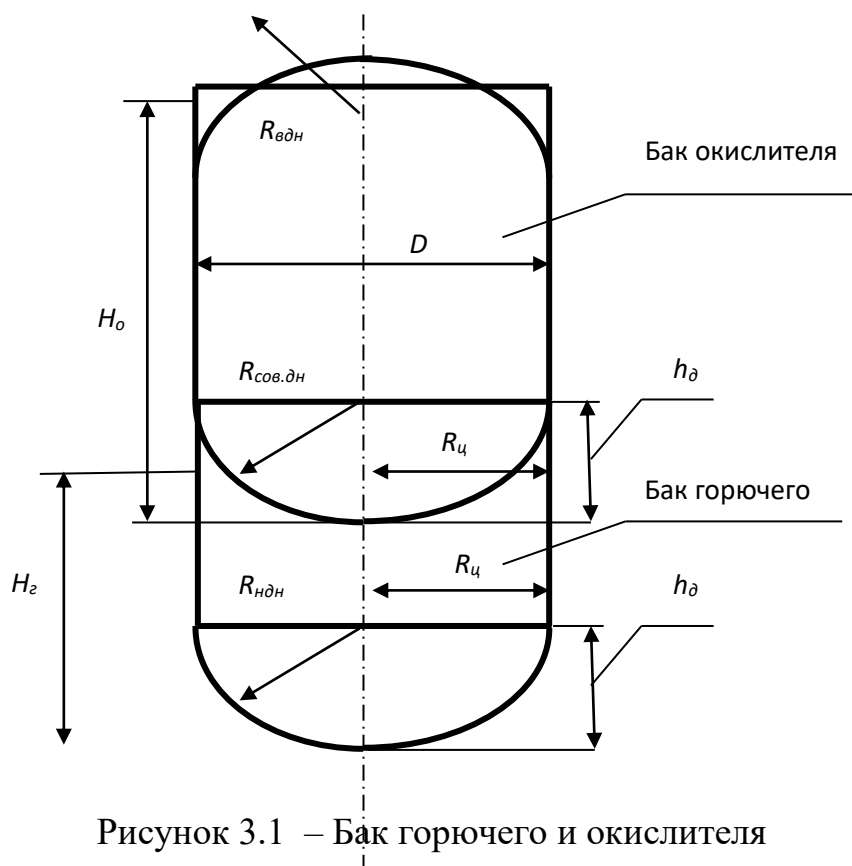
Величина коэффициента безопасности, вообще говоря, не является строго определенной и подлежит уточнению по мере накопления результатов теоретических и экспериментальных исследований. При расчетах МБ принимают коэффициент безопасности $f = 1,5 \div 2,0$.

Так как расчет на прочность является, как правило, проверочным, вводится также запас прочности n , который показывает, во сколько раз предельное напряжение в элементе больше расчетного, т.е. $n = \sigma_{пр}/\sigma_{расч}$. Под $\sigma_{пр}$ принимают критическое напряжение потери устойчивости $\sigma_{кр}$ для сжатых элементов или предел прочности $\sigma_с$ для растянутых. Условием прочности является $n \geq 1$, причем желательно, чтобы запас прочности незначительно отличался от единицы.

3.5 Прочностные расчеты элементов конструкции МБ

3.5.1 Расчёт топливного бака окислителя и окислителя на прочность

Основным параметром, определяющим конструктивно силовую схему топливного бака, является толщина стенки. Схема элементов ТБ представлена на рисунке 3.1.



При расчете бака на прочность определяющими являются погонные меридиональные и окружные усилия, зависящие от внутреннего давления p .

Учитывая высокую агрессивность компонентов топлива в конструкции бака используется алюминиевых сплав АМг6.

Исходные данные:

- внутри внутреннее эксплуатационное давление $p_{ок}=0,25$ [МПа];
- внутреннее эксплуатационное давление $p_r=0,2$ [МПа];
- радиус бака $R_ц=1,8$ [м];
- радиус верхнего и нижнего днищ бака $R_{ВДН}=2,7$ [м], $R_{НДН}=2,7$ [м];
- запас прочности $n=1.5$;
- плотность окислителя $\rho=1450$ [кг/м³], плотность горючего $\rho=800$ [кг/м³];
- высота столба $H_{ок}=2,804$ [м]; высота столба $H_r=1,718$ [м];
- механические свойства материала АМг6 [12]:
 $\sigma_r=170$ [МПа] – предел текучести;

$\sigma_b=320$ [МПа] – предел прочности;

$E=68$ [ГПа] – модуль упругости;

$f=1,5$ – коэффициент безопасности.

1) Расчет верхнего днища бака окислителя

Для расчета сферического днища воспользуемся безмоментной теорией:

$$\delta = \frac{p_{кр} R_{ВДН}}{2\sigma_b} = 0,001582[\text{м}] \quad (3.1)$$

Для верхнего днища, которое нагружено только давлением наддува, имеет место следующее соотношение:

$$p_{кр} = 0,375000[\text{Па}] \quad (3.2)$$

В соответствии с условием технологичности $\delta = 0,0016 [м]$

Тогда при этой толщине усилие, которое возникает в сферическом днище, определяется в соответствии со следующей формулой:

$$\sigma = \frac{p_{кр} \cdot R_{ВДН}}{2\delta} = 316,4 \cdot 10^6 \quad (3.4)$$

Из формулы (3.3) следует, что действующее напряжение при рассчитанной толщине меньше предела прочности материала конструкции ($\sigma < \sigma_B$).

2) Расчёт вафельной обечайки цилиндрической части бака окислителя

Исходные данные:

$$n_x = 1,5$$

$$\rho = 1450 \text{ [кг/м}^3\text{]}$$

$$h = 2,804 \text{ [м]}$$

Для обечайки бака, имеет место следующее соотношение:

$$p_{кр} = (p + n_x \cdot \rho \cdot H) \cdot f = 316,4 \cdot 10^6 \text{ [Па]} \quad (3.5)$$

Определяем окружные усилия:

$$N_t = (p_{кр} + n_x \cdot \rho \cdot H) \cdot R = 702,2 \cdot 10^3 \text{ [Н/м]} \quad (3.7)$$

где p – давление наддува; n_x – запас прочности; ρ – плотность топлива;

H – высота столба жидкости; R – радиус обечайки.

Определяем меридиональные усилия:

$$N_m = \frac{N_t}{2 \cdot \pi \cdot R} = 62,12 \cdot 10^3 \text{ [Н/м]} \quad (3.8)$$

При проектировании вафельной обечайки будем считать высоту продольных и поперечных ребер одинаковой, ширина ребер, как и шаг, может быть различной.

Пусть δ_0 – толщина панели, a – высота ребра; $b_c, b_{ш}$ – ширина ребра стрингера и шпангоута, ($b_c=b_{ш}=b$); $t_c, t_{ш}$ – шаг между стрингерами и шпангоутами, ($t_c=t_{ш}$) (рисунок 3.2).

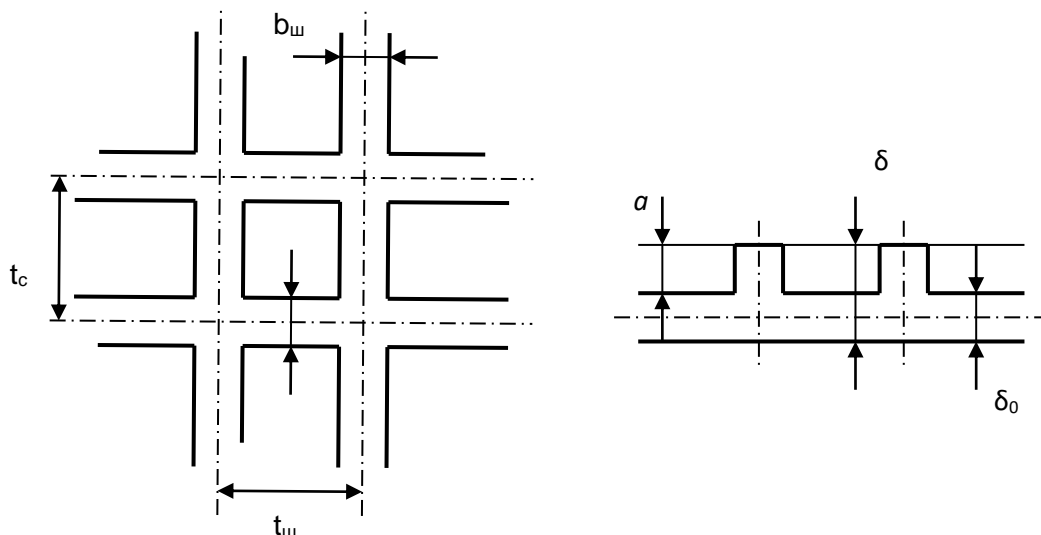


Рисунок 3.2 – Панель вафельной обечайки

Для удобства расчета вводятся параметры:

- фиктивная толщина обечайки в продольном сечении δ_c ;
- фиктивная толщина обечайки в поперечном сечении $\delta_{ш}$.

Величина коэффициента эффективности обычно выбирается из интервала $2 < \psi < 7$, пусть $\psi=4$ а оптимальное значение φ определяется по формуле:

$$\varphi = \frac{\psi - 1}{2\psi^2} = 0,09375 \quad (3.9)$$

Из условия: $\alpha \cdot b + \delta_0 \cdot t_c = \delta_c \cdot t$, находим:

$$\delta_0 = \frac{\delta_c \cdot 2 \cdot \psi}{(3\psi - 1)} = 0,003273 [\text{м}] \quad (3.10)$$

В качестве начального приближения для δ_c можно принять:

$$\delta_c = \delta_c^0 = \frac{N_t + N_i}{\sigma_T} = 0,0045 [\text{м}] \quad (3.11)$$

Определяем расчетное напряжение:

$$\sigma_{расч} = \frac{N_t}{2} \cdot \pi \cdot R \cdot \delta_c^0 = 8645,5 [\text{Н} \cdot \text{м}] \quad (3.12)$$

Тогда

$$\delta_{ш} = \frac{p_{кр} \cdot R}{\sigma_B - \sigma_{расч}} = 0,00216 [\text{м}] \quad (3.13)$$

Определим эквивалентную по весу толщину изотропной оболочки:

$$\delta = \delta_c + \delta_0 + \delta_{ш} = 0,009933 [\text{м}] \quad (3.14)$$

Найдем шаг подкрепления t_c :

$$t_c = t_{ш} = 3,8 \cdot \delta_0 \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_T}} = 0,24875 [\text{м}] \quad (3.15)$$

Площади поперечных и продольных подкрепляющих элементов определяются по формулам:

$$f_{ш} = b_{ш} \cdot a_{ш}, f_c = b_c \cdot a = 0,0003053 [\text{м}^2] \quad (3.16)$$

где $a_{ш} = a_c = 4 \cdot 0,003273 = 0,013092 [\text{м}]$,

$b_{ш} = b_c = 0,09375 \cdot 0,24875 = 0,02332 [\text{м}]$.

Эквивалентная толщина оболочки:

$$h = h_u + h_c - h_0 = 0,003[\text{м}] \quad (3.17)$$

Для вафельной оболочки безразмерной толщины h_u и h_c близки по величине друг другу и равны $h_u \approx h_c \approx (1,2 \div 1,5) h_0$. Изгибная толщина находится в пределах $\delta_c = (2,0 \div 5,0)h_0$.

Следовательно, величина h_0 составит 0,0015 [м].

Найдем приведенные толщины оболочки при растяжении в кольцевом и меридиональном направлении:

$$h_u = h_c = 1,5 \cdot 0,0015 = 0,00225[\text{м}].$$

Координата центра тяжести сечения:

$$z_c = \frac{a \cdot b \cdot (a + \delta_0)}{2 \cdot (a \cdot b + \delta_0 \cdot t_c)} = 0,00223[\text{м}] \quad (3.18)$$

Найдем момент инерции поперечного сечения панели:

$$I_c = \frac{b \cdot a^3}{12} + \frac{t_c \cdot \delta_0^3}{12} + \delta_0 \cdot t_c \cdot z_c^2 + a \cdot b \cdot \left(\frac{a + \delta_0}{2} - z_c\right)^2 = 1,9954 \cdot 10^{-8} \quad (3.19)$$

Критическое напряжение для вафельной обечайки рассчитывается по формуле:

$$\sigma_{кр} = \frac{\kappa_p \cdot \kappa_j \cdot E}{R \cdot \delta} \cdot \sqrt{\frac{12 \cdot I_c \cdot \delta_c}{t_c}} < \sigma_T = 102,82[\text{МПа}], \quad (3.20)$$

где

$$\kappa_p = 2934$$

$$\sigma_{кр} < 170 [\text{МПа}].$$

При выбранной величине $\delta = 9,933 \cdot 10^{-3} [\text{м}]$ условие $\sigma_{расч} < \sigma_{кр} < \sigma_m$ выполняется. Следовательно, вафельная обечайка является устойчивой.

3) Расчет совмещенного днища. Т.к. компоненты самовоспламеняющиеся, применяем совмещенное триметаллическое днище. Производим расчет только

основной стенки, герметизирующую стенку берем как можно меньшей толщины.

Давление в баке:

$$P^P = f \cdot (P_9^O + n_x \cdot \rho \cdot g \cdot h - P_9^r) = 0,1647 \cdot 10^6 \quad (3.21)$$

Толщина днища:

$$\delta = \frac{P^P \cdot R_{ДН}}{2[\sigma_s]} = 0,00069 [\text{м}] \quad (3.22)$$

Принимаем $\delta = 1$ мм.

4) Расчет обечайки бака горючего

Исходные данные:

$$n_x = 1,5$$

$$\rho = 800 \text{ [кг/м}^3\text{]}$$

$$h = 1,718 [\text{м}]$$

Для обечайки бака, имеет место следующее соотношение:

$$p_{кр} = (p + n_x \cdot \rho \cdot H) \cdot f = 0,3031 \cdot 10^6 [\text{Па}] \quad (3.23).$$

Определяем окружные усилия по формуле (3.7):

$$N_t = (0,384 \cdot 10^6 + 1,5 \cdot 800 \cdot 1,718) \cdot 1,8 = 695 \cdot 10^3 \text{ [Н/м]}$$

Определяем меридиональные усилия по формуле (3.8):

$$N_m = \frac{695 \cdot 10^3}{2 \cdot 3,14 \cdot 1,8} = 61,47 \cdot 10^3 \text{ [Н/м]}$$

Величина коэффициента эффективности обычно выбирается из интервала $2 < \psi < 7$, а оптимальное значение φ определяется по формуле (3.9):

$$\text{Пусть } \psi = 4, \text{ тогда } \varphi = \frac{3}{2 \cdot 4^2} = 0,09375.$$

Из условия: $\alpha \cdot b + \delta_0 \cdot t_c = \delta_c \cdot t$, находим:

$$\delta_0 = \frac{\delta_c \cdot 2 \cdot \psi}{(3\psi - 1)} = 0,00324 [\text{м}] \quad (3.24)$$

В качестве начального приближения для δ_c можно принять:

$$\delta_c = \delta_c^0 = \frac{N_t + N_m}{\sigma_T}, \quad (3.25)$$

$$\delta_c^0 = \frac{(695 + 61,47) \cdot 10^3}{170 \cdot 10^6} = 0,00445 [\text{м}]$$

Определяем расчетное напряжение по формуле (3.12):

$$\sigma_{расч} = \frac{695 \cdot 10^3}{2} \cdot 3,14 \cdot 1,8 \cdot 0,00445 = 8740 [\text{Н} \cdot \text{м}]$$

Тогда

$$\delta_{и} = \frac{P_{кр} \cdot R}{\sigma_B - \sigma_{расч}} = 0,001705 [\text{Н} \cdot \text{м}] \quad (3.26)$$

Определим эквивалентную по весу толщину изотропной оболочки по формуле (3.14):

$$\delta = 0,00445 + 0,00324 + 0,001705 = 0,009395 [\text{м}]$$

Найдем шаг подкрепления t_c по формуле (3.15):

$$t_c = t_{и} = 3,8 \cdot 0,00324 \cdot \sqrt{\frac{68 \cdot 10^9}{170 \cdot 10^6}} = 0,24624 [\text{м}]$$

Площади поперечных и продольных подкрепляющих элементов определяются по формулам:

$$f_{и} = b_{и} \cdot a_{и}, f_c = b_c \cdot a \quad (3.27)$$

где $a_{и} = a_c = 4 \cdot 0,00324 = 0,01296 [\text{м}]$,

$b_{и} = b_c = 0,09375 \cdot 0,24624 = 0,02309 [\text{м}]$.

Теперь по формуле (3.27) имеем:

$$f_{uu} = f_c = 0,013092 \cdot 0,02332 = 0,0003053 [\text{м}^2].$$

Эквивалентная толщина оболочки:

$$h = h_{uu} + h_c - h_0 = 0,002926 [\text{м}] \quad (3.28)$$

Для вафельной оболочки безразмерной толщины h_{uu} и h_c близки по величине друг другу и равны $h_{uu} \approx h_c \approx (1,2 \div 1,5) h_0$. Изгибная толщина находится в пределах $\delta_c = (2,0 \div 5,0) h_0$.

Следовательно, величина h_0 составит 0,0015 [м].

Найдем приведенные толщины оболочки при растяжении в кольцевом и меридиональном направлении:

$$h_{uu} = h_c = 1,5 \cdot 0,0015 = 0,00225 [\text{м}].$$

Координата центра тяжести сечения находится в соответствии с формулой (3.18):

$$z_c = \frac{0,01296 \cdot 0,02309 \cdot (0,01296 + 0,009395)}{2 \cdot (0,01296 \cdot 0,02309 + 0,009395 \cdot 0,24624)} = 0,00128 [\text{м}].$$

Найдем момент инерции поперечного сечения панели по формуле (3.19):

$$I_c = \frac{0,02309 \cdot 0,01296^3}{12} + \frac{0,24624 \cdot 0,00324^3}{12} + 0,00324 \cdot 0,24624 \cdot 0,00128^2 + 0,01296 \cdot 0,02309 \cdot \left(\frac{0,01296 + 0,00324}{2} - 0,00128 \right)^2 = 1,9484 \cdot 10^{-8}$$

Критическое напряжение для вафельной обечайки рассчитывается по формуле (3.20):

$$\sigma_{кр} = \frac{\kappa_p \cdot \kappa_j \cdot E}{R \cdot \delta} \cdot \sqrt{\frac{12 \cdot I_c \cdot \delta_c}{t_c}} < \sigma_T = 107,84 [\text{МПа}] \quad (3.29)$$

где

$$\kappa_p = 2,947$$

$$\sigma_{кр} < 170 [\text{МПа}].$$

При выбранной величине $\delta=9,9395 \cdot 10^{-3}$ [м] условие $\sigma_{расч} < \sigma_{кр} < \sigma_t$ выполняется. Следовательно, вафельная обечайка является устойчивой.

5) Расчет нижнего днища бака горючего

Давление в баке:

$$P^P = f \cdot (P_{\text{э}}^I + n_x \cdot \rho \cdot g \cdot h) = 0,3404 \cdot 10^6 \text{ [МПа]} \quad (3.30)$$

Толщина днища:

$$\delta = \frac{P^P \cdot R_{\text{ДДН}}}{2[\sigma_6]} = 0,00144 \text{ [м]}. \quad (3.31)$$

Принимаем $\delta=1,5$ мм.

Тогда при этой толщине усилие, которое возникает в сферическом днище, определяется по формуле:

$$\sigma = \frac{P^P \cdot R_{\text{ДДН}}}{2 \cdot \delta} = 306,4 \cdot 10^6 \text{ [Па]} \quad (3.32)$$

Из результата расчета следует, что действующее напряжение при рассчитанной толщине меньше предела прочности материала конструкции ($\sigma < \sigma_B$).

4.1 Конструкция МБ

Проектируемый аппарат – межорбитальный буксир, который предназначен для доставки полезного груза массой 10000 кг с опорной круговой орбиты Земли высотой 250 км на круговую орбиту Луны высотой 100 км и обратно на Землю полезную нагрузку массой 4000 кг.

Для выполнения вышеперечисленных задач проектируемый МБ имеет соответствующую конструкцию.

Конструктивно межорбитальный буксир состоит из хвостового отсека, силового кольца, топливного отсека, переходной фермы, приборного отсека и стыковочного узла.

МБ включает в свой состав:

- двигательную установку;
- систему обеспечения теплового режима;
- систему управления бортовым комплексом;
- радиотехническую систему;
- систему генерирования электроэнергии;
- систему сближения и агрегаты стыковки;
- систему управления движением;

4.2 Двигательная установка

Двигательная установка включает в себя:

- 4 основных двигателя;
- ДУ управления и стабилизации;
- топливные баки.

Основной двигатель РД-0221 однокамерный, многократного включения с турбонасосной системой подачи КТ выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, работает на высококипящих компонентах АТ и НДМГ. Четыре основных двигателя находятся в плоскостях, расположенных под углом 45° к плоскостям стабилизации. Двигатели имеют карданов подвес. Их тяга передается непосредственно на корпус топливного бака. Преимуществом данной схемы расположения ДУ является то, что при отказе одного или

даже двух двигателей управляемость сохраняется. Карданов подвес обеспечивает качение двигателя в двух плоскостях. Двигатель развивает тягу 78,4 [кН], суммарно 313,6 [кН], что соответствует требуемой тяге. Маршевый двигатель предназначен для обеспечения орбитального перехода.

Данная двигательная установка имеет следующие характеристики:

$$P_{\text{п}} = 8,0 \text{ т/с (78,4 кН)};$$

$$I_{\text{п}} = 3234 \text{ м/с};$$

$$p_{\text{к}} = 12,3 \text{ Мпа};$$

$$m_{\text{дв}} = 150 \text{ кг};$$

$$t = 800 \text{ с};$$

$$L_{\text{дв}} = 1710 \text{ мм};$$

$$D_{\text{дв}} = 900 \text{ мм}.$$

Питание ДУ от топливных баков

Размещение ДУ управления и стабилизации на МБ по симметричной схеме компоновки. ДУ управления и стабилизации включает в себя 24 ЖРД малой тяги, чем обеспечивается управление по всем каналам. ДУ рассредоточена по всему МБ. Двигатели размещены по периферии корпуса на наибольшем возможном плече относительно центра масса МБ. в использованной компоновочной схеме размещение ЖРДМТ на МБ каждые восемь двигателей ориентированы вдоль одной из осей МБ. При одновременном включении двух или четырех одинаково ориентированных двигателей возможно движение центра масс вдоль каждой из его осей, что обеспечивает стыковку МБ с ПГ. Таким образом, комбинаторикой включения ЖРДМТ обеспечивается пространственное положение осей МБ и его центра масс, что обеспечивает выполнение полетных задач МБ с помощью двигателей одной размерности.

Топливный отсек состоит из бака окислителя и горючего несущей конструкции с совмещенным днищем.

Бак окислителя выполнен из алюминиевого сплава АМг-6. Он состоит из вафельной цилиндрической обечайки, верхнего и нижнего совмещенного сферических днищ.

Внутри бака смонтированы:

– продольные демпфирующие перегородки для гашения колебаний

окислителя;

- датчики уровня системы синхронного опорожнения баков;
- датчики системы контроля заправки;
- кольцевой распылитель газов наддува бака.

Бак горючего – сварной конструкции из сплава Амг-6, изготовлен из вафельной цилиндрической обечайки, верхнего совмещенного и нижнего сферических днищ. По конструкции он аналогичен баку окислителя. Внутри бака горючего расположены датчики СОБ, датчики СКЗ, продольные демпфирующие перегородки.

Совмещенное триметаллическое днище повышенной герметичности. Дополнительное днище из чистого алюминия существенно повышает герметичность днища.

4.3 Система обеспечения теплового режима

Система обеспечения теплового режима МБ предназначена для поддержания температур в приборах и топливных элементах в допустимых диапазонах на всех этапах штатного функционирования. На внешнем корпусе приборного отсека установлены радиаторы системы поддержания температуры в приборах и топливных элементах.

4.4 Система управления бортовым комплексом

Система управления бортовым комплексом аппаратуры состоит из коммутационных приборов, размещенных в приборном отсеке. Управление бортовыми системами МБ производится автоматически – по командам с Земли.

4.5 Система сближения и агрегаты стыковки

Система стыковки (СС) ТКК предназначена для гашения относительной скорости МБ и ПГ на этапе ближнего наведения, восприятия возникающих при стыковке нагрузок и обеспечения механической связи с ПГ. СС состоит из стыковочного агрегата типа «штырь-конус» и приборов автоматики. Стыковочный агрегат установлен на верхнем шпангоуте приборного отсека.

4.6 Система управления движением

Система управления движением обеспечивает стабилизацию при работе двигателей и управление при коррекции орбиты, сближение с ПГ и маневриро-

вание вблизи них. Система автоматической ориентации и управления движением оснащена следующими командными приборами:

- гироскоп и гироскопические приборы;
- датчики ориентации;
- датчики угловых скоростей;
- интегратор ускорений;
- коммутационно-логические устройства;
- приборы визуального контроля ориентации;
- электронные счётно-решающие блоки управления;
- оптический визир-ориентатор;
- радиотехнические средства поиска, наведения при сближении;
- система исполнительных органов – двигателей малой тяги.

4.7 Система терморегулирования МБ

Основными задачами системы терморегулирования являются защита МБ от внешних тепловых потоков и сброс избыточной теплоты в космос. Для этого перед полётом МБ одевают в «шубу» экранно-вакуумной теплоизоляции. ЭВТИ выполнена десятислойной из алюминиевой фольги с прокладками из стекловолокна.

Основные характеристики ЭВТИ:

Удельная масса $m_{\text{ЭВТИ}} = 1.2 \text{ кг/м}^3$;

Рабочая температура $t_{\text{раб}} \leq 450 \text{ }^\circ\text{C}$.

На все части МБ, которые не накрываются, наносятся специальные покрытия, способные большую часть лучистой энергии отражать обратно в космос.

4.8 Система реактивных двигателей причаливания и ориентации

Система реактивных двигателей причаливания и ориентации предназначена для выполнения разворотов МБ относительно его центра масс вокруг трех осей и обеспечения координатных малых перемещений центра масс вдоль каждой из этих трех осей. В состав системы входят двадцать четыре реактивных двигателей причаливания и ориентации, топливные, трубопроводы, система подачи топлива и автоматика системы. Из двадцати четырёх двигателей причаливания и ориентации двенадцать расположены в хвостовом отсеке, а осталь-

ные двенадцать двигателей причаливания и ориентации закреплены на переходной ферме. В качестве топлива применена пара АТ и гидразин. Баки ДУ системы ориентации и стабилизации сферической формы. Подача топлива осуществляется по вытеснительной системе, для чего имеются шар баллоны с газом вытеснения. Внутри топливного баков установлена металлическая диафрагма для вытеснения.

4.9 Систему генерирования электроэнергии

Основу системы генерирования электроэнергии составляют топливные элементы Бэкона. Эта система состоит из топливных элементов, расположенных в приборном отсеке и шар баллонов с жидким кислород и водородом, закрепленных к переходной ферме.

4.10 Отсек приборный

Отсек приборный негерметичный предназначен для размещения приборов, установленных на раме. Корпус отсека представляет собой цилиндрическую оболочку, образованную обшивкой из листа АМгб.М, подкреплённую изнутри стрингерами. Рама приборная представляет собой конструкцию из четырёх пересекающихся балок.

5.1 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.

Способы повышения технологичности конструкции:

- членение изделия на отсеки, агрегаты, панели;
- ограничение номенклатуры составных частей, конструктивных элементов и материалов;
- применение в разрабатываемых конструкциях освоенных в производстве конструктивных решений, соответствующих современным требованиям;
- использование конструктивных решений, обеспечивающих возможность транспортировки изделия в собранном виде или в виде законченных составных частей, и ряд других мероприятий.

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

5.2 Выбор конструкционных материалов

От выбора материала зависят массовые, технологические, эксплуатационные и другие свойства конструкции.

Критерии выбора материала:

- массовые и прочностные характеристики;
- свариваемость материала;
- пластические свойства, которые обеспечивают возможность получения листов малой толщины, профилей различного сечения;
- антикоррозионные свойства;
- стоимость.

Перечисленные требования очень сложно сочетать в одном материале. Поэтому, в зависимости от назначения конструкционного элемента, для которого осуществляется выбор материала, используемых методов соединения эле-

ментов и некоторых других факторов выделяют определяющие требования, выполнение которых должно быть обеспечено в первую очередь.

Определяющим требованием является требование минимальной массы при условии неразрушимости конструкции.

Эта задача может быть сформулирована следующим образом. Работоспособность конструктивного элемента описывается условием:

$$\sigma_p \leq \sigma_{PA3P} = \begin{cases} \sigma_B \\ \sigma_{KP} \end{cases}, \quad (6.1)$$

где σ_p – расчетное напряжение;

σ_{PA3P} – разрушающее напряжение;

σ_B – предел прочности на сжатие (расширение);

σ_{KP} – критическое напряжение.

Расчетные напряжения не должны превышать разрушающих напряжений (предела прочности на сжатие (расширение) или критических напряжений). Требуется выбрать материал с такими физико-механическими свойствами (ρ – плотность материала, σ_B – предел прочности на сжатие (расширение), E – модуль упругости), которые обеспечивают минимум массы элемента, то есть:

$$m_{\text{опт}} = \min(M, \text{геометрия}), \quad (6.2)$$

где M – материал, характеризуемый некоторым набором значений его свойств.

При количественных оценках массового совершенства используют два показателя:

– удельную прочность – для элементов конструкции, работающих на растяжение;

– удельную жесткость – для элементов конструкции, работающих на сжатие.

В конструкциях МБ находят применение различные материалы: специальные легированные стали, мягкие сплавы, цветные металлы, различные виды пластмасс, клеи, краски. Правильный выбор материалов для элементов конструкции может существенно улучшить весовые и летно-тактические характеристики МБ, а также его экономичность в производстве и эксплуатации.

Таким образом, из выше перечисленных критериев, в соответствии с выбором материала, все основные элементы баков (днища, обечайки, фланцы) изготавливаются из алюминиевого сплава АМгб, обладающего хорошей свариваемостью, достаточной прочностью, пластичностью.

Для несвариваемых деталей и в силовой конструкции МБ (шпангоуты, стрингеры и т.д.) применяется алюминиевый сплав АМгб.М, так как алюминий является весьма легким материалом, прокатывается в листы, отличается химической стойкостью.

Крепежные детали (болты, винты и т.д.), устанавливаемые внутри топливных баков, изготавливаются из хромоникелевой стали 12Х18Н10Т, обладающей пластичностью, сопротивлением хрупкому разрушению, низкой чувствительностью к концентрации напряжений при низких температурах. Крепежные детали в сухих отсеках изготавливаются из титанового сплава ВТ16, что позволяет снизить массу крепежных элементов на 40% .

5.3 Выбор метода и средств взаимозаменяемости

Взаимозаменяемость – свойство деталей и узлов устанавливаться на место и соединяться по стыкам, обводам и коммуникациям и при этом удовлетворять требованиям чертежей и технических условий.

Основными требованиями являются сборка без подгонки и качество полученных изделий, т.е. чем больше число деталей, узлов и агрегатов будет доведено до полной взаимозаменяемости, тем меньше затраты ручного труда на их сборку и установку.

Для объектов больших габаритов и сложной пространственной конфигурации применяют эталонно–шаблонный метод обеспечения взаимозаменяемости.

Сущность эталонно–шаблонного метода заключается в использовании единой системы жестких носителей форм и размеров сопрягаемых элементов

конструкции для их изготовления и увязки. В качестве жестких носителей используются шаблоны. Эталонно–шаблонный метод – это основной метод увязки, который применяется в производстве ЛА по принципу связанного образования форм и размеров.

По эталону изготавливаются шаблоны. Шаблоны делятся на первичные (основные) и вторичные (производственные).

Первичные шаблоны несут геометрическую информацию по каждому отдельному сечению агрегата. На первичном шаблоне необходимо показать:

- контуры внутренних деталей;
- положение технологических осей;
- положение отверстий.

В качестве носителей информации используются:

- конструктивный эталон (КЭ);
- шаблон контрольно-контурный (ШКК);
- отпечаток контрольный (ОК).

Вторичные шаблоны изготавливаются на основе КЭ или ШКК, они служат для перенесения заданных форм и размеров на заготовительную и сборочную оснастку.

С помощью производственных шаблонов создаются приспособления и оснастка для изготовления деталей, а также создаются сами приспособления.

Объектами увязки при использовании эталонно-шаблонного метода являются:

- контуры отдельных плоских сечений поверхностей агрегатов;
- геометрические параметры деталей и узлов, входящих в состав любого плоского сечения;
- геометрические параметры агрегатных стыков, нарушение точной увязки приводит к неправильному взаимному положению агрегатов.

Эталонно-шаблонный метод как метод производства:

1. особенности на этапе проектирования – В ходе оформления чертежей формы и размеры задаются точно по шаблону, при этом размеры не проставляются. Выбор форм деталей и узлов ЛА должен быть простым, что значительно облегчит увязку;

2. на этапе изготовления – изготовление большого количества шаблонов с помощью копировального оборудования (прессы, копировально-фрезерные станки);

3. на этапе контроля качества – контролируются не размеры деталей, а их отклонение от шаблонов;

4. кооперирование производства – получение заводами не только чертежей и документации, но и производственных шаблонов.

К недостаткам эталонно-шаблонного метода можно отнести:

– большие сроки подготовки производства;

– большое количество технологической оснастки;

– с увеличением размеров агрегата увеличивается и стоимость оснастки;

– необходимость создания условий для хранения шаблонов.

5.4 Схема членения МБ

Членение МБ на составные части выполняется на этапе эскизного проектирования, до того как прорабатывается конструкция изделия.

При проектировании МБ 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.

5.5 Технологический процесс тарировки бака

Цель тарировки бака – обеспечить строго регламентированное количество жидкого содержимого бака при заливке, а также установить зависимость объема жидкости в баке от ее уровня.

Отклонение количества залитого компонента от расчетного не должно превышать $\pm 1,0\%$.

Контроль высоты уровня при заправке может производиться с помощью трубы перелива либо ультразвуковым датчиком, помещенным в полость бака и подающим сигнал на заправочное устройство при достижении требуемого уровня $H_{\text{тор}}$.

Для спроектированного бака определенной конфигурации взаимосвязь между объемом и высотой уровня залитого компонента нетрудно установить расчетным путем. Однако реальный бак вследствие производственных погрешностей формы и размеров может отличаться от теоретического, и при его тарировке устанавливают трубу перелива с припуском по длине, заливают регламентированное количество жидкости, определяют ее уровень и затем подрезают на, нужную величину трубу перелива.

Поскольку точное измерение больших объемов представляет технические трудности, количество жидкости, заливаемой в бак при тарировке, определяют массовым способом, а к объему переходят через величину плотности. Плотность жидкости, входящая в формулу для расчета объема, зависит от температуры.

Перед тарировкой бака трубу перелива устанавливают в специальное приспособление и измеряют величину H от базовой плоскости, перелива. Приспособление позволяет установить фланец трубы в положение, аналогичное фланцу натурального бака.

Тарировку бака производят в указанной ниже последовательности

1) Расчет полезного объема бака $V_{пол\ t}$ при температуре тарировки и эквивалентного ему веса дистиллированной воды $G_{э\text{кв}}$ по формулам (6.3) и (6.4):

$$V_{пол\ t} = V_{пол\ 15^\circ} \cdot (1 + 3\alpha\Delta t), \quad (6.3)$$

где $V_{пол\ 15^\circ}$ – номинальный полезный объем бака при температуре 15°C (приводится в ТУ на изделие); α – линейный температурный коэффициент расширения материала бака (указан в ТУ на изделие); Δt – разность между действительной и стандартной (15°C) температурами жидкости;

$$m_{э\text{кв}} = V_{пол\ t} (\rho_{ж\text{л}} - \rho_{ст}) + \Delta m \quad (6.4)$$

где $\rho_{жт}$ и $\rho_{вт}$ – плотность жидкости и воздуха при температуре тарировки (берутся из таблиц); Δm – масса дистиллированной воды в водомерном стекле и шлангах (берется из паспорта на стенд).

2) Установка бака на стенд для тарировки. Продольная ось бака должна быть вертикальной (отклонение – не более 5').

3) Заправка бака дистиллированной водой в количестве $m_{эке}$. Соответствующее показание весов под технологической емкостью должны быть:

$$m_3 = m_1 - m_{эке} \quad (6.5)$$

где m_1 – масса технологической емкости с водой до начала заправки бака.

После заправки фиксируют высоту уровня жидкости $H_{тар,t}$ по водомерному стеклу, соответствующую $m_{эке}$.

4) Дозаправка бака до момента перелива воды через верхний срез трубы с последующим снятием показаний весов под технологической емкостью (m_3) и фиксацией высоты уровня жидкости по водомерному стеклу – определение уровня перелива $H_{пер}$.

5) Определение расчетом высоты трубы перелива $H_{тар,t}$, соответствующей заправке на $V_{пол,t}$, и величины припуска h по ее длине при температуре тарировки по формулам (6.6) и (6.7):

$$H_{тар,t} = H - (\alpha - h); \quad (6.6)$$

$$h = H_{пер} - H_{тар,t} - \Delta H \quad (6.7)$$

где H – высота трубы по результатам измерения в приспособлении; α – высота основания приспособления (по паспорту приспособления); h – величина припуска на трубе; ΔH – температурная поправка (берется из таблиц).

б) Слив воды из бака в технологическую емкость до уровня H_0 , соответствующего нижней базе измерений, с последующим определе-

нием массы технологической емкости m_4 .

7) Последовательно, через определенную величину, например через 10; 15; 20 мм, заправка бака от уровня H_0 с определением массы, соответствующей каждому уровню:

$$H_{IV-IV} = H_0 + 10\text{мм} - m_5; \quad (6.8)$$

$$H_{III-III} = H_0 + 30\text{мм} - m_6; \quad (6.9)$$

$$H_{II-II} = H_0 + 45\text{мм} - m_7; \quad (6.10)$$

$$H_{I-I} = H_0 + 60\text{мм} - m_8; \quad (6.11)$$

8) Заполнение бака до полного объема под срез верхнего торца, предварительно заглушив фланец слива жидкости через трубы перелива. Определение $m_{\text{полн}}$ и соответствующей ему величины H_{max} по водомерному стеклу.

9) Полный слив воды из бака.

10) Повторение операций 3...8.

11) Снятие трубы перелива, подрезка ее на величину h и установка на бак.

12) Заправка жидкости до момента перелива через срез трубы, определение контрольных величин m_2 и $H_{\text{тар.т}}$. Сравнение $H_{\text{тар.т}}$ контрольной и $H_{\text{тар.т}}$. Допустимое отклонение $\pm 0,5$ мм.

13) Определение фактической массы m_4 воды, находящейся в баке:

$$m_4 = m_1 - m_2 - \Delta m; \quad (6.12)$$

14) Определение фактического объема $V_{\text{пол.т}}$ воды, находящейся в баке:

$$V_{\text{пол.т}} = \frac{m_4}{\rho_t}; \quad (6.13)$$

Построение тарифовочного графика $H_{\text{тар.т}} = f(V)$, где V – объем бака по результатам замеров операции

График используют для изготовления труб слива разной длины, если по условиям полета потребуется изменить количество заправленного компонента.

Некоторые особенности имеет тарифовка баков, не имеющих трубы перелива. Ниже приводится последовательность операций.

1) Заправка бака водой в количестве $m_{\text{экв}}$ по весам, установленным под технологической емкостью [см. формулу (6.5)]. Определение по водомерному стеклу H_1 , соответствующего $m_{\text{экв}}$.

2) Дозаправка бака до полного объема V_0 . Определение массы технологической емкости m_3 . Определение величины H_0 по водомерному стеклу. Определение массы жидкости в баке m_4 :

$$m_4 = m_1 - m_3 - \Delta m; \quad (6.14)$$

3) Определение величины $H_{\text{тар}}$:

$$H_{\text{тар.т}} = (H - H_1) - \Delta H_{\text{тар}}; \quad (6.15)$$

Тарифовка верхней части бака по контрольным сечениям аналогично операции 7 для баков с трубой перелива. Построение графика $H_{\text{тар.т}} = f(\Delta V)$.

6.1 Обеспечение безопасности при работе с высококипящими, агрессивными компонентами ракетного топлива

КРТ – токсичные вещества, опасные при попадании внутрь организма человека и при воздействии на кожу. По степени опасности для человека КРТ относятся к следующим классам:

- чрезвычайно опасные (НДГМ и другие производные гидразина);
- высоко опасные (Окислители на основе азотной кислоты, азотный тетроксид, концентрированная перекись водорода);
- умеренно опасные (Горючие ТГ-02, ОТ-155);

При работе с КРТ должны предусматриваться все необходимые защитные мероприятия по обеспечению безопасности людей и предупреждению попадания КРТ в воздух рабочей зоны, в атмосферный воздух населенных пунктов и в водоемы санитарно-бытового водопользования.

Защита рабочих от вредного воздействия КРТ и предупреждение загрязнений окружающей природной среды достигается:

- комплексной механизацией и автоматизацией проводимых работ, дистанционным управлением отдельных процессов и операций, связанных с возможностью выделения КРТ;
- правильной эксплуатацией технологического оборудования и санитарно-технических систем;
- обезвреживанием загрязненных КРТ помещений, оборудования и индивидуальных средств защиты;
- сбором и обезвреживанием проливов и отходов, обезвреживанием почвы и сточных вод, загрязненных КРТ;
- строгим выполнением требований безопасности труда и соблюдением личной гигиены;
- своевременным применением индивидуальных средств защиты органов дыхания и кожных покровов.

Персонал на период проведения работ с КРТ должен быть обеспечен рабочей одеждой и бельем, индивидуальными средствами защиты кожи и органов дыхания в зависимости от характера работ.

Пребывание персонала в местах проведения работ с КРТ в повседневной одежде и без индивидуальных средств защиты запрещается. Перед началом работ с КРТ персонал обязан заменить повседневную одежду и нательное белье на рабочее.

Обезвреживание рабочей одежды, белья и индивидуальных средств защиты должно проводиться не реже одного раза в неделю, а в случае облива КРТ – немедленно.

После окончания работы с КРТ необходимо снять индивидуальные средства защиты, рабочую одежду и белье, провести гигиеническую помывку или принять душ, а затем надеть повседневное белье и одежду.

В местах, где проводятся работы с КРТ, запрещается хранение пищевых продуктов, табачных изделий и других предметов, не имеющих отношения к работе, а также прием пищи и курение.

При работах с КРТ должен быть организован контроль за содержанием их во внешней среде. Контроль может осуществляться экспресс-методом с использованием индикаторных трубок или методом лабораторных исследований. Объем, характер и периодичность проводимого контроля определяются руководителем предприятия с учетом особенностей работ с КРТ.

Контроль должен включать:

- определение КРТ в воздухе рабочей зоны (в помещениях и на открытых площадках) перед началом и в процессе работы;
- проверку полноты сбора, удаления и обезвреживания проливов КРТ;
- определение КРТ и токсичных продуктов их превращения в сточных водах перед сбросом в канализацию, водоем или на грунт.

Организация технологических процессов и производственное оборудование должны исключать непосредственный контакт работающих с КРТ и загрязнение окружающей среды вредными веществами.

Хранение окислителей, горючих и работа с ними организуются отдельно с учетом требований противопожарной охраны.

Емкости для хранения на стационарных объектах устанавливаются полузаглубленно или заглубленно в грунт, в казематах или наземно под навесами из негорючих материалов. При установке емкостей в грунт должны быть предусмотрены устройства для контроля за целостностью резервуаров и уровнем залитого КРТ.

В местах хранения КРТ для срочной перекачки их на случай аварии выделяется необходимое количество резервных емкостей, но не менее одной емкости на каждый вид хранящегося КРТ.

Небольшие количества КРТ (до 50 кг) на объектах физико-химической лаборатории (ФХЛ) допускается хранить в специально выделенных для этих целей помещениях, оборудованных принудительной вентиляцией.

Для отделки стен, полов, потолков и внутренних конструкций помещений, предназначенных для работ с КРТ, используются материалы, способные защищать конструкции от химических воздействий КРТ, предотвращающие их сорбцию и допускающие легкую очистку и мытье поверхностей.

Открытые площадки для работ с КРТ на стационарных объектах должны иметь химически устойчивые покрытия с ровной, гладкой и легко моющейся поверхностью, бортики по периметру и уклоны в сторону приемков для стока.

Технологическое оборудование для работы с КРТ должно обеспечивать герметичность всех систем и коммуникаций, не допускать превышения предельно допустимых концентраций КРТ в воздухе рабочей зоны.

Наиболее трудоемкие и опасные для людей технологические операции должны быть механизированы с использованием автоматических систем и дистанционного управления.

На стационарных объектах участки трубопроводов для перекачки КРТ должны соединяться сваркой или фланцевыми соединениями типа "шип-паз" с использованием стойких к КРТ прокладочно-уплотнительных материалов.

Сливо-наливные операции с КРТ на стационарных объектах должны производиться только закрытым способом. Для исключения выбросов паров КРТ в атмосферу при попадании сливо-наливных операций газовые пространства заполняемых и опорожняемых емкостей соединяются между собой или с нейтрализационными системами.

С целью предупреждения загрязнения грунта КРТ в процессе сливо-наливных операций под места стыков разборных коммуникаций, где возможны проливы, должны подставляться специальные противни.

Отходы горючего и пропитанные им материалы собираются для сдачи на переработку в соответствии с существующими положениями или для уничтожения путем сжигания в специально отведенных и оборудованных для этих целей местах.

Перевозка КРТ всеми видами транспорта осуществляется в соответствии с действующими наставлениями и руководствами по перевозкам ракетного топлива.

При отборе проб КРТ для проведения анализа на качество следует применять специальные приспособления и аппаратуру, обеспечивающие герметичный способ отбора и транспортировки проб.

Резервуары для хранения КРТ на стационарных объектах во избежания проливов при сливо-наливных операциях рекомендуется оборудовать приспособлениями, сигнализирующими о максимально допустимом уровне заполнения.

Замер уровня КРТ в емкостях должен производиться дистанционно или с помощью уровнемеров, исключающих загрязнение атмосферного воздуха.

Ремонт и демонтаж аппаратуры и коммуникаций проводятся только после прекращения работы агрегатов, сброса давления, слива КРТ, нейтрализации и промывки трубопроводов и продувки систем азотом или воздухом, в зависимости от КРТ.

Все операции по обработке емкостей (удаление остатка КРТ, промывка, нейтрализация и другие), как правило, следует производить механизированным способом, исключающим необходимость пребывания работающих внутри них.

Очистка, мойка, пропарка, нейтрализация подвижных технических средств, содержащих ранее КРТ, производится на специально оборудованных площадках с твердым покрытием. Сточные воды при этом собираются с помощью закрытых стоков для последующего обезвреживания.

Помещения, имеющие источники возможных проливов или выделения КРТ в парообразном состоянии, должны быть оборудованы автоматическими газосигнализаторами, указывающими о накоплении КРТ в воздухе выше ПДК.

Помещения для работ с окислителем и горючим обеспечиваются отдельными системами приточной и вытяжной вентиляции.

Применение полной или частичной рециркуляции воздуха в помещениях, где проводятся работы с КРТ, не допускается.

В помещениях, где проводятся работы с КРТ, должен поддерживаться отрицательный баланс вентиляционного воздуха. Производительность систем приточной вентиляции с механическим побуждением должна быть на 5 % меньше производительности систем вытяжной вентиляции. Компенсация вытяжки притоком производится в размере 80 % в рабочее помещение, а остальной объем приточного воздуха (15 %) подается в коридоры, тамбуры и соседние помещения, не имеющие источников выделения вредных веществ.

Помещения, в которые возможно внезапное поступление больших количеств паров КРТ, должны быть оборудованы аварийной вытяжной вентиляцией. Аварийные системы вентиляции должны включаться как вручную, так и автоматически от газосигнализаторов с одновременной подачей звуковых сигналов. Ручной запуск аварийных вентиляторов должен быть дистанционным из доступных мест как изнутри, так и снаружи помещений.

Работы с КРТ проводятся только в отведенных для этого местах при наличии средств нейтрализации, водоснабжения, пожаротушения, связи, медицинского обеспечения, средств защиты, исправной системы вентиляции.

На защитной одежде для работы с КРТ ставится соответствующая маркировка, показывающая, для работы с каким компонентом топлива она предназначена. Знаки наносятся несмываемой кислотостойкой краской:

– на одежде для работ с окислителем – красного цвета, горючим – желтого цвета;

– на куртках из защитных тканей по всей окружности левого рукава на расстоянии 10 см от края – полоса шириной 1 см, на 2 см выше полосы той же краской сбоку рукава (с внешней стороны) наносятся буквы высотой 5 см: "О" – для окислителя, "Г" – для горючего;

– на брюках из защитных тканей – полоса шириной 1 см, длиной 10 см на середине пояса с внешней стороны.

Допуск персонала к работе на рабочих местах в помещениях и сооружениях, содержащих КРТ, осуществляется только после предварительного их проветривания с помощью систем вентиляции и проверки загазованности атмосферы помещений, сооружений.

Работы проводятся не менее чем двумя номерами расчета по команде руководителя работ в соответствии с требованиями эксплуатационной документации.

При проведении работ с КРТ необходимо:

– проверить готовность к работе техники, средств защиты, наличие знаков безопасности и средств оказания первой медицинской помощи;

– провести инструктаж персонала по правилам и мерам безопасности;

– проверить загазованность помещений;

– проверить исходное состояние агрегатов и систем;

– во время приема-выдачи КРТ непрерывно вести контроль за уровнем заполняемой и расходной емкостей по штатным приборам, не допуская переполнения емкостей выше установленного уровня;

– все работы выполнять в установленных средствах защиты, вести учет наработки шихты противогазных коробок;

– проливы КРТ нейтрализовать в соответствии с требованиями ЭД.

Проливы КРТ ликвидируют номера расчета. При необходимости привлекаются АСГ и дополнительные силы и средства. Ликвидацию проливов КРТ персонал должен выполнять в количестве не менее двух человек в средствах защиты.

При ликвидации проливов КРТ необходимо:

– прекратить слив (заправку) КРТ;

– перевести вентиляцию в режим, установленный ЭД;

– принять меры к прекращению течи КРТ, обесточить необходимые системы и агрегаты;

– разбавить проливы водой и нейтрализовать их;

– контролировать концентрацию паров КРТ в сооружениях;

- принять меры для предотвращения пожара, а в случае возгорания ликвидировать его имеющимися средствами пожаротушения;

- эвакуировать пострадавших для оказания медицинской помощи, по окончании работы лицам, ликвидировавшим проливы КРТ, пройти санитарную обработку.

При работе с КРТ запрещается:

- изменять технологию работ, определенную ЭД;
- работать без установленных или в неисправных средствах защиты;
- работать на неисправном оборудовании, неисправным и нештатным инструментом;
- сливать КРТ на грунт.

При проведении сливо-наливных операций на месте проведения работ должны быть развернуты обмывочно-нейтрализационные машины для обезвреживания проливов и смыва КРТ с индивидуальных средств защиты при авариях.

Работы внутри емкостей по зачистке резервуаров (цистерн) проводятся после их нейтрализации, промывки и продувки. Работы внутри емкостей должны производиться только с использованием индивидуальных средств защиты: шлангового противогаза, защитного изолирующего костюма, перчаток, резиновых сапог и спасательного пояса с фалом. Допускается, как исключение, применять вместо шланговых противогазов изолирующие ИП-4. Перед началом работ противогазы должны быть проверены на герметичность методом газоокуривания.

Работы по зачистке резервуаров необходимо выполнять в светлое время суток. Работы в темное время суток разрешаются при наличии достаточного искусственного освещения, для чего следует пользоваться только взрывобезопасными фонарями заводского изготовления с питанием напряжением не выше 12 В.

Работы внутри емкостей следует производить по наряду-допуску на выполнение работ с повышенной опасностью. Каждый раз перед началом этих работ привлекаемый персонал должен проходить медицинский осмотр.

Для зачистки резервуаров (цистерн) следует выделять не менее трех человек. Два из них попеременно проводят работу в резервуаре, третий находится у люка-лаза резервуара и ведет наблюдение в готовности оказать необходимую помощь.

При зачистке резервуаров время пребывания работающего внутри резервуара не должно превышать 15-20 мин., после чего необходимо предоставить ему отдых на открытом воздухе в течение 10-15 мин.

6.2 Опасные свойства жидкостей, используемых в качестве топлива

Агрессивные и токсичные жидкости, используемые в качестве компонентов топлива, обладают рядом специфических свойств, которые требуют применения специфических методов защиты обслуживающего персонала и окружающей среды при их хранении, транспортировке и эксплуатации. К числу опасных свойств этих агрессивных и токсичных жидкостей относятся:

1. Взрывоопасность и пожароопасность;
3. Токсичность паров этих жидкостей, а также их ядовитость при проникновении в организм человека через кожный покров;
4. Ожоги и экземы при контакте с отдельными жидкостями, а также их способность разрушать биологические ткани;
5. Коррозийная активность ряда таких жидкостей, приводящая к разрушению конструкции и травматизму, их способность растворять органические материалы;
6. Увеличение хрупкости органических материалов и металлов при контакте с отдельными такого рода жидкостями, что может приводить к авариям;
7. Возможность накопления зарядов статического электричества при транспортировке горючих жидкостей по трубопроводам и при заполнении емкостей и хранении жидкостей в этих емкостях.

Рассмотрим опасные свойства жидкостей, используемых в качестве компонентов топлива для двигателей МБ.

Горючее – несимметричный диметил гидразин (НДМГ). Пары НДМГ при вдыхании нарушают деятельность центральной нервной системы, поражают печень и почки. Предельно допустимая концентрация паров НДМГ 1 мг/м³[5].

При больших концентрациях может наступить смерть в результате паралича нервной системы. Во избежание возникновения пожара рекомендуется хранить НДМГ под избыточным давлением азота в 0,5 атм.

Не допускается хранение НДМГ в цистернах, не защищенных от воздействия солнечных лучей. НДМГ легко впитывается пористыми материалами, вследствие чего стены и полы могут являться источником заражения. Поэтому стены и потолки помещений должны быть обработаны специальными лаками, а полы выполнены из нержавеющей стали.

Окислитель – азотный тетраоксид (АТ). Пары окислителя при их вдыхании вызывают раздражение слизистых оболочек, кашель, головную боль, головокружение, а при повышенной дозе 150 мг/м^3 падает кровяное давление, ослабляется пульс, кожа приобретает бледно-серый цвет, развивается отек легких, состояние удушья; имеет место скрытый период действия в несколько часов. При благоприятном исходе полное выздоровление наступает через 1-1,5 месяца. При попадании в глаза возможна потеря зрения. Предельно допустимая концентрация АТ – 2 мг/м^3 [5].

АТ практически не агрессивен к конструкционным материалам, если содержание механических примесей в нем не превышает допустимых пределов. Емкости для хранения АТ изготавливают из алюминия или высоколегированной стали, арматуры систем – также из высоколегированной стали.

Методические проблемы оценки экономической эффективности космической техники представляют значительные трудности, так как расчеты экономической эффективности должны учитывать определенную точность исходных данных, прогноз динамики изменения некоторых характеристик вариации условий применения, надежность технических средств и разброс значений оценок затрат и доходов. Денежная форма выражения разнородных показателей, характеризующих комплекс, позволяет свести задачу к принятию решения по одному критерию. Если удастся выразить и эффект в денежной форме, то задача оценки экономической эффективности становится особенно наглядной.

Анализ экономической эффективности космической техники начинается с выбора показателей и критериев эффективности. Часто в качестве критерия эффективности используются прямые интегральные критерии, например математическое ожидание числа пусков, необходимых для выполнения программы полета или какой либо другой целевой задачи. Не менее часто используется характеризующий критерий – вес полезной нагрузки, выводимой на расчетную орбиту. Экономическую сторону дела отражают стоимость запуска (включая стоимость изготовления), суммарные приведенные затраты на разработку (включая проектирование, экспериментальную, наземную и летную отработку), создание всех составных элементов комплекса (их развертывание, строительство, обучение персонала) и эксплуатацию (включая стоимость обслуживания и амортизацию средств).

Таким образом, экономическая эффективность космической техники в зависимости от целей анализа может характеризоваться рядом критериев. Выбрав соответствующие критерии эффективности, необходимо разработать методы анализа экономической эффективности по этим критериям. Наиболее простым является метод удельных затрат. Основываясь на статистике по стоимости изделия в целом и составляющих служебных и специальных систем, устанавливают средние нормы затрат: стоимость одного килограмма конструкции, двигательной установки, системы управления и т. д. Имея весовую сводку ракетно-

космического комплекса и удельные стоимости, легко подсчитать стоимость МБ.

Другой метод оценки стоимости изготовления космических изделий основан на расчете затрат по следующим основным статьям: затраты на материалы, стоимость готовых изделий и полуфабрикатов, затраты на основную заработную плату, цеховые и заводские накладные расходы, затраты на специальную оснастку.

Для оценки стоимости изготовления проектируемого аппарата применим метод удельных затрат.

Таблица 7.1 – Исходные данные

Результаты расчета			
Параметры	Обозначения	Значение	Единицы измерения
Начальная масса МБ	m_0	57541	кг
Относительная конечная масса	μ_k	0,241450003	
Объем окислителя	$V_{ок}$	22,14	$м^3$
Масса окислителя	m_0	32522	кг
Объем горючего	V_z	15,626	$м^3$
Масса горючего	m_z	11615	кг
Средняя плотность топлива	ρ_m	1185	кг / $м^3$
Суммарная масса ракетного топлива	m_{pmz}	44137	кг
Тяга двигателя	P	288805	Н
Масса топливного отсека	$m_{то}$	1880	кг
Масса системы управления	$m_{СУ}$	1064	кг
Масса двигательной установки	$m_{ДУ}$	534	кг
Масса прочих элементов и агрегатов	$m_{ПР}$	313	кг
Масса полезного груза	$m_{ПН}$	10000	кг

7.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца МБ в линейной постановке

При отсутствии информации о величине партии ЛА, 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.

$$W_4 = \frac{C_{\Sigma}}{m_{nr}} = \frac{\sum_{i=1}^N (C_{TO} \cdot m_{roi} + C_{ДУ} \cdot m_{ДУi} + C_{СУ} \cdot m_{СУi} + C_{nr} \cdot m_{nr})}{m_{nr}} \quad (8.1)$$

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

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

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

причем большие значения соответствуют двигателям замкнутой схемы со сравнительно небольшой тягой:

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

$$C_{nr} = 2000 \div 10000 \text{ [ед.ст./кг].}$$

Тогда по формуле (8.1) получаем

$$W_4 = \frac{\sum_{i=1}^1 (150 \cdot 1880 + 1050 \cdot 534 + 8500 \cdot 1064 + 6000 \cdot 313)}{10000} = 1176,47 \left[\frac{\text{y.e.}}{\text{кг}} \right]$$

7.2 Минимальная стоимость изготовления серийного образца МБ в нелинейной постановке

Данный критерий используется в случае отсутствия информации о величине партии МБ, выполняющей заданную программу полетов, причем предполагается, что в ходе изучения будут сравниваться между собой альтернативные варианты МБ сильно различающиеся между собой габаритно-массовыми характеристиками. Для вычисления данного критерия необходимо иметь массовую и энергетическую сводки МБ в размерном виде:

$$W_5 = \sum_{i=1}^N (C_{Ki} + C_{ДУi} + C_{СУi} + C_{npi}) \quad (8.2)$$

где C_{Ki} – стоимость изготовления корпуса разгонного блока i -ой степени,

$C_{двi}$ – стоимость изготовления двигательной установки разгонного блока i -ой степени,

$C_{сви}$ – стоимость изготовления системы управления разгонного блока i -ой степени,

$C_{прi}$ – стоимость изготовления прочих элементов систем ЛА разгонного блока i -ой степени.

Стоимость корпуса $МБ$, включающей топливный и двигательный отсеки (без двигателей), определяется из:

$$C_{Кi} = 0.33 \cdot m_{тоi}^{0.332} \cdot \mu_{Кi}^{-1.5935} \cdot m_{Гi}^{0.2362} \cdot \left(\frac{m_{Гi}}{\rho_{Гi}} \cdot \frac{p_m}{m_{oi}} \right)^{0.1079} \cdot L_{доi}^{0.1616} \quad (8.3)$$

где $C_{Кi}$ – стоимость корпуса, тыс. ед. стоимости;

$m_{тоi}$ – масса топливного отсека, кг;

$m_{Гi}$ – масса заправки, кг;

$\rho_{Г}$ – средняя плотность топлива, кг/м³;

p_m – нагрузка на мидель, кг/м²;

m_{oi} – начальная масса i -ой ступени, кг;

$L_{доi}$ – длина двигательного отсека разгонного блока i -ой ступени, м.

Длина двигательного отсека в первом приближении может быть определена как:

$$L_{доi} = (1 \div 1.8) + 0.83 \cdot 10^{-6} \cdot Pi \quad (8.4)$$

где Pi – пустотная тяга $МБ$, Н.

$$L_{до} = 1,8 + 0.83 * 10^{-6} \cdot 288805 = 2,04[м]$$

Тогда по формуле (8.3) получаем

$$C_{К1} = 0,33 \cdot 1880^{0,332} \cdot 0,241450003^{-1,5935} \cdot 44137^{0,2362} \cdot \left(\frac{44137}{1185} \cdot \frac{1}{57541} \right)^{0,1079} \times$$

$$\times 2,04^{0,1616} = 246,64[\text{тыс.у.е.}]$$

$$C_{к1} = 246,64 \cdot 10^3 \cdot 30 = 7,39908[\text{млн.руб.}]$$

Стоимость двигательной установки МБ:

$$C_{двi} = 4,7(Pi \cdot 10^{-4}) + 44,9(Pi \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1(Pi \cdot 10^{-4})^{-0,229} \quad (8.5)$$

где $C_{дв}$ – стоимость двигательной установки, тыс. у.е.;

Pi – тяга двигателей, Н.

$$C_{дв1} = 4,7 \cdot (288805 \cdot 10^{-4}) + 44,9 \cdot (288805 \cdot 10^{-4})^{0,736} + 8,1 \times \\ \times (288805 \cdot 10^{-4})^{-0,229} = 673,132 [\text{тыс.у.е.}]$$

$$C_{дв1} = 673,132 \cdot 30 = 20,194 [\text{млн.руб.}]$$

Стоимость системы управления МБ:

$$C_{свв} = 8,5(m_{сви} \cdot 10^{-3})^{0,786} \quad (8.6)$$

где

$C_{свв}$ – стоимость системы управления, млн. ед. стоимости;

$m_{сви}$ – масса системы управления, кг.

$$C_{свв} = 8,5 \cdot (1064 \cdot 10^{-3})^{0,786} = 8,925 [\text{млн.ед.}]$$

$$C_{свв1} = 8,925 \cdot 30 = 267,75 [\text{млн.руб.}]$$

Стоимость прочих элементов и систем МБ:

$$C_{пр} = (2 \div 10)m_{при} \quad (8.7)$$

где

$C_{пр}$ – стоимость прочих элементов, тыс. ед. стоимости;

$m_{при}$ – масса прочих элементов, кг.

$$C_{пр} = 5 \cdot 313 = 1565 [\text{тыс.у.е.}]$$

Рассчитав все составляющие, теперь по формуле (8.2) находим

$$W_5 = 246,64 \cdot 10^3 + 673,132 \cdot 10^3 + 8,925 \cdot 10^6 + 1565 \cdot 10^3 = 11,409\,772 [\text{млн.у.е.}]$$

$$W_5 = 342,293\,160 [\text{млн.руб.}]$$

В процессе баллистического расчета определены требуемые приращения скорости, необходимые для перевода ТКС с околоземной круговой орбиты высотой 250 км и наклоном $i_0 = 51,6^0$ на окололунную круговую орбиту высотой 100 км и возвращения обратно на Землю.

Для схода с орбиты ИСЗ и полета в сторону Луны, ТКС необходимо придать импульс, приращение скорости которого составляет 3121 [м/с]. При достижении сферы влияния Луны, необходимо выдать тормозной импульс, для того, чтобы перейти на круговую орбиту ИС Луны. Составляющая приращения скорости при втором включении двигательной установки для совершения маневра составляет 872,3 [м/с].

Для возвращения к Земле с орбиты ИС Луны, ТКС необходимо придать импульс, приращение скорости которого составляет 820 [м/с]. При достижении Земли, МБ сгорает в плотных слоях атмосферы.

Как видно из расчетов, полученное значение относительной массы полезного груза $\mu_{пн}$, равное 0,173788508, удовлетворяет заданным условиям и достигается при: начальной тяговооруженности $n_0 = 0,54590450$ 2 .

Проектные параметры являются оптимальными для решения поставленной задачи межорбитального перехода с круговой орбиты Земли ($250 \cdot 10^3$ м) на круговую орбиту Луны ($100 \cdot 10^3$ м) и обратно. Поставленная задача - вывести на орбиту цели и обратно, полезную нагрузку массой 10000 кг(4000 кг) с помощью МБ на самовоспламеняющихся компонентах топлива

Был произведен расчет бака окислителя и горючего с совмещенным днищем.

1) определены толщины стенок и днищ бака:

- верхнее сферическое днище $\delta = 0,0016$ [м];
- обечайка бака окислителя $\delta = 0,009933$ [м];
- совмещенное днище $\delta = 0,001$ [м];
- обечайка бака горючего $\delta = 0,009395$ [м];
- нижнее сферическое днище $\delta = 0,0015$ [м];

Проведена проверка соответствия условию прочности.

Таким образом, при расчёте на прочность проведён анализ режимов эксплуатации и описаны расчётные случаи нагружения корпуса межорбитального буксира, сделан выбор материалов конструкции межорбитального буксира, произведены расчёты на прочность

элементов конструкции межорбитального буксира.

В экономической части дипломного проекта произведена оценка:

- минимальной стоимости изготовления МБ в линейной постановке;
- минимальной стоимости изготовления МБ в нелинейной постановке.

Таким образом, в ходе выполнения экономической части дипломного проекта были рассчитана стоимость изготовления межорбитального буксира 342,293160 млн.руб.

- 1 Чумаков, В.А. Проектирование разгонных блоков космических аппаратов/ Чумаков, В.А. Панкратов, Б.М. Перелыгин, Б.П.: – МАИ, 1988.С. – 64.
- 2 Мишина, В.П. Основы конструирования РН и КА: учебник для студентов вузов / Мишина, В.П.: – Машиностроение, 1991. С. – 180.
- 3 Фомин, К.Н. Конструкция и проектирование космических аппаратов/ Фомин, К.Н. Ермишин, Б.И. – МАИ, 1968. С. – 44.
- 4 Методическое пособие по курсовому и дипломному проектированию по курсу «Конструкция и проектирование ЛА». – МАИ, 2000. С. – 78.
- 5 Лизин. В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций/ Лизин. В.Т, Пяткин. В.А.: – Машиностроение, 2003. С. – 154-178.
- 6 Фетисова, К.П. Космические аппараты/. Фетисова, К.П.: – Воениздат, 1983. С. 319 .
- 7 Пономаренко, В.К. Ракетные топлива. / Пономаренко, В.К.: – Санкт-Петербург, 1995. С. – 62 – 64.
- 8 Мишина, В.П. Основы конструирования РН и КА: учебник для студентов вузов / Мишина, В.П. Карсака, В.К.: – Машиностроение, 1991. С.72-94.
- 9 Осипова, С.О. Ракеты-носители /. Осипова, С.О.: – Воениздат, 1981. С. – 15-23.
- 10 Голубев, И.С. Проектирование конструкций летательных аппаратов: учебник для студенческих втузов/ Голубев, И.С., Самарин, А.В.: – Машиностроение, 1991. С 512.
- 11 Голубев, М.С. Проектирование конструкций ЛА/ Голубев, М.С.: – Машиностроение, 1980. С – 280.
- 12 Феодосьев, В.И. Основы техники ракетного полета/ Феодосьев, В.И.:– Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. С – 496 .
- 13 Руководство по организации безопасной эксплуатации космических средств Российского космического агенства. – М. 1998. С 14 – 28
- 14 Тарасов, Е.В. Космонавтика/ Тарасов, Е.В: –Учебное пособие, 1977. С – 216.

15 Уманский, С.П. Ракеты-носители. Космодромы/ Уманский, С.П – Рестарт ,2001. С – 216.

16 Барвинка, В.А. Сборочные, монтажные и испытательные процессы в производстве ЛА/ Барвинка, В.А: – Машиностроение, 1996. С – 286.

17 Арзамасова, Б.Н. Материаловедение/ Арзамасова, Б.Н – Наука, 1986. С – 383.

В качестве нулевого приближения значение начальной тяговооруженности и значений коэффициентов модели массовых характеристик примем: $n_0 = 0,6$ – начальная тяговооруженность;

1) Для заданных компонентов топлива (АТ и НДМГ) определим эффективный удельный импульс ДУ.

Действительный удельный импульс ДУ МБ

$$J_{уд}^D = J_{уд}^T \cdot \phi_D = 3503,4 [м/с], \quad (1)$$

где ϕ_D – коэффициент, учитывает несовершенство смещения компонентов топлива в камере сгорания, степень неполноты сгорания, потери на трение и другие процессы неравномерного горения:

$$\phi_D = \phi_{кам} \cdot \phi_{сопл} \quad (2)$$

Для современных ЖРД с профилированными соплами

$$\phi_{кам} \cong 0,98, \quad \phi_{сопл} \cong 0,98 \div 0,99$$

Значение теоритического удельного импульса тяги двигателя можно определить по приближенной зависимости

$$J_{уд}^T = 4000 - 2600 \left(\frac{P_k}{P_a} \right)^{-0,25} = 3611 [м/с] \quad (3)$$

где P_k – давление в камере сгорания двигателя, $P_k = 1230 [Н/см^2]$

P_a – давление на срезе сопла двигателя, $P_a = 0,615 [Н/см^2]$;

Значение удельного импульса $J_{уд}^{эф}$, которое используется в выражении для расчета энергозатрат на каждом участке активного движения МБ, должно также учитывать потери, обусловленные отличием удельного импульса всей ДУ от

удельного импульса маршевого двигателя $\varphi_{ДУ}$, а также потери $\varphi_{упр}$, которые возникают в случае, если маршевая ДУ используется также и для управления положением МБ на активном участке.

Потери $\varphi_{ДУ}$ в основном обусловлены особенностями работы системы подачи компонентов топлива в ДУ, т.е. $\varphi_{ДУ} \approx \varphi_{П}$. При этом будем считать, что в случае применения системы подачи с дожиганием $\varphi_{П} = 1$.

Потери на управление вектором тяги невелики и составляют $0,5 \div 1,5\%$, т.е. коэффициент потерь $\varphi_{упр} = 0,985 \div 0,99$

Тогда значение удельного импульса определяется следующим образом:

$$J_{y\delta}^{\text{эф}} = J_{y\delta}^{\text{Д}} \cdot \phi_{П} \cdot \phi_{упр} = 3468 [\text{м/с}] \quad (4)$$

1) Определяем гравитационные потери скорости на первом активном участке:

$$\Delta V_{\text{грав1}} = 0,0189 \frac{\mu_{\oplus}}{(r_{\oplus} + H)^3} \cdot \Delta V_{\text{имп1}} t_{Д1}^2, \quad (5)$$

где $t_{Д1}$ - время работы ДУ

$$t_{Д1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{имп1}}}{J_{уд}^{\text{эф}}}\right) \right] \cdot J_{уд}^{\text{эф}}}{gn_0} \quad (6)$$

g – ускорение свободного падения на орбите высотой $H = 250 [\text{км}]$

$$g = \frac{\mu_{\oplus}}{(r_{\oplus} + H)^2} = \frac{398580 \cdot 10^9}{[(6371 + 250) \cdot 10^3]^2} = 9,0922 [\text{м/с}^2] \quad (7)$$

$$t_{Д1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3121}{3468}\right) \right] \cdot 3468}{0,6 \cdot 9,0922} = 377 [\text{с}] \quad (8)$$

Тогда

$$\Delta V_{\text{грав1}}^0 = 0,0189 \frac{398580 \cdot 10^9}{[(6371 + 250) \cdot 10^3]^3} \cdot 3121 \cdot 377^2 = 12 [\text{м/с}]$$

2) Определяем потери скорости на управление на первом активном участке

$$\Delta V_{\text{упр1}} = 0,01(\Delta V_{\text{грав1}} + \Delta V_{\text{имп1}}) \quad (9)$$

$$\Delta V_{\text{упр1}} = 0,01(12 + 3121) = 31,33 [\text{м/с}]$$

3) Затраты характеристической скорости МБ в конце первого активного участка

$$\Delta V_{\text{хар1}} = \Delta V_{\text{имп1}} + \Delta V_{\text{грав1}} + \Delta V_{\text{упр1}} \quad (10)$$

$$\Delta V_{\text{хар1}}^0 = 3121 + 12 + 31,33 = 3164 [\text{м/с}]$$

4) Относительная конечная масса МБ в конце первого активного участка

$$\mu_{\text{к1}} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар1}}}{J_{\text{уд}}^{\text{эф}}}\right), \quad (11)$$

$$\mu_{\text{к1}}^0 = \exp\left(-\frac{3164}{3468}\right) = 0,401544642$$

При вычислении $\Delta V_{\text{упр2}}$, $\Delta V_{\text{упр3}}$ в конце второго и третьего активных участков предполагается, что

$$\Delta V_{\text{грав2}} = 0$$

$$\Delta V_{\text{грав3}} = 0$$

т.е. гравитационные потери на втором и третьем активных участках не учитываются. Это обусловлено тем, что значение ускорения свободного падения и гравитационной постоянной Луны мало.

5) Определяем потери скорости на управление на втором активном участке

$$\Delta V_{\text{упр}2} = 0,01 \cdot \Delta V_{\text{имп}2} \quad (12)$$

$$\Delta V_{\text{упр}2} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [\text{м/с}]$$

6) Затраты характеристической скорости МБ в конце второго активного участка

$$\Delta V_{\text{хар}2} = \Delta V_{\text{имп}2} + \Delta V_{\text{упр}2} \quad (13)$$

$$\Delta V_{\text{хар}2}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

7) Относительная конечная масса МБ в конце второго активного участка

$$\mu_{\text{к}2} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар}2}}{J_{\text{уд}}^{\text{эф}}}\right), \quad (14)$$

$$\mu_{\text{к}2} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

8) Определяем потери скорости на управление на третьем активном участке

$$\Delta V_{\text{упр}3} = 0,01 \cdot \Delta V_{\text{имп}3} \quad (15)$$

$$\Delta V_{\text{упр}3} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [\text{м/с}]$$

9) Затраты характеристической скорости МБ в конце третьего активного участка

$$\Delta V_{\text{хар}3} = \Delta V_{\text{имп}3} + \Delta V_{\text{упр}3} \quad (16)$$

$$\Delta V_{\text{хар3}}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

10) Относительная конечная масса МБ в конце третьего активного участка

$$\mu_{\text{к3}} = \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{хар3}}}{J_{\text{уд}}^{\text{эф}}}\right), \quad (17)$$

$$\mu_{\text{к3}} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

11) Относительная конечная масса МБ после выполнения всех маневров

$$\mu_{\text{к}}^{\Sigma} = 0,401544642 \cdot 0,775663172 \cdot 0,775663172 = 0,241590681$$

12) Относительная конечная масса полезного груза

$$\mu_{\text{пг}}^{T0} = \frac{\prod_{j=3}^{j=3} (\mu_{\text{к}j})(1 + a_{\text{т.о}}) - a_{\text{т.о}} - n_0 \gamma_{\text{ду}} - a_{\sigma}}{1 - a_{\sigma} + (1 + a_{\text{т.о}})(1 - K_{\text{пг}})\mu_{\text{к3}}} \quad (18)$$

где $K_{\text{пг}}$ – параметр, характеризующий отношение массы полезного груза, возвращаемого с орбиты функционирования на базовую орбиту, к массе полезного груза, доставляемого МБ с базовой орбиты на орбиту функционирования, причем $m_{\text{пг}}^{\text{т}} \neq m_{\text{пг}}^0$.

$$K_{\text{пг}} = \frac{m_{\text{пг}}^0}{m_{\text{пг}}^{\text{т}}} = 0,4 \quad (19)$$

Упростим соотношение (2.14) введением коэффициента

$$a_{\text{к}} = \frac{m_{\text{к}}^{\text{рб}}}{m_{\text{мп}}} = a_{\text{мо}} + \frac{n_0 \gamma_{\text{ду}}}{1 - \mu_{\text{к}}^{\Sigma}} + a_{\sigma} \frac{(1 - \mu_{\text{пг}})}{1 - \mu_{\text{к}}^{\Sigma}} + \frac{\mu_{\text{тзп}}}{1 - \mu_{\text{к}}^{\Sigma}} \quad (20)$$

В нулевом приближении примем значение конструктивного коэффициента равным $a_k = 0,15$.

С использованием конструктивного коэффициента a_k соотношение (20) для рассматриваемой схемы полета записывается в виде

$$\mu_{\text{пр}}^{T_0} = \frac{(1+a_k)\mu_{\kappa_1}\mu_{\kappa_2}\mu_{\kappa_3} - a_k}{(1+a_k)(1-K_{\text{пр}})\mu_{\kappa_3} - a_k(1-K_{\text{пр}}) + K_{\text{пр}}} = 0,15124010 \quad (21)$$

13) Начальная стартовая масса МБ

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{пр}}^T}{\mu_{\text{пр}}} \quad (22)$$

$$m_0^0 = \frac{10000}{0,151240103} = 66120 \text{ [кг]}$$

Первое приближение

1) Оптимальная начальная тяговооруженность МБ на первом активном участке

$$n_0 = 0,04 \left[(1 + 0,035)m_0^{0,5} \omega_s^2 J_{\text{уд}}^{\text{эф}} \Delta V_{\text{имп1}} \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{имп}\Sigma}}{J_{\text{уд}}^{\text{эф}}}\right) \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{имп}\Sigma}}{J_{\text{уд}}^{\text{эф}}}\right)\right) \right]^{0,4} \quad (23)$$

где ω_s – угловая скорость движения МБ на начальной орбите

$$\omega_s = \sqrt{\frac{\mu_{\oplus}}{(R_{\oplus} + H)^3}} \quad (24)$$

$$\omega_{s1} = \sqrt{\frac{398580}{(6371 + 250)^3}} = 0,0011719 \text{ [с}^{-1}\text{]}$$

$$n_0 = 0,04 \left[(1 + 0,035) \cdot 66120^{0,5} \cdot 0,0011719^2 \cdot 3468 \cdot 3121 \times \right. \\ \left. \cdot \exp\left(-\frac{(3121 + 872,3 + 872,3)}{3468}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{(3121 + 872,3 + 872,3)}{3468}\right)\right) \right]^{0,4} = \\ = 0,560040642$$

2) Гравитационные потери скорости на первом активном участке

$$t_{д1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3121}{3468}\right)\right] \cdot 3468}{9,0922 \cdot 0,56004062} = 404 [c]$$

Тогда

$$\Delta V_{\text{грав1}} = 0,0189 \frac{398580 \cdot 10^9}{[(6371 + 250) \cdot 10^3]^3} \cdot 3121 \cdot 404^2 = 13,2 [м/с]$$

3) Определяем потери скорости на управление на первом активном участке

$$\Delta V_{\text{упр1}} = 0,01 \cdot (13,2 + 3121) = 31,34 [м/с]$$

4) Затраты характеристической скорости МБ в конце первого активного участка

$$\Delta V_{\text{хар1}} = 3121 + 13,4 + 31,34 = 3166 [м/с]$$

5) Относительная конечная масса МБ в конце первого активного участка

$$\mu_{к1} = \exp\left(-\frac{3166}{3468}\right) = 0,401381417$$

6) Определяем потери скорости на управление на втором активном участке

$$\Delta V_{\text{упр2}} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [м/с]$$

7) Затраты характеристической скорости МБ в конце второго активного участка

$$\Delta V_{\text{хар2}}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [м/с]$$

8) Относительная конечная масса МБ в конце второго активного участка

$$\mu_{к2} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

9) Определяем потери скорости на управление на третьем активном участке

$$\Delta V_{\text{упр3}} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [м/с]$$

10) Затраты характеристической скорости МБ в конце третьего активного участка

$$\Delta V_{\text{хар3}}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

11) Относительная конечная масса МБ в конце третьего активного участка

$$\mu_{\kappa_3} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

12) Относительная конечная масса МБ после выполнения всех маневров

$$\mu_{\kappa}^{\Sigma} = 0,401381417 \cdot 0,775663172 \cdot 0,775663172 = 0,241492477$$

13) Суммарная масса топлива

$$m_{T_{\Sigma}} = \left(1 - \prod_{j=1}^{j=3} \mu_{\kappa_j}\right) m_0^0 \quad (25)$$

$$m_{T_{\Sigma}} = (1 - 0,241492477) \cdot 66120 = 50153 [\text{кг}]$$

14) Суммарная тяга двигательной установки

$$P = n_0 m_0 g \quad (26)$$

$$P = 0,56004064 \cdot 2 \cdot 66120 \cdot 9,0922 = 336683 [\text{Н}]$$

15) Масса топливного отсека

$$m_{\text{то}} = 800 + \frac{1,71}{(\rho_{T_{cp}})^{0,6}} m_{T_{\Sigma}} \quad (27)$$

где $\rho_{T_{cp}}$ – средняя плотность топлива, кг/м^3 . $\rho_{T_{cp}} = 1185 \text{ кг/м}^3$.

$$m_{\text{ТО}} = 800 + \frac{1,71}{1185^{0,6}} \cdot 50153 = 2028 [\text{кг}]$$

16) Относительная масса топливного отсека

$$a_{\text{ТО}} = \frac{m_{\text{ТО}}}{m_{T_{\Sigma}}} = 0,040428578 \quad (28)$$

17) Масса двигательной установки

$$m_{ДУ} = nm_{\text{дв}} + m_{\text{рам}} + m_{\text{рул}} + m_{\text{пр.дв}} \quad (29)$$

где n – количество двигателей в составе ДУ, $n=1$;

$m_{\text{дв}}$ – масса одиночного двигателя, определяется по следующей формуле

$$m_{\text{дв}} = 0.005P^{0.9} [H] p_k^{-0.3} \left[\frac{H}{\text{см}^2} \right] \left(\frac{p_k}{p_a} \right)^{0.3} = 546 [\text{кг}] \quad (30)$$

$m_{\text{рам}}$ – масса рамы (фермы) ДУ с теплозащитным экраном,

$$m_{\text{рам}} = 0,1m_{\text{дв}} = 0,06 \cdot 546 = 33 [\text{кг}] \quad (31)$$

$m_{\text{рул}}$ – масса рулевых двигателей,

$$m_{\text{рул}} = 0,0013 m_{\text{дв}} = 0,0013 \cdot 546 = 0,71 [\text{кг}] \quad (32)$$

$$m_{\text{пр.дв}} = 0,06m_{\text{дв}} = 0,06 \cdot 546 = 33 [\text{кг}] \quad (33)$$

Тогда

$$m_{ДУ} = 1 \cdot 546 + 33 + 0,71 + 33 = 613 [\text{кг}]$$

18) Относительная масса двигательной установки

$$\gamma_{ДУ} = \frac{m_{ДУ} g}{P} = 0,016546371 \quad (34)$$

19) Масса прочих систем, неучтенных элементов

$$m_{\sigma} = m_{np} + m_{cy} \quad (35)$$

где m_{cy} – масса системы управления полетом ТКС,

$$m_{cy} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} m_0 \alpha \quad (36)$$

где α – количество активных маневров, выполняемых блоком при транспортировке ПГ, $\alpha = 3$

$$m_{cy} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 66120 \cdot 3 = 1109 [\text{кг}]$$

$$m_{np} = 0,09 \cdot (2028 + 613 + 1109) = 338 [\text{кг}]$$

Тогда

$$m_{\sigma} = 338 + 1109 = 1447 [\text{кг}]$$

20) Относительная масса прочих элементов

$$a_{\sigma} = \frac{m_{\sigma}}{m_0 - m_{np}} = 0,025784034 \quad (37)$$

21) Относительная масса ТЗП

$$\mu_{ТЗП}^I = 66120^{-1/3} = 0,024729901$$

22) Масса ТЗП

$$m_{ТЗП}^I = 0,024729901 \cdot 66120 = 1635 [\text{кг}]$$

23) Конструктивный коэффициент

$$a_{\kappa} = 0,040428578 + \frac{0,560040642 \cdot 0,016546371}{1 - 0,241492477} + 0,025784034 \frac{(1 - 0,151240103)}{1 - 0,241492477} + \frac{0,024729901}{1 - 0,241492477} = 0,11410088$$

24) Относительная масса полезного груза

$$\mu_{ПГ}^{T0} = \frac{(1 + 0,11410088) \cdot 0,241492477 - 0,11410088}{(1 + 0,11410088) \cdot (1 - 0,4) \cdot 0,775663172 - 0,11410088 \cdot (1 - 0,4) + 0,4} = 0,18228102$$

25) Начальная стартовая масса МБ

$$m_0 = \frac{10000}{0,18228102} = 54860 [\text{кг}]$$

Второе приближение

При расчетах второго приближения необходимо учитывать достартовые выбросы топлива, связанные с запуском ДУ. Для трех запусков двигательной установки масса выбросов топлива составит:

$$m_{д.в_1} = m_{д.в_2}$$

$$m_{д.в_1} = m_{д.в_2} = m_{д.в_3} = 0,8 \cdot \frac{336683}{3468} = 78[\text{кг}]$$

1) Оптимальная начальная тяговооруженность МБ на первом активном участке

$$\begin{aligned} n_0 &= 0,04 \cdot \left[(1 + 0,035) \cdot 54860^{0,5} \cdot 0,0011719^2 \cdot 3468 \cdot 3121 \times \right. \\ &\times \exp\left(-\frac{(3121 + 872,3 + 872,3)}{3468}\right) \cdot \left. \left(1 - \exp\left(-\frac{(3121 + 872,3 + 872,3)}{3468}\right) \right) \right]^{0,4} = \\ &= 0,539515761 \end{aligned}$$

2) Гравитационные потери скорости на первом активном участке

$$t_{Д1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3121}{3468}\right) \right] \cdot 3468}{9,0922 \cdot 0,539515761} = 420[\text{с}]$$

Тогда

$$\Delta V_{\text{грав1}} = 0,0189 \frac{398580 \cdot 10^9}{\left[(6371 + 250) \cdot 10^3 \right]^3} \cdot 3121 \cdot 420^2 = 14,3[\text{м/с}]$$

3) Определяем потери скорости на управление на первом активном участке

$$\Delta V_{\text{упр1}} = 0,01 \cdot (14,3 + 3121) = 31,4[\text{м/с}]$$

4) Затраты характеристической скорости МБ в конце первого активного участка

$$\Delta V_{\text{хар1}} = 3121 + 14,3 + 31,4 = 3167[\text{м/с}]$$

5) Относительная конечная масса МБ в конце первого активного участка

$$\mu_{к1} = \exp\left(-\frac{3167}{3468}\right) = 0,401275812$$

6) Определяем потери скорости на управление на втором активном участке

$$\Delta V_{\text{упр2}} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7[\text{м/с}]$$

7) Затраты характеристической скорости МБ в конце второго активного участка

$$\Delta V_{\text{хар}2}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

8) Относительная конечная масса МБ в конце второго активного участка

$$\mu_{\text{к}2} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

9) Определяем потери скорости на управление на третьем активном участке

$$\Delta V_{\text{упр}3} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [\text{м/с}]$$

10) Затраты характеристической скорости МБ в конце третьего активного участка

$$\Delta V_{\text{хар}3}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

11) Относительная конечная масса МБ в конце третьего активного участка

$$\mu_{\text{к}3} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

12) Относительная конечная масса МБ после выполнения всех маневров

$$\mu_{\text{к}}^{\Sigma} = 0,401275812 \cdot 0,775663172 \cdot 0,775663172 = 0,241428939$$

13) Суммарная масса топлива

$$m_{\text{T}\Sigma} = (1 - 0,241428939) \cdot 54860 = 41615 [\text{кг}]$$

14) Суммарная тяга двигательной установки

$$P = 0,53951576 \cdot 54860 \cdot 9,0922 = 267032 [\text{Н}]$$

15) Масса топливного отсека

$$m_{\text{ТО}} = 800 + \frac{1,71}{1185^{0,6}} \cdot 41615 = 1819 [\text{кг}]$$

16) Относительная масса топливного отсека

$$a_{\text{ТО}} = \frac{1819}{41615} = 0,043701227$$

17) Масса двигательной установки

$$n = 1$$

$$m_{\text{дв}} = 0,005 \cdot 267032^{0,9} \cdot 1230^{-0,3} \left(\frac{1230}{0,615}\right)^{0,3} = 443 [\text{кг}]$$

$$m_{рам} = 0,1m_{\partial y} = 0,06 \cdot 443 = 26,6[\text{кг}] \quad (38)$$

$$m_{рул} = 0,0013m_{\partial y} = 0,0013 \cdot 443 = 0,58[\text{кг}] \quad (39)$$

$$m_{пр.\partial y} = 0,06m_{\partial y} = 0,06 \cdot 443 = 26,6[\text{кг}] \quad (40)$$

Тогда

$$m_{ДУ} = 1 \cdot 443 + 26,6 + 0,58 + 26,6 = 497[\text{кг}]$$

18) Относительная масса двигательной установки

$$\gamma_{ДУ} = \frac{497 \cdot 9,0922}{267032} = 0,016914913$$

19) Масса прочих систем, неучтенных элементов

$$\alpha = 3$$

$$m_{cy} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 54860 \cdot 3 = 1046[\text{кг}]$$

$$m_{пр} = 0,09 \cdot (1819 + 497 + 1046) = 303[\text{кг}]$$

Тогда

$$m_{\sigma} = 303 + 1046 = 1349[\text{кг}]$$

20) Относительная масса прочих элементов

$$a_{\sigma} = \frac{1349}{54860 - 10000} = 0,030071333$$

21) Относительная масса ТЗП

$$\mu_{ТЗП}^I = 54860^{-1/3} = 0,026317708$$

22) Масса ТЗП

$$m_{ТЗП}^I = 0,026317708 \cdot 54860 = 1444[\text{кг}]$$

23) Конструктивный коэффициент

$$a_k = 0,043701227 + \frac{0,53951576 \cdot 0,016914913}{1 - 0,241428939} + 0,030071333 \frac{(1 - 0,18228102)}{1 - 0,241428939} + \frac{0,026317708}{1 - 0,241428939} = 0,122841432$$

24) Поправки на потери рабочего тела на достартовые выбросы между активными маневрами

$$\mu^j = 1 - \frac{m_{в.б.}^j}{m_{кj}} \quad (41)$$

где $m_{кj}$ – конечная масса МБ после j -го маневра

$$m_{кj} = \mu_{кj} m_{0j} \quad (42)$$

$$m_{к1} = 0,401275812 \cdot 54860 = 22014 \text{ [кг]}$$

$$m_{к2} = 0,775663172 \cdot 22014 = 17075 \text{ [кг]}$$

$$m_{к3} = 0,775663172 \cdot 11075 = 85908 \text{ [кг]}$$

Тогда

$$\mu^1 = 1 - \frac{78}{22014} = 0,9964568$$

$$\mu^2 = 1 - \frac{78}{17075} = 0,995431918$$

$$\mu^3 = 1 - \frac{78}{85908} = 0,999092052$$

25) Относительная масса полезного груза

$$\mu_{гр}^{T_0} = \frac{(1 + 0,122841432) \cdot 0,241428939 \cdot 0,991004305 - 0,122841432}{(1 + 0,122841432) \cdot (1 - 0,4) \cdot 0,775663172 \cdot 0,999092052 - 0,122841432 \cdot (1 - 0,4) + 0,4} = 0,171862695$$

26) Начальная стартовая масса МБ

$$m_0^0 = \frac{10000}{0,171862695} = 58186 \text{ [кг]}$$

Поскольку отличие начальной стартовой массы, полученной во втором приближении, от массы МБ, полученной в первом приближении, составляет 6 %, следует сделать еще одно приближение.

Третье приближение

При расчетах третьего приближения учитываются достартовые выбросы топлива, связанные с запуском ДУ. Для трех запусков двигательной установки масса выбросов топлива составит:

$$m_{д.в_1} = m_{д.в_2} = m_{д.в_3} = 0,8 \cdot \frac{267032}{3468} = 62 [кг]$$

1) Оптимальная начальная тяговооруженность МБ на первом активном участке

$$n_0 = 0,04 \cdot \left[(1 + 0,035) \cdot 58186^{0,5} \cdot 0,0011719^2 \cdot 3468 \cdot 3121 \times \right. \\ \left. \times \exp\left(-\frac{(3121 + 872,3 + 872,3)}{3468}\right) \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{(3121 + 872,3 + 872,3)}{3468}\right)\right) \right]^{0,4} = \\ = 0,545904502$$

2) Гравитационные потери скорости на первом активном участке

$$t_{д_1} = \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{3121}{3468}\right)\right] \cdot 3468}{9,0922 \cdot 0,545904502} = 415 [с]$$

Тогда

$$\Delta V_{грав1} = 0,0189 \frac{398580 \cdot 10^9}{[(6371 + 250) \cdot 10^3]^3} \cdot 3121 \cdot 415^2 = 14 [м/с]$$

3) Определяем потери скорости на управление на первом активном участке

$$\Delta V_{упр1} = 0,01 \cdot (14 + 3121) = 31,4 [м/с]$$

4) Затраты характеристической скорости МБ в конце первого активного участка

$$\Delta V_{хар1} = 3121 + 14 + 31,4 = 3166,4 [м/с]$$

5) Относительная конечная масса МБ в конце первого активного участка

$$\mu_{к1} = \exp\left(-\frac{3166,4}{3468}\right) = 0,401310823$$

6) Определяем потери скорости на управление на втором активном участке

$$\Delta V_{упр2} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [м/с]$$

7) Затраты характеристической скорости МБ в конце второго активного участка

$$\Delta V_{\text{хар}2}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

8) Относительная конечная масса МБ в конце второго активного участка

$$\mu_{\text{к}2} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

9) Определяем потери скорости на управление на третьем активном участке

$$\Delta V_{\text{упр}3} = 0,01 \cdot 872,3 = 8,7 [\text{м/с}]$$

10) Затраты характеристической скорости МБ в конце третьего активного участка

$$\Delta V_{\text{хар}3}^0 = 872,3 + 8,7 = 881 [\text{м/с}]$$

11) Относительная конечная масса МБ в конце третьего активного участка

$$\mu_{\text{к}3} = \exp\left(-\frac{881}{3468}\right) = 0,775663172$$

12) Относительная конечная масса МБ после выполнения всех маневров

$$\mu_{\text{к}}^{\Sigma} = 0,401310823 \cdot 0,775663172 \cdot 0,775663172 = 0,241450003$$

13) Суммарная масса топлива

$$m_{\text{T}\Sigma} = (1 - 0,241450003) \cdot 58186 = 44137 [\text{кг}]$$

14) Суммарная тяга двигательной установки

$$P = 0,545904502 \cdot 58186 \cdot 9,0922 = 288805 [\text{Н}]$$

15) Масса топливного отсека

$$m_{\text{ТО}} = 800 + \frac{1,71}{1185^{0,6}} \cdot 44137 = 1880 [\text{кг}]$$

16) Относительная масса топливного отсека

$$a_{\text{ТО}} = \frac{1880}{44137} = 0,042602771$$

17) Масса двигательной установки

$$n = 1;$$

$$m_{\text{дв}} = 0,005 \cdot 288805^{0,9} \cdot 1230^{-0,3} \left(\frac{1230}{0,615}\right)^{0,3} = 475 [\text{кг}]$$

$$m_{\text{рам}} = 0,06 \cdot 475 = 29 [\text{кг}]$$

$$m_{\text{пул}} = 0,0013 \cdot 475 = 0,62 [\text{кг}]$$

$$m_{np,dy} = 0,06 \cdot 475 = 29 \text{ [кг]}$$

Тогда

$$m_{ДУ} = 1 \cdot 475 + 29 + 0,62 + 29 = 534 \text{ [кг]}$$

18) Относительная масса двигательной установки

$$\gamma_{ДУ} = \frac{534 \cdot 9,0922}{288805} = 0,0167995$$

19) Масса прочих систем, неучтенных элементов

$$\alpha = 3$$

$$m_{cy} = 740 + 1,86 \cdot 10^{-3} \cdot 58186 \cdot 3 = 1064 \text{ [кг]}$$

$$m_{np} = 0,09 \cdot (1880 + 534 + 1064) = 313 \text{ [кг]}$$

Тогда

$$m_{\sigma} = 313 + 1064 = 1377 \text{ [кг]}$$

20) Относительная масса прочих элементов

$$a_{\sigma} = \frac{1377}{58186 - 10000} = 0,028576765$$

21) Относительная масса ТЗП

$$\mu_{ТЗП}^I = 58186^{-1/3} = 0,025806384$$

22) Масса ТЗП

$$m_{ТЗП}^I = 0,025806384 \cdot 58186 = 1502 \text{ [кг]}$$

23) Конструктивный коэффициент

$$a_k = 0,042602771 + \frac{0,545904502 \cdot 0,0167995}{1 - 0,241450003} + 0,028576765 \frac{(1 - 0,171862695)}{1 - 0,241450003} + \frac{0,025806384}{1 - 0,241450003} = 0,119911837$$

24) Поправки на потери рабочего тела на достартовые выбросы между активными маневрами

$$m_{k1} = 0,401310823 \cdot 58186 = 2335 \text{ [кг]}$$

$$m_{k2} = 0,775663172 \cdot 2335 = 1811 \text{ [кг]}$$

$$m_{k2} = 0,775663172 \cdot 12113 = 9395 \text{ [кг]}$$

Тогда

$$\mu^1 = 1 - \frac{62}{23351} = 0,997344867$$

$$\mu^2 = 1 - \frac{62}{18113} = 0,996577044$$

$$\mu^3 = 1 - \frac{62}{9395} = 0,993400745$$

25) Относительная масса полезного груза

$$\mu_{\text{III}}^{T_0} = \frac{(1 + 0,119911837) \cdot 0,241450003 \cdot 0,987371795 - 0,119911837}{(1 + 0,119911837) \cdot (1 - 0,4) \cdot 0,775663172 \cdot 0,993400745 - 0,119911837 \cdot (1 - 0,4) + 0,4} = 0,173788508$$

26) Начальная стартовая масса МБ

$$m_0 = \frac{10000}{0,173788508} = 57541 \text{ [кг]}$$

Поскольку отличие начальной стартовой массы, полученной в третьем приближении, от массы МБ, полученной во втором приближении, составляет 1 %, то расчет на этом заканчивается.

Результаты расчетов сводим в таблицу 2.1.