

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

Институт компьютерных и инженерных наук
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
« 10 » 06 2024 г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА

на тему: Транспортная космическая система с ядерной энергетической установкой

Исполнитель
студент группы 0109-об

Сидоренко
(подпись, дата)

П.С. Сидоренко

Руководитель
профессор, доктор техн.наук

Плутенко
(подпись, дата)

А.Д. Плутенко

Консультант
доцент

Насуленко
(подпись, дата)

К.А. Насуленко

Консультант по БЖД
доцент, канд.техн.наук

Козырь
(подпись, дата)

А.В. Козырь

Нормоконтроль

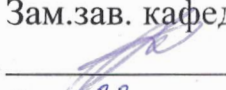
Аревкин 05.06.24
(подпись, дата)

М.А. Аревкин

Благовещенск 2024

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

Институт компьютерных и инженерных наук
Кафедра стартовые и технические ракетные комплексы

УТВЕРЖДАЮ
Зам.зав. кафедрой
 В.В. Соловьёв
« 22 » 05 2024 г.

ЗАДАНИЕ

К выпускной квалификационной работе студента Сидоренко Полины Сергеевны

1. Тема выпускной квалификационной работы: Транспортная космическая система с ядерной энергетической установкой

(утверждена приказом от 01.04.2024 № 852-уч)

2. Срок сдачи студентом законченного проекта: 12 июня 2024 года

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе: Масса полезного груза $m_{пг} = 40000$ кг; параметры орбиты: опорная орбита Земли 400 км, целевая орбита Марса 400 км, компоненты топлива: стационарные плазменные двигатели – ксенон, корректирующая двигательная установка – атин, НДМГ.

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

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

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

7. Дата выдачи задания: 22 мая 2024 года

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

Задание принял к исполнению (дата): 22 мая 2024 года



РЕФЕРАТ

Настоящая бакалаврская работа содержит 74 страниц, 13 рисунков, 7 таблиц, 10 источников.

ТРАНСПОРТНАЯ КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА, СТАЦИОНАРНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, КОНСТРУКЦИЯ, КОМПОЗИТНЫЙ МАТЕРИАЛ, СТЕНД, БЕЗОПАСНОСТЬ

В данной работе разработана транспортная космическая система с ядерной энергетической установкой для полета к Марсу. ТКС решает задачу по доставке полезного груза массой 40000 кг с опорной орбиты Земли, высота которой составляет 400 км на орбиту искусственного спутника Марса, высота которой 400 км с использованием стационарных плазменных двигателей.

В общей части дипломного проекта было произведено:

- баллистический расчет;
- выбор основных проектных параметров, расчет массово-энергетических и объемно-геометрических характеристик;
- разработка конструктивно - компоновочной схемы КА и обоснование принятых решений;
- расчет на прочность.

В технологической части дипломного проекта была рассмотрена технологичность конструкции, обоснован выбор конструкционных материалов и представлена схема членения космического аппарата.

В экономической части дипломного проекта были произведены расчеты стоимости изготовления космического аппарата в линейной постановке, а также стоимость запуска космического аппарата.

В разделе «Безопасность жизнедеятельности» был рассмотрен вопрос меры безопасности при проведении работ с источниками ионизирующего излучения.

Представлены графические материалы по общей и по технологической части.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	8
1 Основная часть	9
1.1 Баллистический расчет активного участка траектории	9
1.1.1 Определение массовых характеристик ТКС в первом приближении	9
1.1.2 Расчет оптимальной траектории перелета	12
1.2 Расчет основных проектных параметров	17
1.2.1 Выбор основных проектных параметров	17
1.2.2 Массово-энергетический расчет ТКС	18
1.2.2.1 Массово-энергетический расчет двигательной установки ТКС	18
1.2.2.2 Расчет массовых и объемных характеристик топливной системы	20
1.2.2.3 Расчет массовых и энергетических характеристик ЯЭУ	22
1.2.3 Расчет центра масс ТКС	26
1.2.4 Расчет моментов инерции	28
1.3 Расчет на прочность	36
1.3.1 Обеспечение прочности конструкции	36
1.3.2 Выбор материала	37
1.3.3 Прочностные расчеты элементов конструкции ТКС	37
1.3.3.1 Расчет на прочность ферменной конструкции	37
1.3.3.2 Расчет на прочность конструкции теплообменных панелей	45
1.3.3.3 Расчет на прочность топливных баков	47
2 Описание конструкции	50
2.1 Устройство и назначение транспортной космической системы	50
2.1.1 Приборно-агрегатный отсек	50
2.1.2 Бак ксенона	51
2.1.3 Ферменные конструкции	52
2.1.4 Топливный отсек двигателей системы ориентации и стабилизации	53
2.1.5 Блок стационарных плазменных двигателей	54
2.1.6 Теплоизлучающие панели	54

2.1.7 Ядерная энергетическая установка	55
3 Технологическая часть	56
3.1 Технологичность конструкции	56
3.2 Обеспечение технологичности	56
3.3 Исходные данные для разработки технологических процессов	56
3.4 Выбор конструкционных материалов	57
3.5 Оценка технологичности конструкции	58
3.6 Основные этапы технологического процесса	59
4 Безопасность и экологичность	60
4.1 Меры безопасности при проведении работ с источниками ионизирующих излучений	60
4.1.1 Особенности обеспечения безопасной эксплуатации космических средств с источниками ионизирующего излучения	61
4.2 Расчет систем биологической защиты при проведении наземных испытаний ядерных энергетических установок КА	63
5 Экономическая часть	66
5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ТКС в линейной постановке	66
5.2 Расчет стоимости заправки ТКС	68
5.3 Расчет стоимости запуска ТКС	68
Заключение	72
Библиографический список	74

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ

- БКС – бортовая кабельная сеть;
- ВТГР – высокотемпературный газоохлаждаемый реактор;
- ГО – головной обтекатель;
- ДУ – двигательная установка;
- ЖРД – жидкостный ракетный двигатель;
- ИСМ – искусственный спутник Марса;
- КА – космический аппарат;
- КИМ – коэффициент использования материала;
- КМ – композиционный материал;
- КРТ – компоненты ракетного топлива;
- ЛА – летательный аппарат;
- НДМГ – несимметричный диметилгидразин;
- ОПП – основные проектные параметры;
- ПАО – приборно-агрегатный отсек;
- ПН – полезная нагрузка;
- РН – ракета-носитель;
- СОИС – система ориентации и стабилизации;
- СПД – стационарный плазменный двигатель;
- СУ – система управления;
- ТИ – теплообменники излучатели;
- ТП – теплообменные панели;
- ТКС – транспортно-космическая система;
- ТО – топливный отсек;
- ЦБФ – центральная базовая ферма;
- ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция;
- ЯЭУ – ядерная энергетическая установка.

ВВЕДЕНИЕ

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

Цель работы – проектная разработка транспортной космической системы с ядерной энергетической установкой.

Процесс проектной разработки транспортной космической системы включает следующие задачи:

1. Провести баллистический расчет активного участка траектории ТКС;
2. Провести расчет основных проектных параметров ТКС;
3. Провести расчет на прочность;
4. Изучить и описать конструкцию ТКС;
5. Провести анализ технологической части ТКС;
6. Описать меры безопасности при работе с источниками ионизирующих излучений;
7. Провести экономический расчет проектируемого изделия.

1 ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

1.1 Баллистический расчет активного участка траектории

1.1.1 Определение массовых характеристик ТКС в первом приближении

ТКС состоит из следующих основных элементов: ядерная энергетическая установка, теплообменных панелей, двигательной установки в виде блоков стационарных плазменных двигателей, ферменных конструкций, баков с рабочим телом, приборно-агрегатного отсека, блока систем управления, стыковочного узла к которому крепится полезная нагрузка.

Ядерная энергетическая установка обеспечивает двигательную установку электрической мощностью равной $P_{ЯЭУ} = 3$ [МВт]. При этом масса ЯЭУ задается в зависимости от удельной массы энергетической установки [кг/кВт] от выходной электрической мощности установки [МВт] [5] (рисунок 1.1)

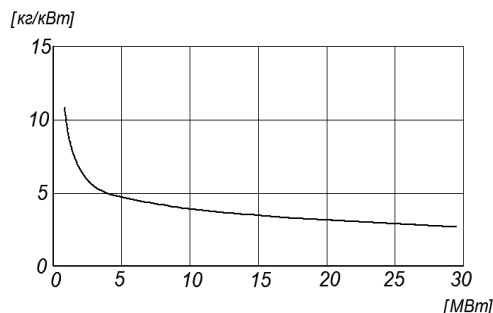


Рисунок 1.1 – Зависимость удельной массы энергетической установки [кг/кВт] от выходной электрической мощности установки [МВт]

В соответствии с рисунком 1.1 величина удельной массы энергетической установки 5 [кг/кВт], следовательно, масса ЯЭУ составляет $m_{ЯЭУ} = 15000$ [кг].

В качестве движителя был выбран стационарный плазменный двигатель СПД-290 ОКБ «Факел», со следующими техническими параметрами.

Таблица 1.1 – Технические характеристики СПД-290

Тяга, [Н]	1,5
Мощность, [кВт]	30
Удельный импульс, [с]	3300
Тяговый КПД, %	65
Ресурс, [ч]	27000
Максимальный диаметр, [м]	0,35
Масса, [кг]	23

Задаемся, что двигательная установка состоит из 112 двигателей, 96 из которых являются маршевыми, 16 резервными. При работе ДУ потребляет электрическую мощность равную $W_{ДУ.э} = 30 \cdot 96 = 2880$ [кВт]. При этом суммарная масса двигателей равна $\sum m_{дв} = 23 \cdot 112 = 2576$ [кг]. Масса двигательной установки $m_{ДУ}$ рассчитывается как:

$$m_{ДУ} = \mu_K \sum m_{дв} , \quad (1.1)$$

где $\mu_K = 1,15 - 1,2$ коэффициент конструкций ДУ;

$$m_{ДУ} = 1,2 \cdot 2576 = 3091,2 \text{ [кг]}.$$

Все элементы ТКС соединены между собой фермами.

Центральная базовая ферма длиной $L_{баз} = 30,0$ [м] состоит из 20 кубических элементов со сторонами $1,5 \cdot 1,5 \cdot 1,5$ [м] (рисунок 1.2).

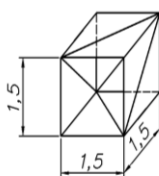


Рисунок 1.2 – Кубический элемент фермы

На ТКС размещается 4 фермы крепления блока СПД. Каждая ферма крепления блоков СПД имеет длину $L_{ф.спд} = 7$ [м] и состоит из 7 кубических элементов со сторонами $1,0 \cdot 1,0 \cdot 1,0$ [м]. При этом масса кубического элемента

фермы совместно с крепежными элементами равна $\approx 26 [кг]$. Общая масса четырех ферм крепления блоков СПД равна $m_{ф.СПД} = 4 \cdot 26 \cdot 7 = 720 [кг]$.

Общая масса ферменных конструкций равна:

$$m_{\phi} = m_{\phi.баз} + m_{\phi.СПД}, \quad (1.2)$$

$$m_{\phi} = 600 + 720 = 1320 [кг]$$

В качестве топлива для СПД используется ксенон. Задается масса ксенона в первом приближении $m_{T\Sigma} = 40000 [кг]$. Его плотность равна $\rho_{Xe.жид} = 2987 [кг/м^3]$ при температуре $t_{Xe.жид} = 165 [К]$. Масса приборно-агрегатного отсека $m_{ПАО} = 800 [кг]$. Масса стыковочного узла $m_{ст.у} = 100 [кг]$. Масса блока систем управления $m_{СУ} = 400 [кг]$. Масса теплообменника излучателя $m_{ТИ} = 19315,12 [кг]$. Масса топливного отсека определяется как (1.3):

$$m_{Т.о.} = \frac{1,71}{\rho_T^{0,5}} \cdot m_{T\Sigma} + 600, \quad (1.3)$$

$$m_{Т.о.} = \frac{1,71}{2987^{0,5}} \cdot 40000 + 600 = 1851,52 [кг]$$

Общая масса ТКС в первом приближении равна:

$$m_{\Sigma} = m_{ПГ} + m_{ЯЭУ} + m_{ДУ} + m_{ТИ} + m_{\phi} + m_{ПАО} + m_{ст.у} + m_{СУ} + m_{T\Sigma} + m_{Т.о.}, \quad (1.4)$$

$$m_{\Sigma} = 40000 + 15000 + 3091,20 + 19315,12 + 1320 + 800 + 100 + 400 + 40000 + 1851,52 = 121877,80 [кг].$$

Таблица 1.2 – Результаты расчёта массовых характеристик ТКС в первом приближении

Наименования параметра	Обозначения	Единицы измерения	Численные значения
Масса ядерной энергетической установки	$m_{яэу}$	кг	15000
Масса двигательной установки	$m_{ду}$	кг	3091,2
Общая масса ферменных конструкций	$m_{ф}$	кг	1320
Масса ксенона в первом приближении	$m_{т}$	кг	40000
Масса приборно-агрегатного отсека	$m_{пао}$	кг	800
Масса стыковочного узла	$m_{ст.у}$	кг	100
Масса блока систем управления	$m_{су}$	кг	400
Масса теплообменника излучателя	$m_{ти}$	кг	19315,1
Масса топливного отсека	$m_{т.о}$	кг	1851,5
Общая масса ТКС	m_{Σ}	кг	121877,8

1.1.2 Расчет оптимальной траектории перелета

Энергетически наиболее выгодной является траектория перелета по орбите Гомана. Разница масс представляет собой остаток топлива равный:

$$m_{ост.м} = m_{\Sigma} - m_{ТКС}, \quad (1.5)$$

$$m_{ост.м} = 121877,80 - 109485,93 = 12391,92 \text{ [кг]}$$

То есть доза заправки ксеноном ТКС при пассивном участке перелета по траектории гомана составит:

$$m_{т} = m_{т\Sigma} - m_{ост.м}, \quad (1.6)$$

$$m_{т} = 40000 - 12391,92 = 27608,08 \text{ [кг]}$$

При такой траектории продолжительность $T_{пер}$ перелета по гомановской траектории вычисляется как половина полного периода обращения искусственной планеты, определяемого по формуле:

$$T_{пер} = \frac{\pi}{\sqrt{k_c}} \sqrt{\left(\frac{R_{o.m} + R_{o.z}}{2}\right)^3}, \quad (1.7)$$

$$T_{пер} = \frac{3,141}{\sqrt{1,32712438 \cdot 10^{11}}} \sqrt{\left(\frac{227,941 \cdot 10^6 + 149,59787 \cdot 10^6}{2}\right)^3} = 2,236 \cdot 10^7 \text{ [с]}$$

$$\text{или } T_{пер} = \frac{2,236 \cdot 10^7}{60 \cdot 60 \cdot 24} = 258,8 \text{ [суток]}$$

где $k_c = 1,32712438 \cdot 10^{11} \text{ [км}^3/\text{с}^2]$ – гравитационный параметр Солнца [1];

$R_{o.m} = 227,941 \cdot 10^6 \text{ [км]}$ – среднее расстояние Марса от Солнца [1];

$R_{o.z} = 149,597 \cdot 10^6 \text{ [км]}$ – среднее расстояние Земли от Солнца [1].

Для уменьшения времени перелета необходимо сократить время полета по пассивному участку, т.е. увеличить время работы ДУ при разгоне и торможении. Данный способ реализуется путем полного израсходования остатка топлива $m_{ост.m} = 12391,92 \text{ [кг]}$.

При этом считается, что ТКС движется при воздействии постоянного тангенциального ускорения.

На первом участке для решения поставленной задачи необходимо задать такие начальные параметры, как начальная скорость v_0 , начальный угол ϑ_0 , начальный радиус-вектор r_0 , начальный эксцентриситет орбиты e_0 . При условии, что $e_0 \rightarrow 0$ следует, что $r_0 = p_0$. В соответствии с начальными условиями орбита ТКС перед началом работы ДУ является круговой с высотой $h = 400 \text{ [км]}$, следовательно $r_0 = 6771 \text{ [км]}$.

Вычисления производятся в математическом пакете MathCAD с шагом интегрирования принятым равным $\Delta t = 360 \text{ [с]}$. Двигательная установка разгоняет ТКС до скорости отлета в течении $t_{раз.з} = 2844000 \text{ [с]}$, или $t_{раз.з} = 32,91 \text{ [суток]}$ при этом высота, на которой происходит преодоление гравитационных сил Земли, равна $h_{отл} = 8169,274 \text{ [км]}$. Масса ТКС после приобре-

тения скорости отлета равна $m_{ТКС.разг} = 109148,103$ [кг], следовательно суммарные затраты топлива на разгон рассчитываются как:

$$m_{\Delta v_{3,p}} = m_H - m_{ТКС.разг}, \quad (1.8)$$

$$m_{\Delta v_{3,p}} = 121877,847 - 109148,103 = 12729,74 \text{ [кг]}$$

Масса топлива, остающаяся для гелиоцентрического перелета и торможения в сфере действия Марса с последующим переходом на круговую орбиту ИСМ, без учета топлива для обратного перелета:

$$m_{Т.перел} = m_{Т\Sigma} - m_{\Delta v_{3,p}} - m_{кор} - m_{возвр}, \quad (1.9)$$

где $m_{кор} = 800$ [кг] – масса топлива для проведения корректировок;

$$m_{возвр} = 7312,85 \text{ [кг]} – \text{масса топлива для возвращения ТКС на Землю.}$$

$$m_{Т.перел} = 40000 - 12729,74 - 800 - 7312,85 = 19157,41 \text{ [кг]}$$

Второй этап характеризуется участками разгона, пассивного полета и торможения. При расчете основных параметров траектории на участке разгона за начальные условия принимаем: начальная скорость $V_0 = V_{вых.з} = 32,730$ [км/с] начальный угол ϑ_0 , начальный радиус-вектор принимается равным среднему расстоянию Земли от Солнца $r_0 = 149597870$ [км], начальный эксцентриситет орбиты равный эксцентриситету орбиты Земли $e_0 = 0,01672$ [1].

Допускается, что ТКС подлетает к Марсу со скоростью равной скорости движения планеты по орбите $V_{ex.м} = 24,129$ [км/с], при этом входная планетоцентрическая скорость равна $v_{ex.м} = 0$ [км/с]. Следовательно, $v_{под.м} = 4,754$ [км/с] и $\Delta v_{тр.м.гом} = 4,754 - 3,362 = 1,392$ [км/с].

Масса затрачиваемого топлива при торможении у Марса рассчитывается по формуле:

$$m_{\Delta U_{mp.m.гом}} = m_K \cdot \left(e^{\frac{\Delta U_{mp.m.гом}}{I_{y.дв} \cdot g}} - 1 \right) \quad (1.10)$$

где $m_K = m_{ИСМ} = 89190,70$ [кг] – масса ТКС на орбите ИСМ.

$$m_{\Delta U_{mp.m.гом}} = 89190,70 \cdot \left(e^{\frac{1392}{3300 \cdot 9,81}} - 1 \right) = 3918,73 \text{ [кг]}$$

Время работы ДУ для выдачи тормозного импульса составит:

$$t_{\Delta U_{mp.з}} = \frac{881088,67}{60 \cdot 60 \cdot 24} = 10,19 \text{ [суток]}$$

Вычисления основных параметров траектории гелиоцентрического перелета производятся при последовательном приближении времени разгона и времени торможения к оптимальному с учетом максимального использования массы топлива, без учета массы топлива для выхода ТКС на орбиту ИСМ, $m_{T.перел} = 19157,41 - 3918,73 = 15238,68$ [кг]. Расчеты производятся в среде математического моделирования MathCAD с шагом интегрирования принятым равным $\Delta t = 3600$ [с].

Из полученных данных следует, что чтобы перейти на круговую орбиту ИСМ ТКС необходимо сообщить импульс скорости равный 2,621 [км/с], потребный импульс скорости составляет 3,571 [км/с], гелиоцентрическая скорость в конце разгона равна $V_{разг} = 34,991$ [км/с], при этом на разгон было потрачено топлива массой $m_{т.разг} = 7365,22$ [кг]. Дальнейший полет происходит без воздействия тангенциального ускорения. По окончании гелиоцентрического торможения ТКС имеет следующие параметры: гелиоцентрическая скорость $V_{торм.к} = 24,127$ [км/с], среднее расстояние от солнца $r_{торм.к} = 227941002$ [км], что соответствует космодинамическим параметрам планеты Марс. При этом на торможение было потрачено топлива массой $m_{т.торм} = 7861,57$ [кг].

Полученная гелиоцентрическая скорость позволяет с наименьшими потерями перейти на круговую орбиту Марса.

Общая масса топлива, затраченная на разгон и торможение равна:

$$m_{\text{з.ц.}} = m_{\text{м.раз}} + m_{\text{м.торм}} , \quad (1.11)$$

$$m_{\text{з.ц.}} = 7365,22 + 7861,57 = 15226,79 \text{ [кг]}$$

Остаток топлива равен:

$$m_{\text{ост}} = m_{\text{Т.перел}} + m_{\text{з.ц.}} , \quad (1.12)$$

$$m_{\text{ост}} = 15238,68 - 15226,79 = 11,89 \text{ [кг]}$$

Общее время перелета рассчитывается как:

$$t_{\text{пер}} = t_{\text{разг}} + t_n + t_{\text{торм}} , \quad (1.13)$$

где $t_{\text{разг}} = 19,1$ [сутки] – время гелиоцентрического разгона;

$t_n = 135,1$ [сутки] – время пассивного полета ТКС;

$t_{\text{торм}} = 20,4$ [сутки] – время гелиоцентрического торможения.

Следовательно:

$$t_{\text{пер}} = 19,1 + 135,1 + 20,4 = 174,6 \text{ [сутки]}.$$

Угловая дальность перелета составила $\psi = 141,5^\circ$:

Старт ТКС к Марсу должен произойти при следующей начальной конфигурации планет:

$$\varphi_{\text{стар}} = \psi - t_{\text{пер}} \cdot \psi_{\text{мар}} , \quad (1.14)$$

где $\psi_{\text{мар}} = 0,52^\circ$ [град/сутки] – угловая скорость Марса.

$$\varphi = 141,5^\circ - 174,6 \cdot 0,52^\circ = 50,7^\circ$$

При этом планета Земля переместится на угол равный:

$$\varphi_3 = t_{пер} \cdot \psi_{зем} , \quad (1.15)$$

где $\psi_{зем} = 0,986^0$ [град/сутки] – угловая скорость Земли.

$$\varphi_3 = 174,6 \cdot 0,986 = 172,15^0$$

При выходе ТКС на орбиту ИСМ угол конфигурации планет составляет $\varphi_k = 35,1^0$. Следовательно, Земля опережает Марс на угол $\varphi_k = 35,1^0$. Для обратного перелета по орбите гомана необходимо дождаться конфигурации планет, когда Земля будет «отставать» от Марса на угол равный:

$$\psi_{гом} = t_{гом} \cdot \psi_{зем} - 180^0 , \quad (1.16)$$

$$\psi_{гом} = 258,8 \cdot 0,986 - 180^0 = 75,17^0$$

Так, как угловая скорость вращения Земли практически в два раза больше угловой скорости Марса, то необходимый угол конфигурации наступит через 521,95[суток]. Следовательно, время экспедиции составит $T_{общ} = 174,6 + 521,95 + 258,8 = 955,35$ [суток].

Вывод: в процессе баллистического расчета активного участка траектории были определены массовые характеристики ТКС в первом приближении. Масса двигательной установки составила 3091,2 кг. Масса топливного отсека для криогенных компонентов топлива составила 1320 кг. Общая масса ТКС в первом приближении составила 121877,80 кг. Также была рассчитана оптимальная траектория перелета. Энергетически наиболее выгодной является траектория перелета по орбите гомана (эллиптическая орбита, используемая для перехода между двумя другими орбитами, находящимися в одной плоскости). Определили продолжительность экспедиции, которая составила 955,35 суток.

1.2 Расчет основных проектных параметров

1.2.1 Выбор основных проектных параметров

Основной задачей расчета ОПП является приблизительный расчет массовой оптимизационной модели космического аппарата, включающий в себя

энергомассовый расчет, объемно геометрический расчет и расчет энергопотребления.

В качестве параметра оптимизации в массовой оптимизационной модели выбрана относительная масса ПН в ТКС:

$$\mu_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{m_{ТКС}}, \quad (1.17)$$

где $m_{ПН}$ – масса полезной нагрузки;

$m_{ТКС}$ – полная масса ТКС.

Масса полезной нагрузки для ТКС определяется как сумма массы топлива для возврата ТКС на орбиту Земли и непосредственно массы объекта доставляемого на орбиту Марса:

$$m_{ПН} = m_{ПГ} + m_{Т.Возвр}, \quad (1.18)$$

где $m_{Т.Возвр} = 7313$ [кг] – масса топлива для возвращения ТКС.

$$m_{ПН} = 40000 + 7313 = 47313,00 \text{ [кг]}$$

В соответствии с формулой (1.16):

$$\mu_{ПН} = \frac{47313}{120000} = 0,3942$$

1.2.2 Массово-энергетический расчет ТКС

1.2.2.1 Массово-энергетический расчет двигательной установки ТКС

В качестве двигателя выбирается стационарный плазменный двигатель серии СПД-290 производства ОКБ «Факел». Для создания необходимого начального тангенциального ускорения равного $a_{\tau} = 0,0012$ [м/с²] необходимо создать тягу двигателей равную:

$$P_{ДУ} = m_{ТКС} \cdot a_{\tau}, \quad (1.19)$$

$$P_{дв} = 120000 \cdot 0,0012 = 144 \text{ [Н]}$$

Для создания полученной тяги необходимо задействовать $n = \frac{144}{1,50} = 96$

[шт] двигателей. При этом удобно их расположить следующим образом (рисунок 1.3): семь двигателей собираются в одну сборку, четыре совместные сборки при этом образуют блок СПД. Двигательная установка состоит из 112 двигателей, 96 из которых являются маршевыми, 16 резервными.

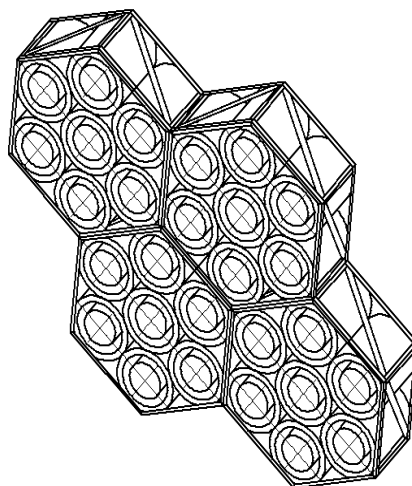


Рисунок 1.3 – Блок СПД

Таблица 1.3 – Блок СПД имеет следующие характеристики:

Количество двигателей СПД 290, [шт]	28
- маршевых, [шт]	24
- резервных, [шт]	4
Тяга, [Н]	36
Мощность, [кВт]	720
Удельный импульс, [с]	3300
Массовый расход, [кг/с]	$1,112 \cdot 10^{-3}$
Тяговый КПД, %	65
Ресурс, [ч]	27000
Габаритные размеры:	
- длина, [м]	2,36
- высота, [м]	1,63
- ширина, [м]	0,40
Масса, [кг]	772,8

При работе ДУ потребляет электрическую мощность равную $W_{дв.э} = 30 \cdot 96 = 2880 \text{ [кВт]}$. При этом суммарная масса двигателей равна

$\sum m_{ог} = 23 \cdot 112 = 2576$ [кг]. Масса двигательной установки $m_{ДУ}$ рассчитывается как:

$$m_{ДУ} = \mu_K \sum m_{ог}, \quad (1.20)$$

где $\mu_K = 1,15 - 1,2$ коэффициент конструкций ДУ;

$$m_{ДУ} = 1,2 \cdot 2576 = 3091,2 \text{ [кг]}$$

Следовательно, относительная масса двигательной установки с СПД:

$$\mu_{ДУ} = \frac{m_{ДУ}}{m_{ТКС}}, \quad (1.21)$$

$$\mu_{ДУ} = \frac{3091,2}{120000} = 0,0257$$

1.2.2.2 Расчет массовых и объемных характеристик топливной системы

Двигательная установка ТКС, а также газовые двигатели системы стабилизации и ориентации работают на однокомпонентном топливе Ксеноне. Ксенон относится к криогенному виду топлива – наибольшая плотность жидкого ксенона $\rho_{Хе.жид} = 2987$ [кг/м³] при температуре $t_{Хе.жид} = 165$ [К].

Относительная масса рабочего тела (ксенона):

$$\mu_T = \mu_{Т.ДУ} + \mu_{ГД}, \quad (1.22)$$

где $\mu_{Т.ДУ}$ – относительная масса рабочего тела для ДУ СПД;

$\mu_{ГД}$ – относительная масса рабочего тела для газовых двигателей.

$$\mu_{ГД} = \frac{K}{0,5 + \frac{I_{уд}}{V_{хар}}}, \quad (1.23)$$

где K – коэффициент гарантийного запаса топлива;

I_{yd} – удельный импульс;

$V_{хар}$ – характеристическая скорость.

Так как объединенные газовые двигатели используют с однокомпонентное топливо ксеноном, то $K = 1$.

Для газовых двигателей примем $V_{хар} = 25,85$ [м/с] и $I_{yd} = 1400$ [с]:

$$\mu_{ГД} = \frac{1}{0,5 + \frac{1400}{25,85}} = 0,0182$$

Запас характеристической скорости для двигательной установки СПД рассчитывается как [8, с. 10]:

$$V_{хар} = \frac{I_{yd.m} \cdot m_{m1}}{m_{ТКС1}}, \quad (1.24)$$

где $I_{yd.m}$ – удельный импульс топлива (для ксенона принимается равным скорости истечения газов);

$m_{m1} = 30487,15$ [кг] – масса топлива для выдачи импульса;

$m_{ТКС1} = 104756,42$ [кг] средняя масса ТКС за время выдачи импульса.

$$V_{хар} = \frac{3300 \cdot 9,81 \cdot 30487,15}{104756,42} = 9421,47 \text{ [км/с]}$$

В соответствии с формулой (1.22):

$$\mu_{Т.ДУ} = \frac{1}{0,5 + \frac{3300 \cdot 9,81}{9421,47}} = 0,254$$

$$\mu_T = 0,254 + 0,0182 = 0,2722$$

Следовательно, масса топлива для полета на Марс равна:

$$m_{Т.ПЕР.М} = \mu_T \cdot m_{ТКС}, \quad (1.25)$$

$$m_{T.ПЕР.М} = 0,2722 \cdot 120000 = 32671,15 \text{ [кг]}$$

Полная масса топлива равна:

$$m_T = m_{T.ПЕР.М} + m_{T.возвр}, \quad (1.26)$$

где $m_{T.возвр} = 7312,85 \text{ [кг]}$ – масса топлива для обратного возвращения ТКС.

$$m_T = 32671,15 + 7312,85 = 39984 \text{ [кг]}$$

Масса топливного отсека для криогенных компонентов топлива может быть определена по следующей формуле [4, с 45]:

$$m_{T.O.} = \frac{1,71}{\rho_T^{0,5}} \cdot m_T + 600, \quad (1.27)$$

$$m_{T.O.} = \frac{1,71}{2987^{0,5}} \cdot 39984 + 600 = 1851,02 \text{ [кг]}$$

Относительная масса топливного отсека равна:

$$\mu_{T.O.} = \frac{1851,02}{120000} = 0,0154$$

1.2.2.3 Расчет массовых и энергетических характеристик ЯЭУ

Энергоустановка работает по трехконтурному циклу Брайтона (рисунок 1.4) и состоит из реактора 1, теплообменника первичного контура 9, насоса первичного контура, турбины 3, компрессоров, теплообменников вторичного контура. Кроме этого, в энергоустановке находятся энергогенератор, система преобразования энергии, системы управления.

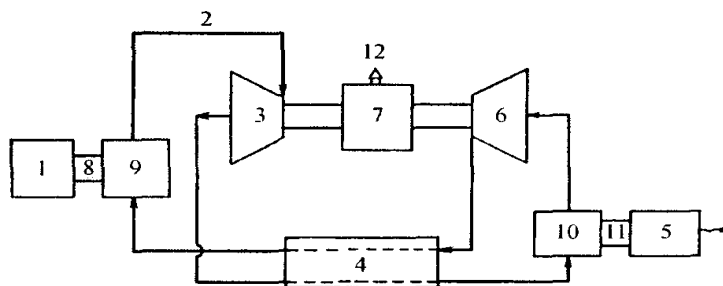


Рисунок 1.4 – Принципиальная схема трехконтурной энергоустановки с циклом Брайтона:

1 – ядерный реактор; 2 – второй контур теплоносителя; 3 – турбина; 4 – регенератор; 5 – теплообменник-излучатель; 6 – компрессор; 7 – энергогенератор; 8 – первый контур; 9 – теплообменник первого контура; 10 – теплообменник второго контура; 11 – третий контур; 12 – отвод электроэнергии.

Принцип работы данной энергоустановки, следующий: гелий первого контура, проходя через реактор, нагревается до температуры 1500-2000 [К]. После реактора нагретый газ проходит через теплообменник первого радиоактивного контура, в котором нагревает рабочее вещество второго не радиоактивного контура. Это позволяет исключить прохождение радиоактивного газа через турбины и как следствие продлить срок их службы, а также уменьшить уровень радиации внутри энергоустановки. Газ второго контура после теплообменника поступает в турбины, где тепловая энергия газа преобразуется в механическую.

В качестве энергопреобразующего блока в этом газовом цикле используется блок, состоящий из турбин, генератора и компрессора, установленных на одном вращающемся валу. КПД такого энергопреобразующего блока составляет 20-30 %.

Далее, в рекуператоре (теплообменнике) рабочий газ дополнительно охлаждается, а остатки тепла отбираются в теплообменнике второго контура.

Охлажденное рабочее вещество сжимается в компрессоре 6, подогревается в рекуператоре и затем снова поступает на вход теплообменника первого контура. Количество теплоты из теплообменника второго контура сбрасывается

в окружающее пространство через холодильник-излучатель, для чего и предусмотрен третий контур, связывающий теплообменник с излучателем. Этот дополнительный теплообменник позволяет отделить рабочее тело от холодильника-излучателя, имеющего большую поверхность, который оказывается чрезвычайно тяжелым, если не снизить в нем давление теплоносителя.

В качестве тепловыделяющей установки выбирается реактор с псевдоожигенным слоем, который имеет большую мощность на единицу объема и, следовательно, меньший размер и массу по сравнению с другими реакторами (рисунок 1.5).

В качестве топлива используются топливные частицы TRISO (рисунок 1.6) разработанные в США для реакторов типа ВТГР. Частица диаметром 500 [мкм] имеет многослойную структуру, которая выдерживает высокое давление газообразных продуктов деления и обеспечивает глубокое выгорание ядерного топлива.

В ней ядро содержит делящийся материал в виде $^{235}\text{UO}_2$ (или в виде смеси окислов и карбидов урана). Ядро окружено слоем пористого пирографита, поглощающим газообразные продукты деления.

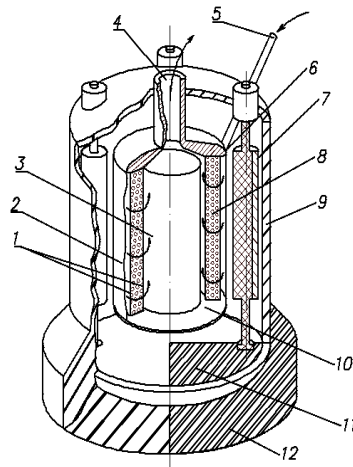


Рисунок 1.5 – Схема реактора:

1 – внутренний и наружный барабаны из циркония; 2 – входной коллектор гелия; 3 – отражатель-замедлитель из графита; 4 – отвод нагретого гелия; 5 – подача гелия; 6 – теплоизоляция из окиси циркония; 7 – барабаны управления; 8 – топливная зона; 9 – силовой корпус; 10 – выходной коллектор гелия; 11 – торцевой отражатель из бериллия; 12 – теньевая защита.

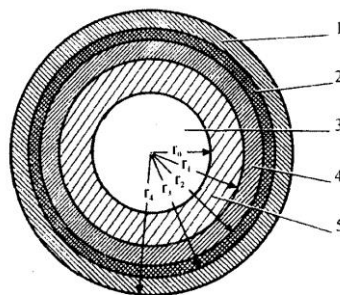


Рисунок 1.6 – Структура топливной частицы TRISO:

1 – аморфный пирографит; 2 – карбид кремния; 3 – ядро; 4 – пирографит; 5 – буферный слой аморфного пирографита.

Механическая прочность по отношению к внутреннему давлению обеспечивается слоем карбида кремния. Степень удержания продуктов деления в объеме топливной частицы очень высокая (99,99 %). Это топливо удобно тем, что оно выпускается в промышленных масштабах для реакторов ВТГР, имеет

хорошо изученные характеристики, легко может быть доработано для космического ректора.

Общая загрузка реактора составляет 50 [кг] ^{235}U . Выходная температура теплоносителя для обеспечения длительного ресурса турбин ограничена 1500 [К]. Общая продолжительность эксплуатации реактора составляет 10 лет.

Таблица 1.4 – Оптимальная сводка массовых характеристик энергетической установки

Масса реактора, [кг]	4000
Масса энергопреобразующего блока, [кг]	5500
Масса радиационной защиты, [кг]	2500
Масса конструкции, [кг]	2400
Масса теплоносителя, [кг]	100

Общая масса ЯЭУ составляет $m_{\text{ЯЭУ}} = 15000$ [кг] следовательно, относительная масса ядерной энергетической установки рассчитывается как:

$$\mu_{\text{ЯЭУ}} = \frac{m_{\text{ЯЭУ}}}{m_{\text{ТКС}}}, \quad (1.28)$$

$$\mu_{\text{ЯЭУ}} = \frac{15000}{120000} = 0,125$$

При этом ЯЭУ имеет тепловую мощность равную $Q_{\text{ТЕП}} = 10$ [МВт] и электрическую равную $W_{\text{эл}} = 3$ [МВт]. Двигательная установка потребляет электрическую мощность равную $W_{\text{дв.э}} = 2,88$ [МВт], следовательно, остается излишек электрической мощности равный $W_{\text{из.э}} = 120$ [кВт]. Полученная электрическая мощность предназначена для обеспечения электроэнергией системы управления, а также систем и агрегатов, расположенных в приборно-агрегатном отсеке.

1.2.3 Расчет центра масс ТКС

Координаты положения центра масс (ЦМ) играют большую роль при проектировании ТКС, т.к. позволяют рассчитать моменты инерции КА, и определить места установки корректирующих двигателей.

Для расчета положения центра масс необходимо выбрать базовую плоскость и рассчитать расстояние от нее до центра масс. Для расчета принимаются допущения:

– агрегаты, оборудование и элементы конструкции скомпонованы таким образом, что центр масс элементов находится на оси Z, а координаты центра масс по осям X и Y равны нулю.

Координаты центра масс рассчитываются по следующей формуле:

$$Z_c = \frac{1}{m_{ТКС.Р}} \sum_{i=1}^n l_i m_i, \quad (1.29)$$

где $m_{ТКС.Р}$ – расчетная масса ТКС;

m_i, l_i а – соответственно масса i-го элемента и расстояние от центра масс i-го элемента до базовой плоскости.

За базовую плоскость принимается плоскость стыковочного узла, ось z направлена вдоль центральной базовой фермы.

Исходные данные для расчета ЦМ приводятся в таблице 1.5.

Таблица 1.5 – Исходные данные к определению ЦМ

Наименование элемента	Масса элемента, кг	Расстояние от ЦМ элемента до базовой плоскости, м
Полезный груз	40000	-6
ПАО	1692,0	1,505
Топливные баки с топливом	41851,02	4,01
Топливные баки СОИС	4000	7
Центральная базовая ферма	1000	15
ДУ СПД с фермами крепления СПД	3931,2	8
Теплоизлучающие панели	12101,23	25,5
ЯЭУ	15000	35,5

В соответствии с уравнением (1.29):

$$Z_c = \frac{1}{119388} \cdot (-6 \cdot 40000,0 + 1,505 \cdot 1692,0 + 4000 \cdot 7 + 4,01 \cdot 41851,02 + 15 \cdot 1000 + 8 \cdot 3931,20 + 25,5 \cdot 12101,23 + 35,5 \cdot 15000) = 7,085 \text{ [м]}$$

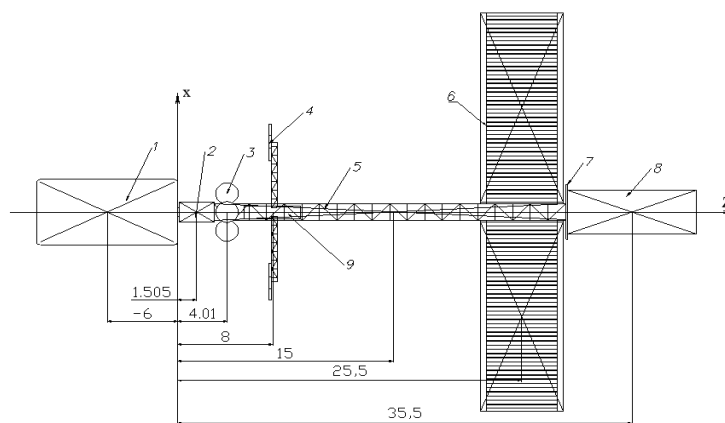


Рисунок 1.7 – К определению центра масс

1 – ПГ; 2 – ПАО; 3 – сферические баки с ксеноном; 4 – ДУ СПД; 5 – центральная базовая ферма; 6 – теплоизлучающие панели; 7 – экран ЯЭУ; 8 – ЯЭУ, 9 – баки СОИС.

1.2.4 Расчет моментов инерции

Момент инерции ТКС относительно осей X, Y, Z рассчитывается по формуле:

$$I_x = \sum_{i=1}^n (m_i \cdot (Y_i^2 + Z_i^2)) + I_x^i, \quad (1.30)$$

$$I_y = \sum_{i=1}^n (m_i \cdot (X_i^2 + Z_i^2)) + I_y^i, \quad (1.31)$$

$$I_z = \sum_{i=1}^n (m_i \cdot (X_i^2 + Y_i^2)) + I_z^i, \quad (1.32)$$

где m_i – масса i -го элемента;

X_i, Y_i, Z_i – расстояние от оси X, Y, Z до центра масс i -го элемента;

I_x^i, I_y^i, I_z^i – собственный момент инерции i -го элемента относительно оси

X, Y, Z.

Собственный момент инерции i -го элемента – это момент инерции относительно оси, параллельной заданной оси и проходящей через центр масс i -го элемента.

Для определения собственных моментов инерции, принимаются следующие допущения:

- масса равномерно распределена по отсекам;
- все элементы симметричны осям КА.

Собственные моменты инерции элементов КА I_x^i, I_y^i, I_z^i , относительно осей параллельных осям X, Y, Z и проходящих через центр масс элементов, определяются по следующим формулам:

Для ПГ:

$$I_x^{ПГ} = \frac{1}{2} m_{ПГ} \cdot r_{ПГ}^2 + \frac{1}{12} m_{ПГ} \cdot l_{ПГ}^2, \quad (1.33)$$

$$I_y^{ПГ} = \frac{1}{2} m_{ПГ} \cdot r_{ПГ}^2 + \frac{1}{12} m_{ПГ} \cdot l_{ПГ}^2, \quad (1.34)$$

$$I_z^{ПГ} = \frac{1}{2} \cdot m_{ПГ} \cdot r_{ПГ}^2, \quad (1.35)$$

где $r_{ПГ}$ – радиус цилиндра ПГ (задается $r_{ПГ} = 3,0$ [м]);

$l_{ПГ}$ – длина цилиндра ПГ (задается $l_{ПГ} = 12$ [м]).

$$I_x^{ПГ} = \frac{1}{2} \cdot 40000 \cdot 3,0^2 + \frac{1}{12} \cdot 40000 \cdot 12^2 = 660 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_y^{ПГ} = \frac{1}{2} \cdot 40000 \cdot 3,0^2 + \frac{1}{12} \cdot 40000 \cdot 12^2 = 660 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_z^{ПГ} = \frac{1}{2} \cdot 40000 \cdot 3,0^2 = 180 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

Для ПАО:

$$I_x^{ПАО} = \frac{1}{2} m_{ПАО} \cdot r_{ПАО}^2 + \frac{1}{12} m_{ПАО} \cdot l_{ПАО}^2, \quad (1.36)$$

$$I_y^{ПАО} = \frac{1}{2} m_{ПАО} \cdot r_{ПАО}^2 + \frac{1}{12} m_{ПАО} \cdot l_{ПАО}^2, \quad (1.37)$$

$$I_z^{ПАО} = \frac{1}{2} \cdot m_{ПАО} \cdot r_{ПАО}^2, \quad (1.38)$$

где $r_{ПАО} = 1,10$ [м] – радиус цилиндра ПАО;

$l_{ПАО} = 3,01$ [м] – длина цилиндра ПАО.

$$I_x^{ПАО} = \frac{1}{2} \cdot 1692,0 \cdot 1,10^2 + \frac{1}{12} \cdot 1692,0 \cdot 3,01^2 = 2,3 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

$$I_y^{ПАО} = \frac{1}{2} \cdot 1692,0 \cdot 1,10^2 + \frac{1}{12} \cdot 1692,0 \cdot 3,01^2 = 2,3 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

$$I_z^{ПАО} = \frac{1}{2} \cdot 1692,0 \cdot 1,10^2 = 1,023 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Для топливного отсека СОИС:

$$I_x^{СОИС} = \frac{1}{2} m_{СОИС} \cdot r_{СОИС}^2 + \frac{1}{12} m_{СОИС} \cdot l_{СОИС}^2, \quad (1.39)$$

$$I_y^{СОИС} = \frac{1}{2} m_{СОИС} \cdot r_{СОИС}^2 + \frac{1}{12} m_{СОИС} \cdot l_{СОИС}^2, \quad (1.40)$$

$$I_z^{СОИС} = \frac{1}{2} \cdot m_{СОИС} \cdot r_{СОИС}^2, \quad (1.41)$$

где $r_{СОИС} = 0,734$ [м] – радиус цилиндра отсека СОИС;

$l_{COIC} = 5,0$ [м] – длина цилиндра отсека СОИС.

$$I_x^{COIC} = \frac{1}{2} \cdot 4000,0 \cdot 0,734^2 + \frac{1}{12} \cdot 4000,0 \cdot 5,0^2 = 9,41 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_y^{COIC} = \frac{1}{2} \cdot 4000,0 \cdot 0,734^2 + \frac{1}{12} \cdot 4000,0 \cdot 5,0^2 = 9,41 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_z^{COIC} = \frac{1}{2} \cdot 4000,0 \cdot 0,734^2 = 1,077 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

Для топливных баков с топливом:

$$I = \frac{2 \cdot m_T \cdot r_{TO}^2}{5}, \quad (1.42)$$

где $m_T = 10462,75$ [кг] – масса топлива и топливного бака;

$r_{TO} = 0,952$ [м] – внешний радиус топливного бака.

$$I = \frac{2 \cdot 10462,75 \cdot 0,952^2}{5} = 3,792 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

При расчетах момента инерции относительно осей X, Y, Z учитывается, что конструкция ТКС включает четыре бака с топливом.

Для центральной базовой фермы:

$$I_x^{\text{ф.баз}} = \frac{1}{12} m_{\text{ф.баз}} (L^2 + d^2), \quad (1.43)$$

$$I_y^{\text{ф.баз}} = \frac{1}{12} m_{\text{ф.баз}} (L^2 + h^2), \quad (1.44)$$

$$I_z^{\text{ф.баз}} = \frac{1}{12} m_{\text{ф.баз}} (h^2 + d^2), \quad (1.45)$$

где $m_{\text{ф.баз}} = 1000$ [кг] – масса центральной базовой фермы;

$L = 30$, $h = d = 1,5$ [м] – геометрические размеры фермы.

$$I_x^{\phi.баз} = \frac{1}{12} \cdot 1000 \cdot (30,0^2 + 1,5^2) = 75,187 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_y^{\phi.баз} = \frac{1}{12} \cdot 1000 \cdot (30,0^2 + 1,5^2) = 75,187 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_z^{\phi.баз} = \frac{1}{12} \cdot 1000 \cdot (1,5^2 + 1,5^2) = 0,375 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

Для ферм СПД:

– фермы направленные вдоль оси Y ,

$$I_x^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} m_{\phi.СПД} (L^2 + d^2), \quad (1.46)$$

$$I_y^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} m_{\phi.СПД} (h^2 + d^2), \quad (1.47)$$

$$I_z^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} m_{\phi.СПД} (L^2 + h^2), \quad (1.48)$$

где $m_{\phi.СПД} = 840$ [кг] – масса фермы СПД;

$L = 7$, $h = d = 1,0$ [м] – геометрические размеры фермы.

$$I_x^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} \cdot 840 \cdot (7,0^2 + 1,0^2) = 3,50 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_y^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} \cdot 840 \cdot (1,0^2 + 1,0^2) = 0,14 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_z^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} \cdot 840 \cdot (7,0^2 + 1,0^2) = 3,50 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

– фермы направленные вдоль оси X ,

$$I_x^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} m_{\phi.СПД} (h^2 + d^2), \quad (1.49)$$

$$I_y^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} m_{\phi.СПД} (L^2 + d^2), \quad (1.50)$$

$$I_z^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} m_{\phi.СПД} (L^2 + h^2), \quad (1.51)$$

где $m_{\phi.СПД} = 840$ [кг] – масса фермы СПД;

$L = 7, h = d = 1,0$ [м] – геометрические размеры фермы.

$$I_x^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} \cdot 840 \cdot (1,0^2 + 1,0^2) = 0,14 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

$$I_y^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} \cdot 840 \cdot (7,0^2 + 1,0^2) = 3,50 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

$$I_z^{\phi.СПД} = \frac{1}{12} \cdot 840 \cdot (7,0^2 + 1,0^2) = 3,50 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Для упрощения расчета блок СПД представляется в виде четырех цилиндров следующих размеров $r_{цил} = 0,41$ [м], $h_{цил} = 0,4$ [м], при этом вес одного цилиндра $m_{цил} = 193,2$ [кг]. Начало координат размещается в соответствии с рисунком 1.8.

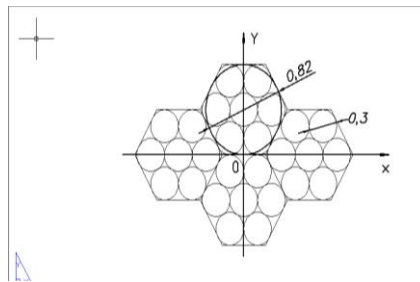


Рисунок 1.8 – К расчету момента инерции блока СПД

Рассчитывается собственный момент инерции цилиндра:

$$I_x^{цил} = \frac{1}{2} m_{цил} \cdot r_{цил}^2 + \frac{1}{12} m_{цил} \cdot l_{цил}^2, \quad (1.52)$$

$$I_y^{цил} = \frac{1}{2} m_{цил} \cdot r_{цил}^2 + \frac{1}{12} m_{цил} \cdot l_{цил}^2, \quad (1.53)$$

$$I_z^{цил} = \frac{1}{2} \cdot m_{цил} \cdot r_{цил}^2, \quad (1.54)$$

$$I_x^{цил} = \frac{1}{2} \cdot 193,2 \cdot 0,41^2 + \frac{1}{12} \cdot 193,2 \cdot 0,40^2 = 18,81 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

$$I_y^{цил} = \frac{1}{2} \cdot 193,2 \cdot 0,41^2 + \frac{1}{12} \cdot 193,2 \cdot 0,40^2 = 18,81 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

$$I_z^{цил} = \frac{1}{2} \cdot 193,2 \cdot 0,41^2 = 16,23 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Для блока СПД по оси X:

$$I_x^{\delta.СПД} = (193,2 \cdot (0^2 + 0^2) + 18,82) + (193,2 \cdot (0,41^2 + 0^2) + 18,81) + \\ + (193,2 \cdot (-0,41^2 + 0^2) + 18,81) + (193,2 \cdot (0^2 + 0^2) + 18,81) = 140,20 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Для блока СПД по оси Y:

$$I_y^{\delta.СПД} = (193,2 \cdot (0,41^2 + 0^2) + 18,82) + (193,2 \cdot (0^2 + 0^2) + 18,81) + \\ + (193,2 \cdot (0^2 + 0^2) + 18,81) + (193,2 \cdot (-0,41^2 + 0^2) + 18,81) = 140,20 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Для блока СПД по оси Z:

$$I_z^{\delta.СПД} = (193,2 \cdot (0,41^2 + 0^2) + 16,23) + (193,2 \cdot (0^2 + 0,41^2) + 16,23) + \\ + (193,2 \cdot (-0,41^2 + 0^2) + 16,23) + (193,2 \cdot (0^2 - 0,41^2) + 16,23) = 194,82 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2]$$

Для теплоизлучающие панелей:

$$I_x^{ТП} = \frac{1}{12} m_{ТП1} (d^2 + h^2), \quad (1.55)$$

$$I_y^{ТП1} = \frac{1}{12} m_{ТП1} (l^2 + d^2), \quad (1.56)$$

$$I_z^{ТП1} = \frac{1}{12} m_{ТП1} (h^2 + l^2), \quad (1.57)$$

где $m_{ТП1} = 6250,61$ [кг] – масса «крыла» теплообменной панели;

$l = 18,0, d = 7,0, h = 0,15$ [м] – геометрические теплообменной панели.

$$I_x^{TH1} = \frac{1}{12} \cdot 6250,61 \cdot (7,0^2 + 0,15^2) = 25,535 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_y^{TH1} = \frac{1}{12} \cdot 6250,61 \cdot (18,0^2 + 7,0^2) = 194,289 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_z^{TH1} = \frac{1}{12} \cdot 6250,61 \cdot (18,0^2 + 0,15^2) = 168,778 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

Для ЯЭУ:

$$I_x^{ЯЭУ} = \frac{1}{2} m_{ЯЭУ} \cdot r_{ЯЭУ}^2 + \frac{1}{12} m_{ЯЭУ} \cdot l_{ЯЭУ}^2, \quad (1.58)$$

$$I_y^{ЯЭУ} = \frac{1}{2} m_{ЯЭУ} \cdot r_{ЯЭУ}^2 + \frac{1}{12} m_{ЯЭУ} \cdot l_{ЯЭУ}^2, \quad (1.59)$$

$$I_z^{ЯЭУ} = \frac{1}{2} \cdot m_{ЯЭУ} \cdot r_{ЯЭУ}^2, \quad (1.60)$$

где $r_{ЯЭУ} = 2,5$ [м] – радиус цилиндра ЯЭУ;

$l_{ЯЭУ} = 11,0$ [м] – длина цилиндра ЯЭУ.

$$I_x^{ЯЭУ} = \frac{1}{2} \cdot 15000 \cdot 2,50^2 + \frac{1}{12} \cdot 15000 \cdot 11^2 = 198,125 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_y^{ЯЭУ} = \frac{1}{2} \cdot 15000 \cdot 2,50^2 + \frac{1}{12} \cdot 15000 \cdot 11^2 = 198,125 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

$$I_z^{ЯЭУ} = \frac{1}{2} \cdot 15000 \cdot 2,50^2 = 46,875 \cdot 10^3 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

В соответствии с формулами (1.30, 1.31, 1.32)

Момент инерции ТКС относительно оси X:

$$I_x = 2,448 \cdot 10^7 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

Момент инерции ТКС относительно оси Y:

$$I_y = 2,622 \cdot 10^7 \text{ [кг} \cdot \text{м}^2\text{]}$$

Момент инерции ТКС относительно оси Z:

$$I_x = 2,078 \cdot 10^6 [\text{кг} \cdot \text{м}^2]$$

Полученные значения моментов инерции ТКС и составных элементов в дальнейшем применяются при расчете конструкции ТКС на прочность.

Вывод: был произведен выбор и расчет основных проектных параметров. Масса полезной нагрузки для ТКС составила 47313 кг. Был произведен массо-энергетический расчет двигательной установки ТКС. В качестве двигателя выбран стационарный плазменный двигатель серии СПД-290. Также был произведен расчет массовых и объемных характеристик топливной системы. Двигательная установка ТКС, а также газовые двигатели системы стабилизации и ориентации будут работать на однокомпонентном топливе Ксеноне. Рассчитаны центры масс ТКС с целью расчета момента инерции КА, и определения места установки корректирующих двигателей.

1.3 Расчет на прочность

1.3.1 Обеспечение прочности конструкции

Задача расчета на прочность конструкции транспортной космической системы – обеспечить надежность работы конструкции при минимальной массе.

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

Конструкция работоспособна, 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 обработка.

Все эти этапы взаимосвязаны и не могут рассматриваться изолированно друг от друга.

1.3.2 Выбор материала

В конструкции ТКС широко применяются алюминиевые (АМг6, Д16, Д20, В95, АК6,) магниевые сплавы (МЛ5, МЛ12, МА5), специальные титановые сплавы (ВТ6, ВТ14, ВТ20Л) а также композитные материалы на основе углепластика. Правильный выбор материалов может существенно улучшить характеристики изделия и экономичность в производстве. Определяющими нагрузками для баков являются эквивалентная растягивающая сила и внутреннее давление (давление наддува и давление столба жидкости). Баки для аргона а также для компонентов используемых СОИС представляют собой сферические емкости, выполненные из сплава Мг-6. Данный сплав практически не теряет своих механических свойств, поэтому его применение целесообразно в качестве материала для бака.

Основной силовой элемент ТКС это ферменная конструкция, соединяющая между собой все составные элементы, при этом ферменная конструкция выполняется из углепластика УКН 5000 + УП-354. Данный материал имеет наилучшие конструкционные характеристики по сравнению со сплавами на основе алюминия

1.3.3 Прочностные расчеты элементов конструкции ТКС

1.3.3.1 Расчет на прочность ферменной конструкции

Центральная базовая ферма представляет собой пространственную ферму. При расчете на прочность начало прямоугольной системы координат располагается в точке центра масс. При этом на нее действуют силы, изображенные на рисунке 1.9. Сила, действующая вдоль оси Z, представляет собой силу тяги всей двигательной установки СПД и численно равна $P = 144$ [Н], максимальные моменты, возникающие в плоскостях XZ и YZ численно равны $M_{zx} = M_{zy} = 13734$ [Нм] и являются моментами при развороте ТКС по углу

рысканья и углу тангажа. Момент возникающий в плоскости XY равен $M_{XY} = 13734$ [Н] и является моментом при развороте ТКС по углу крена.

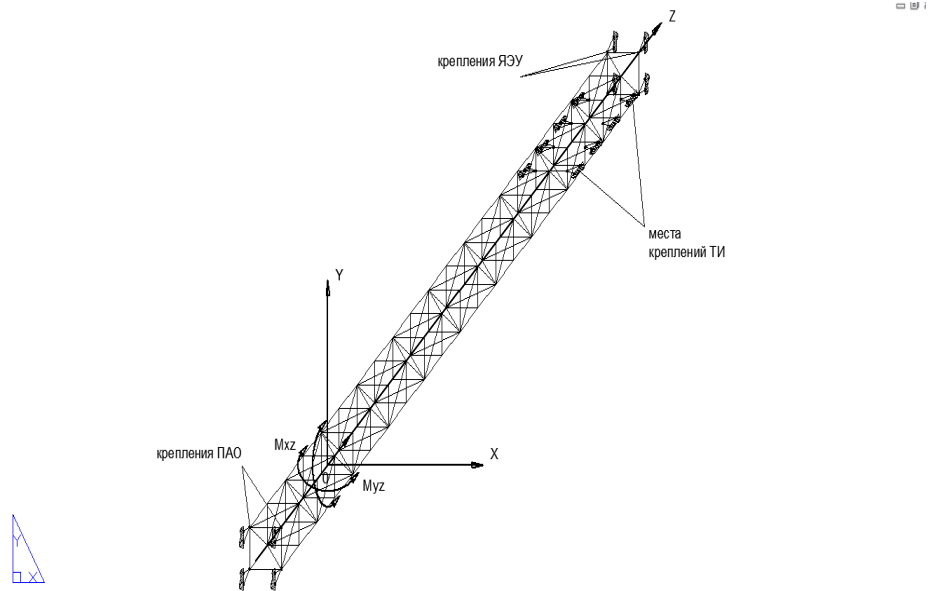


Рисунок 1.9 – Схема расположения осей ПСК при расчете фермы

Расчет площади сечения стержней вдоль оси Z производится при условии, что моменты вращения ТКС равны 0. Из условия равнопрочности сечение стержней выгодно подобрать так, чтобы напряжение, соответствующие общей потере устойчивости $\sigma_{кр}^{общ}$, и местные критические напряжения $\sigma_{кр}^M$ были равны напряжениям σ^P , возникающим в стойке от заданного усилия $S^P = \frac{P}{4}$, т.е.:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \sigma_{кр}^M = \sigma^P, \quad (1.61)$$

$$\sigma^P = \frac{S^P}{F}, \quad (1.62)$$

где F – площадь сечения стойки.

Критические напряжения общей потери устойчивости определяются по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi^2 \cdot E}{\lambda^2}, \quad (1.63)$$

где $c_1 = 1,0 \dots 1,5$ – коэффициент заделки;

E – модуль упругости материала.

$$\lambda = \frac{l}{i}, \quad i = \sqrt{\frac{J}{F}}, \quad (1.64)$$

где J – момент инерции.

Для стержня трубчатого сечения имеем: $J = \pi \cdot R^3 \delta$, $F = 2\pi \cdot R \delta$, $i = \frac{R}{\sqrt{2}}$.

Отсюда:

$$\sigma_{кр}^{общ} = \frac{c_1 \cdot \pi \cdot E \cdot R^2}{2l^2} = \sigma^p, \quad (1.65)$$

Разрешая равенство относительно R^2 , получим:

$$R^2 = \frac{2l^2 \sigma^p}{c_1 \pi^2 E}, \quad (1.66)$$

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

$$\sigma_{кр}^M = \frac{kE\delta}{R} = \sigma^p, \quad (1.67)$$

где $k = 0,15$.

Откуда:

$$\delta = \frac{\sigma^p R}{kE}, \quad (1.68)$$

Расчетные напряжения в явном виде:

$$\sigma^p = \sqrt[3]{\frac{c_1 \pi k E^2 S^p}{4l^2}}, \quad (1.69)$$

При выбранном материале стержня УКН 5000 + УП-354 и заданной длине стержня $l = 1,5$ [м] расчетная нагрузка на один стержень составит $S^p = 36$ [Н].

Определим величину расчетных напряжений:

$$\sigma^p = \sqrt[3]{\frac{1,5 \cdot 3,14 \cdot 0,15 \cdot (138 \cdot 10^9)^2 \cdot 36}{4 \cdot (1,5)^2}} = 7,306 \cdot 10^3 \text{ [Па]}$$

Окончательно принимается величина расчетных напряжений равная:

$$\sigma_{ок} = f \cdot \sigma^p, \quad (1.70)$$

где $f = 2,0$ – коэффициент безопасности, гарантирующий необходимую надежность работы конструкции

$$\sigma_{ок} = 2,0 \cdot 7,306 \cdot 10^3 = 14,612 \cdot 10^3 \text{ [Па]}$$

При заданном радиусе стержня $R = 0,035$ [м] определим толщину стержня:

$$\delta = \frac{\sigma^p R}{kE} = \frac{14,612 \cdot 10^3 \cdot 0,035}{0,15 \cdot 138 \cdot 10^9} = 2,471 \cdot 10^{-8} \text{ [м]} \quad (1.71)$$

Полученное значение толщины стенки стержня очень мало по сравнению с заданной толщиной. Как следствие данная нагрузка в дальнейшем расчете фермы на прочность не рассматривается.

Расчет центральной базовой фермы при воздействии на неё моментов. В данном случае расчет фермы производится как плоской ферменной конструкции являющейся боковой поверхностью фермы расположенной параллельно плоскости вращения ТКС.

Вращение ТКС по углу тангажа производится с помощью двигателей ориентации и стабилизации при этом максимальный момент может достигать $M_{ZY} = 13734$ [Нм]. Задается, что разворот происходит против часовой стрелки при этом ферма представляется в виде балки, жестко закрепленной со стороны ПАО, и имеет следующее распределение нагрузок:

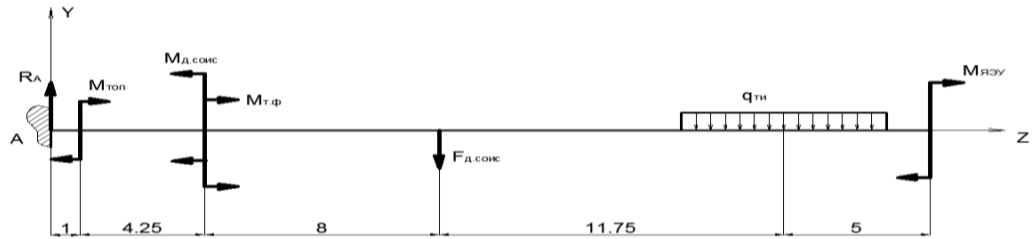


Рисунок 1.10 – Схема нагрузок центральной базовой фермы

где R_A – реакция, действующая со стороны ПАО и ПГ на ферму;

$M_{д.соис}$ – момент созданный двигателями СОИС расположенными на ферме СПД;

$M_{топ}$ – момент противодействия топливного отсека с ксеноном;

$M_{т.ф.}$ – момент противодействия со стороны топливного отсека СОИС, ферм СПД и блоков СПД;

$F_{д.соис}$ – тяга двух двигателей СОИС;

$q_{ти}$ – распределенная нагрузка от ТИ;

$M_{яэу}$ – момент противодействия со стороны ЯЭУ.

Моменты противодействия составных частей ТКС рассчитываются в соответствии с формулой:

$$M^i = I_x^i \cdot \varepsilon, \quad (1.72)$$

где I_x^i – собственный момент инерции i – го элемента относительно оси X;

ε – угловое ускорение.

$$\varepsilon = \frac{M_{ZY}}{I_x}, \quad (1.73)$$

$$\varepsilon = \frac{13734}{2,448 \cdot 10^7} = 5,61 \cdot 10^{-4} \text{ [рад/с}^2\text{]}$$

Для баков с ксеноном:

$$M_{\text{ТОП}} = 4 \cdot 3,792 \cdot 10^3 \cdot 5,61 \cdot 10^{-4} = 8,50 \text{ [Нм]}$$

Для топливного отсека СОИС, ферм СПД и блоков СПД:

$$M_{\text{Т.Ф.}} = 5,61 \cdot 10^{-4} (4 \cdot 0,14 \cdot 10^3 + 2 \cdot 0,14 \cdot 10^3 + 2 \cdot 3,5 \cdot 10^3 + 9,41 \cdot 10^3) = 9,677 \text{ [Нм]}$$

Для ЯЭУ:

$$M_{\text{ЯЭУ}} = 5,61 \cdot 10^{-4} \cdot 198,125 \cdot 10^3 = 111,14 \text{ [Нм]}$$

Момент, созданный двумя двигателями СОИС, расположенными на ферме СПД равен:

$$M_{\text{Д.СОИС}} = 2 \cdot 392,4 \cdot 8,5 = 6670,8 \text{ [Нм]}$$

Тяга двух двигателей СОИС равна:

$$F_{\text{Д.СОИС}} = 2 \cdot 392,4 = 784,8 \text{ [Н]}$$

Распределенная нагрузка q рассчитывается как:

$$q_{\text{ТИ}} = m_{\text{ТИ}} \cdot r \cdot \varepsilon, \quad (1.74)$$

где r – расстояние центра масс ТИ от центра масс ТКС.

$$q_{\text{ТИ}} = 12101,23 \cdot 19,75 \cdot 5,61 \cdot 10^{-4} = 134,07 \text{ [Н/м]}$$

Для построения эпюр моментов и эпюры перерезывающих сил необходимо определить реакцию опоры R_A . Записывается условие равновесие системы:

$$\sum M = -M_{\text{ЯЭУ}} + 5 \cdot q_{\text{ТИ}} + 16,75 \cdot F_{\text{Д.СОИС}} - M_{\text{Т.Ф.}} + M_{\text{Д.СОИС}} - M_{\text{ТОП}} - 30 \cdot R_A = 0 \quad (1.75)$$

Откуда:

$$R_A = \frac{-M_{яэу} + 5 \cdot q_{тн} + 16,75 \cdot F_{д.соис} - M_{т.ф.} + M_{д.соис} - M_{топ}}{30}, \quad (1.76)$$

$$R_A = \frac{-111,14 + 5 \cdot 134,07 + 16,75 \cdot 784,8 - 9,677 + 6670,8 - 8,50}{30} = 678,57 \text{ [H]}$$

Далее следует построение эпюр перерезывающей силы Q и моментов M :

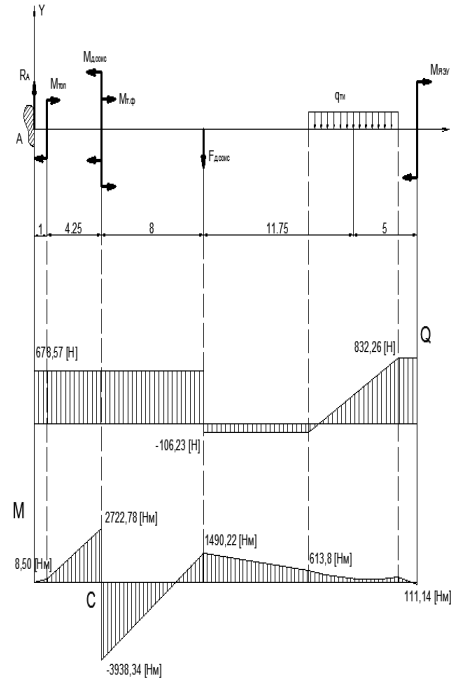


Рисунок 1.11 – Схема построения эпюр Q и M

Расчет на прочность стержней производится с учетом максимального момента действующего на конструкцию равного $M_{max} = 6661,12$ [Нм]. При этом задается, что данный момент равномерно распределяется на 4 ребра сегмента фермы, вследствие симметричности сегментов фермы. Следовательно, расчет максимального нормального напряжения от изгибающего момента в стержне рассчитывается по следующей формуле:

Следовательно, расчет максимального нормального напряжения от изгибающего момента в стержне рассчитывается по следующей формуле:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}}{4W_z}, \quad (1.77)$$

где $W_z = \frac{I_z}{y_{max}}$ – осевой момент сопротивления сечения;

I_z – осевой момент инерции кольцеобразного сечения.

$$I_z = \frac{\pi \cdot D^4}{64} \left(1 - \left(\frac{d}{D} \right)^4 \right), \quad (1.78)$$

где D – внешний диаметр стержня;

d – внутренний диаметр стержня.

$$I_z = \frac{3,14 \cdot 0,07^4}{64} \left(1 - \left(\frac{0,06}{0,07} \right)^4 \right) = 5,42 \cdot 10^{-7} \text{ [Нм]}$$

$$\text{При этом: } y_{max} = \frac{D}{2} \quad y_{max} = 0,035 \text{ [м]}$$

В соответствии с формулой (1.51):

$$\sigma_{max} = \frac{6661,12}{4 \cdot 1,54 \cdot 10^{-5}} = 107,508 \text{ [МПа]}$$

При заданном коэффициенте безопасности $f=2$ окончательная величина расчетных напряжений равна:

$$\sigma_p = f \cdot \sigma_{max}, \quad (1.79)$$

$$\sigma_p = 2 \cdot 107,508 \cdot 10^6 = 215 \text{ [МПа]}$$

Расчетное напряжение в сечении стержней, при расчете на прочность центральной базовой фермы по углу рысканья, принимается аналогичным расчетному напряжению при расчете по углу тангажа, так как момент вращения ТКС M_{zx} численно равен моменту $M_{zy} = 13734 \text{ [Нм]}$. Также схема распределения нагрузок на центральную базовую ферму не изменится.

1.3.3.2 Расчет на прочность конструкции теплообменных панелей

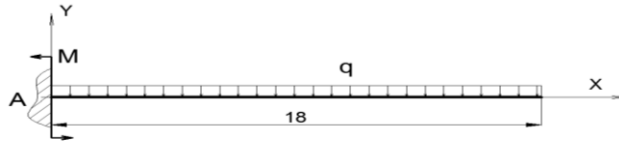


Рисунок 1.12 – Схема нагрузки силовой балки теплоизлучающих панелей

При расчете на прочность принимаются следующие исходные данные: силовая балка имеет жесткую заделку, длина силовой балки $L_{Бал} = 18$ [м].

Распределенная нагрузка q рассчитывается как:

$$q = \frac{m_{ТП1} \cdot r \cdot \varepsilon_z}{L_{Бал}}, \quad (1.80)$$

где $m_{ТП1}$ – масса «крыла» теплообменной панели;

r – расстояние центра масс «крыла» теплообменной панели;

ε_z – угловое ускорение при повороте ТКС по углу крена;

$L_{Бал}$ – длина силовой балки.

Угловое ускорение рассчитывается как:

$$\varepsilon_z = \frac{M_{XY}}{I_z}, \quad (1.81)$$

где $I_z = 2,078 \cdot 10^6$ [Нм] – момент инерции ТКС относительно оси Z.

$$\varepsilon_z = \frac{13734}{2,078 \cdot 10^6} = 6,6 \cdot 10^{-3} \text{ [рад/с}^2\text{]}$$

В соответствии с формулой (1.54):

$$q = \frac{6050,61 \cdot 9,75 \cdot 6,6 \cdot 10^{-3}}{18} = 21,63 \text{ [Н/м]}$$

Для построения эпюр перерезывающих сил Q и моментов M , составляются уравнения равновесия сил и моментов $\sum F_A = R_A - 18q = 0$

$$R_A = 18 \cdot 21,63 = 389,34 \text{ [H]}$$

$$\sum M = M_A - 18q \cdot \frac{L_{\text{Баз}}}{2} = 0, \quad (1.82)$$

$$M_A = 18 \cdot 21,63 \cdot \frac{18}{2} = 3504,06 \text{ [Нм]}$$

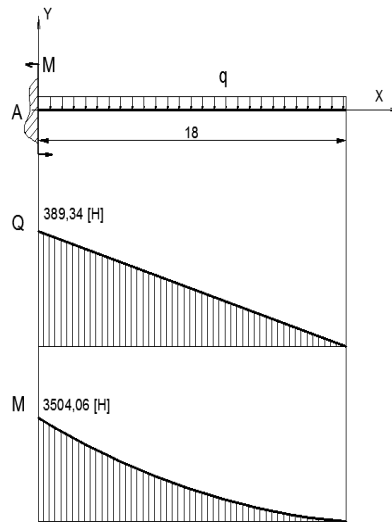


Рисунок 1.13 – Схема построения эпюр Q и M

Так, как с противоположной стороны на силовую балку действует момент равный данному моменту по модулю, но противоположный по направлению, то максимальный момент равен $M_{\text{max}} = 2 \cdot 3504,06 = 7008,12 \text{ [H]}$

Расчет на прочность силовой балки сводится к расчету максимального нормального напряжения от изгибающего момента:

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{M_{\text{max}}}{W_x} \quad (1.83)$$

где W_x – осевой момент сопротивления сечения/

$$W_x = \frac{I_x}{y_{\text{max}}}, \quad (1.84)$$

где I_x – осевой момент инерции поперечного сечения силовой балки.

Осевой момент I_x при условии, что $a = 0.3$ [м] и $b = 0.3$ [м]:

$$I_x = \frac{a \cdot (b)^3}{12} - \frac{0,9a \cdot (0,933b)^3}{12} - 2 \frac{0,033a \cdot (0,666b)^3}{12}, \quad (1.85)$$

$$I_x = \frac{0,3 \cdot (0,3)^3}{12} - \frac{0,9 \cdot 0,3 \cdot (0,933 \cdot 0,3)^3}{12} - 2 \frac{0,033 \cdot 0,3 \cdot (0,666 \cdot 0,3)^3}{12} = 1,68 \cdot 10^{-5} \text{ [Нм]}$$

Рассчитывается σ_{max} при $y_{max} = 0,15$ [м]:

$$\sigma_{max} = \frac{7008,12 \cdot 0,15}{1,68 \cdot 10^{-5}} = 62,57 \text{ [МПа]}$$

С учетом коэффициента безопасности равного $f=2$ окончательно следует, что расчетное напряжение равно:

$$\sigma_p = 2 \cdot 62,57 = 125,14 \text{ [МПа]}$$

Для конструкции силовой балки выбирается материал Д-16Т со следующими характеристиками при температуре $T = 373$ [К]: $\sigma_s = 430$ [МПа] и $\tau_T = 170$ [МПа]. При этом обеспечивается запас прочности равный:

$$\eta = \frac{\sigma_B}{\sigma_p} = \frac{430}{125,14} = 3,43$$

1.3.3.3 Расчет на прочность топливных баков

Бак представляет собой сферическую емкость, состоящую из верхнего сферического днища и нижнего сферического днища из алюминиевого сплава.

Исходные данные:

- внутренне эксплуатационное давление $P_0 = 0,3$ [МПа];
- радиус $R = 0,952$ [м].

Механические свойства материала АМг-6М:

- $\sigma_T = 170$ [МПа] – предел текучести;
- $\sigma_B = 320$ [МПа] – предел прочности;

- $E = 68$ [МПа] – модуль упругости;
- коэффициент безопасности равен $f=2$;
- коэффициент запаса прочности $\eta = 2$.

Расчет верхнего днища:

$$\sigma_1 = \sigma_2 = \frac{2P_{\text{раб}}^{\text{над}} \cdot R}{\delta}, \quad (1.86)$$

где $P_{\text{раб}}^{\text{над}} = f \cdot P_0$ – расчетное избыточное давление наддува.

Для расчета окружного усилия принимается формула:

$$N_t = \frac{P_0 \cdot R}{2}, \quad (1.87)$$

$$N_t = \frac{0,3 \cdot 10^6 \cdot 0,952}{2} = 142,8 \text{ [кН/м]}$$

Рассчитывается толщина стенок:

$$\delta = \frac{2 \cdot f \cdot P_0 \cdot R}{\sigma_p}, \quad (1.88)$$

где $\sigma_p = \frac{\sigma_B}{\eta}$ – расчетное напряжение в стенках бака.

$$\sigma_p = \frac{\sigma_B}{\eta} = \frac{320}{2} = 160 \text{ [МПа]}$$

Толщина стенок сферического днища:

$$\delta = \frac{2 \cdot 2 \cdot 0,3 \cdot 10^6 \cdot 0,952}{160 \cdot 10^6} = 0,0071 \text{ [м]}$$

Таблица 1.6 – Результаты расчёта на прочность

Наименование элемента	Марка материала	Разрушающее напряжение σ_B [МПа]	Расчётное напряжение σ_p [МПа]	Результат
Ферменная конструкция	Углепластик УКН 5000+УП-354	1056	215	Удовлетворяет условию прочности
Теплообменные панели	Д-16Т	430	125,1	Удовлетворяет условию прочности
Топливные отсеки	АМг-6	320	160	Удовлетворяет условию прочности

Вывод: в результате расчета на прочность были рассмотрены основы обеспечения прочности конструкции ТКС, сделан выбор материалов конструкции ТКС. Выполнены расчеты на прочность ферменной конструкции, конструкции теплообменных панелей и топливных баков. В результате расчёта на прочность все конструкции удовлетворяют проектным нормам прочности.

2 ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ

2.1 Устройство и назначение транспортной космической системы

Компоновка ТКС осуществляется исходя из принципа радиационной безопасности для систем управления ТКС и ПН. Исходя из этого принципа ядерная энергетическая установка должна быть максимально удалена от системы управления и ПН. Следовательно для ТКС с ЯЭУ выбрана следующая схема компоновки: ПН крепится к стыковочному узлу закрепленному в торцевой части приборно-агрегатного отсека, ядерная энергетическая установка вынесена с помощью центральной базовой фермы от ПАО на расстояние 30 [м], в непосредственной близости от ЯЭУ с двух сторон центральной базовой фермы крепятся, с помощью силовых балок, теплоизлучающие панели, четыре сферических топливных бака с ксеноном крепятся к центральной базовой ферме непосредственно за ПАО. Двигательная установка ТКС выполнена в виде четырех блоков СПД, вынесенных на фермах крепления оппозитно крест на крест относительно базовой центральной фермы. На этих же фермах закреплены двигатели ориентации и стабилизации 11Д458М разработки ФГУП "НИИМаш" работающие на НДМГ и атине. Баки с компонентами топлива для двигателей ориентации и стабилизации представляют собой сферические емкости, размещенные в топливном отсеке системы ориентации и стабилизации. Топливный отсек размещен внутри центральной базовой фермы.

2.1.1 Приборно-агрегатный отсек

Приборно-агрегатный отсек негерметичный предназначен для размещения приборов, пневмоарматуры а также шар-баллонов с газообразным азотом для наддува баков с ксеноном. Давление наддува составляет 3 [атм], при давлении в шар-баллонах 300 [атм]. Корпус отсека представляет собой гладкую цилиндрическую оболочку, образованную обшивкой из листа АМгб.М, подкреплённую изнутри шпангоутами. Стыковочный агрегат крепится с помощью силового кольца к стержням центральной базовой фермы. С внешней стороны на силовом кольце закреплена система сближения и стыковки.

Стыковочный агрегат предназначен для создания механической, пневматической и электрической связи между ТКС и ПН, а также его конструкция включает в себя стыковочные коммуникации для заправки ТКС компонентами топлива и сжатыми газами.

На внутренней поверхности ПАО расположены радиаторы охлаждения приборов, а также технологические люки.

Приборы системы управления размещены в цилиндрическом отсеке с коническим днищем. Приборы системы управления включают в себя:

- бортовой цифровой вычислительный комплекс;
- блок автоматики двигательной установки;
- бортовые литиевые батареи;
- комплекс командных приборов.

Для приема, сбора и передачи измерительной информации на Землю используется телеметрическая система, которая включает комплекс измерительных приборов, датчиковую аппаратуру и две остронаправленные широкополосные антенны, расположенные на боковых поверхностях центральной базовой фермы.

Через ПАО, вдоль внутренней поверхности оболочки, проложены коммуникации заправки баков топливом и сжатыми газами для двигателей системы ориентации и стабилизации.

2.1.2 Бак ксенона

Транспортная космическая система включает в себя четыре сферических бака ксенона. Данный бак предназначен для длительного хранения жидкого ксенона массой 10000 [кг] при температуре $T = 163$ [К]. Бак сварной конструкции из АМг6.М. Стенка бака имеет толщину 0,001 [м]. Для предотвращения нагрева внешняя поверхность бака покрыта пенополиуретановой теплоизоляцией толщиной 0,05[м]. На внешней поверхности сферических днищ располагаются датчики температуры. Для исключения тепловых мостов бак крепится к центральной базовой ферме с помощью стержневой системы, выполненной из композитного материала.

2.1.3 Ферменные конструкции

Ферменные конструкции представлены двумя типами ферм: центральная базовая ферма, фермы крепления блоков СПД. Фермы являются основными конструктивными элементами передачи нагрузок и моментов.

Центральная базовая ферма (ЦБФ) является основным конструктивным элементом транспортной космической системы, на которой крепятся приборно-агрегатный отсек, баки с ксеноном, оппозитно расположенные фермы крепления блоков СПД, топливный отсек системы ориентации и стабилизации, балки крепления теплообменных панелей, ядерная энергетическая установка. Также во внутреннем пространстве базовой центральной фермы проложены бортовая кабельная сеть, топливные магистрали двигателей ориентации и стабилизации. Первая часть состоит из 4 кубических элементов общей длиной 6 [м] и является продолжением продольного силового набора ПАО. Вторая часть ЦБФ состоит из пяти кубических элементов общей длиной 7,5 [м]. Во внутреннем пространстве проложены расходные топливные коммуникации двигателей ориентации и стабилизации, а также бортовая кабельная сеть. Топливные коммуникации с внешней поверхности покрыты слоем теплоизоляции. Третья часть ЦБФ аналогична по конструкции второй части ЦБФ. Четвертая часть ЦБФ состоит из 6 кубических элементов общей длиной 9 [м]. При этом центральная базовая ферма состоит из 20 кубических элементов со следующими размерами боковых стержней: $1,5 \times 1,5 \times 1,5$ [м]. Стержни фермы представляют собой трубы выполненных из углепластика УКН-5000+УП-354. Узлы соединения стержней усилены посредством увеличения толщины стенки.

Фермы крепления блоков СПД по конструкции аналогичны ЦБФ. Каждая ферма состоит из 8 кубических элементов и одного переходного элемента в виде усеченной пирамиды. Размер кубического элемента $1,0 \times 1,0 \times 1,0$ [м]. С торцевой части на ферму с помощью тавровых кронштейнов крепятся двигатели ориентации и стабилизации 11Д458М по углу крена, тангажа и рысканья, а также на торцевых стержнях этой части фермы закреплены датчики определения координат центра Солнца и датчики определения координат звезд. Разворот ТКС

по углу рысканья и тангажа производится совместно с двигателями, расположенными на ЦБФ. Во внутреннем пространстве фермы проложены топливные коммуникации двигателей 11Д458М, блока СПД, а также кабельная сеть для двигателей СПД.

На ТКС размещается 4 фермы крепления блока СПД.

2.1.4 Топливный отсек двигателей системы ориентации и стабилизации

Топливный отсек состоит из цилиндрической оболочки, двух эллиптических днищ, сферического бака НДМГ, сферического бака атина, шести шар-баллонов наддува, заправочной и расходной арматуры. Корпус отсека и представляет собой гладкую цилиндрическую оболочку, образованную обшивкой из листа АМгб.М, подкреплённую изнутри шпангоутами и стрингерами. Эллиптические днища выполнены из композитного материала УКН-5000+УП-354 и имеют технические отверстия для вывода топливных коммуникаций для двигателей системы ориентации и стабилизации. Крепление днищ осуществляется с помощью болтовых соединений к торцевым шпангоутам корпуса. Оболочки имеют технологические люки для наземной подготовки. С внешней стороны отсек покрыт экранно-вакуумной изоляцией.

Конструктивно бак выполнен в виде двух сферических гладких днищ с мембранной перегородкой. Бак сварной конструкции из АМгб.М. Стенка бака имеет толщину 0,001 [м]. В обшивку бака вварен штуцер трубопровода расхода, и штуцер наддува высокого давления. С внешней стороны, на поверхности бака закреплены нагревающие элементы для предотвращения замерзания топлива.

Крепление баков осуществляется к с помощью кронштейнов к шпангоутам.

Шар-баллоны содержат газообразный азот при давлении 300 [атм] для наддува баков атина и НДМГ давление 3 [атм]. Шар-баллоны с помощью хомутов крепятся к шпангоуту.

Заправка баков НДМГ и атина производится непосредственно на орбите.

2.1.5 Блок стационарных плазменных двигателей

Блок стационарных плазменных двигателей предназначен для создания реактивной тяги равной $F=36$ [Н]. В качестве двигателя выбирается стационарный плазменный двигатель серии СПД-290 производства ОКБ «Факел». На ТКС размещается четыре сборки СПД общей тягой 144 [Н].

Для создания необходимой тяги двигателя необходимо расположить так (рисунок 1.3): семь двигателей собираются в одну сборку представляющей собой шестиугольный каркас со сторонами $0,8*0,92$ [м], четыре совместные сборки при этом образуют блок СПД со следующими размерами $2,3*1,6$ [м]. Двигательная установка в свою очередь состоит из четырех блоков СПД, вынесенных на фермах под углом в 90° относительно друг друга. Таким образом, двигательная установка состоит из 112 двигателей, 96 из которых являются маршевыми, 16 резервными.

2.1.6 Теплоизлучающие панели

Для обеспечения теплового режима ядерной энергетической установки конструкция ТКС должна включать в себя теплоизлучающие панели. Конструктивно теплоизлучающая панель выполнена в виде трубки с двумя продольными симметрично расположенными ребрами охлаждения, имеющими трапецевидный профиль. Длина панели составляет 6 [м] при поперечном размере $0,345$ [м]. Материал панели - сплав из титана ВТ20Л. На ТКС располагается 90 теплоизлучающих панелей. Теплоизлучающие панели с двух сторон закрепляются на силовых балках крепления теплоизлучающих панелей. Балка крепления имеет прямоугольный профиль, и состоит из верхней и нижней тавровых балок, соединенных между собой боковыми стенками. Для конструкции силовой балки выбирается материал Д-16Т. Во внутреннем пространстве балок прокладываются коммуникации подвода теплоносителя. Балка собирается из 9 элементов. Каждый элемент включает в себя 5 теплоизлучающих панелей со следующими размерами $2,28*7$ [м]. Сборка и панелей осуществляется на орбите земли. На концах балок устанавливаются затенительные устройства для поддержания определенного температурного режима.

2.1.7 Ядерная энергетическая установка

Ядерная энергетическая установка предназначена для выработки электроэнергии мощностью 3 [МВт]. Конструктивно ядерная энергетическая установка выполнена в виде гладкой цилиндрической оболочки без подкрепления с расположенным внутри энергопреобразующим блоком, ядерным реактором, шести сферических баков с гелием. Ядерный реактор выполнен в виде цилиндрического блока и посредством ферменной конструкции крепится к энергопреобразующему блоку. Энергопреобразующий блок крепится с помощью фермы крепления к силовому кольцу, являющимся конструктивным элементом радиационного экрана. Внешняя поверхность цилиндрической оболочки имеет теплоизоляцию в виде экранно-вакуумной теплоизоляции.

3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

3.1 Технологичность конструкции

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

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

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

3.2 Обеспечение технологичности

Работы по обеспечению технологичности конструкции ТПК начинаются с эскизного проектирования.

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

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

3.3 Исходные данные для разработки технологических процессов

Исходными данными для проектирования технологических процессов являются:

- рабочие чертежи ТПК и его составных частей;
- схемы членения ТПК и его составных частей на сборочные единицы;

- технические условия на поставку сборочных единиц и отдельных деталей;
- данные о производственных условиях, справочные материалы, производственные и технологические условия.

Рабочие чертежи, схемы членения, технические условия позволяют установить основные направления проектирования технологических процессов, определить последовательность выполнения работ и выявить производственно-технические условия их осуществления.

3.4 Выбор конструкционных материалов

При выборе материала необходимо учитывать: массовые, прочностные характеристики, свариваемость материала, пластические свойства.

Композиционный материал (КМ) конструкционного назначения состоит из наполнителя в виде тонких волокон (лент, жгутов) с высокими механическими характеристиками и матрицы (полимерной или металлической), обеспечивающей монолитность материала и совместную работу волокон наполнителя. Оптимальное содержание наполнителя в большинстве композиционных материалов колеблется от 50 до 70% по объему, при этом структура армирования, т. е. глубина и направление укладки слоев КМ, определяется условиями нагружения конструкции. Наиболее эффективная работа КМ обеспечивается, если волокна наполнителя располагаются по направлению действия главных напряжений.

Положительные особенности композиционных материалов:

- чрезвычайно высокие удельная прочность и жесткость;
- низкая теплопроводность. Из КМ изготавливают стержни ферм, соединяющих баки, содержащие криогенные компоненты, с остальной конструкцией;
- высокая теплостойкость и теплопрочность;
- хорошее поглощение вибраций;
- относительно невысокая чувствительность к концентрации напряжения как следствие, высокая усталостная прочность.

3.5 Оценка технологичности конструкции

Оценку технологичности проводят при сравнении вариантов конструкции в процессе проектирования изделия, а также для определения уровня технологичности спроектированного (или готового) изделия.

Наиболее полно оценить технологичность можно, определяя все виды затрат в цикле исследования – разработка – производство. Однако это связано с выполнением объемных расчетов, причем ряд соответствующих расходов становится известным только после освоения серийного производства изделия. На практике для оценки технологичности используют известные показатели: трудоемкость, себестоимость, затраты на оснастку, трудоемкость подготовки изделия к функционированию, коэффициент использования материала КИМ:

$$K_{ИМ} = \frac{G_U}{G_M}, \quad (3.1)$$

где G_U – масса изделия;

G_M – суммарная масса материалов, затрачиваемая на изготовление одного изделия.

В большинстве случаев оценку технологичности ведут сравнением характеристик так называемого изделия – аналога. За изделие – аналог принимают изготовленное изделие аналогичного назначения и структуры, с близкими техническими характеристиками, в конструкции которого применены наиболее перспективные технические решения. Уровень технологичности вычисляют по формуле:

$$U_i = \frac{П_{\partial i}}{П_{б i}}, \quad (3.2)$$

где U_i – уровень технологичности по i -му показателю;

$П_{\partial i}$ – достигнутое в процессе разработки изделия i -го показателя;

P_{0i} – базовое значение i -го показателя технологичности.

В случае отсутствия подходящего изделия - аналога определяют показателя для составляющих частей изделия.

3.6 Основные этапы технологического процесса

Производство изделий из композитов с полимерной матрицей основано на способности связующих находиться при нагревании в пластическом состоянии, заполнять под давлением полость формы и переходить при дальнейшем нагреве из расплавленного состояния в твердо-неплавкое.

Технологические процессы получения деталей и узлов из композиционных материалов заключаются в придании исходному материалу заданной формы с помощью формующей оснастки. Существенной особенностью таких процессов является совмещение этапов создания материала и формообразования элемента конструкции. Эта особенность находит свое отражение в операциях технологического процесса, где получению бездефектной структуры материала уделяется большое внимание.

Технологические процессы изготовления деталей или агрегатов летательных аппаратов из композитов включают следующие основные, операции: подготовку исходных компонентов композита; совмещение армирующих элементов и связующего (матрицы); формообразование элемента; отверждение полимерной матрицы; доработку и соединение с другими элементами (сборку). Рассмотрим перечисленные операции.

Подготовка исходных компонентов композита. Эта операция заключается в проверке свойств нитей, ткани и т.д. и связующих на соответствие техническим требованиям.

4 БЕЗОПАСНОСТЬ И ЭКОЛОГИЧНОСТЬ

4.1 Меры безопасности при проведении работ с источниками ионизирующих излучений

В данной работе рассматривается ТКС с ЯЭУ, которая необходима для получения электрической, тепловой или механической энергии в ходе ядерной реакции, осуществляемой в ядерном реакторе. Одним из ключевых аспектов работы ядерного реактора является эффект ионизирующего излучения, сопровождающее его работу на всех режимах. К негативным последствиям влияния ионизирующего излучения можно отнести: выбросы радиации, которые приводят к поражению генетического аппарата человека, раковым заболеваниям, врожденным порокам развития, иммунодефициту и другому. Однако, ЯЭУ имеет важные преимущества, а именно: ядерные реакторы не потребляют кислород и не загрязняют воздух продуктами сгорания – диоксидами серы и углерода, оксидом углерода, золой. Также, ядерные реакторы обходятся без больших объёмов топлива, что говорит о высокой энергоёмкости установки. Необходимо рассмотреть меры безопасности при работе с источниками ионизирующего излучения, поскольку ЯЭУ является обязательной составляющей ТКС для достижения поставленной цели.

Для оценки возможного ущерба здоровью человека в условиях облучения, введено понятие эквивалентной дозы H , равной произведению поглощенной дозы D_r , созданной облучением - r и усредненной по анализируемому органу, на весовой множитель w_r (называемый еще - коэффициент качества излучения).

$$H = \sum_r w_r \cdot D_r , \quad (4.1)$$

Единицей измерения эквивалентной дозы является [Дж/кг]. Она имеет специальное наименование Зиверт [Зв].

По отношению к облучению население делится на 3 категории:

Категория А облучаемых лиц или персонал (профессиональные работники) – лица, которые постоянно или временно работают непосредственно с источниками ионизирующих излучений.

Категория Б облучаемых лиц или ограниченная часть населения - лица, которые не работают непосредственно с источниками ионизирующего излучения, но по условиям проживания или размещения рабочих мест могут подвергаться воздействию ионизирующих излучений.

Категория В облучаемых лиц или население - население страны, республики, края или области.

4.1.1 Особенности обеспечения безопасной эксплуатации космических средств с источниками ионизирующего излучения

На основании приказа от 23 октября 2017 г. N 442 об утверждении федеральных норм и правил в области использования атомной энергии «Общие положения обеспечения безопасности космических аппаратов с ядерными реакторами».

1. К эксплуатации источников ионизирующего излучения допускается эксплуатирующий персонал, прошедший специальную подготовку и признанный годным по состоянию здоровья.

2. В эксплуатационных организациях и подразделениях, обслуживающих источники ионизирующего излучения, должны быть определены должности и специальности, работа на которых связана с воздействием ионизирующего излучения.

3. В помещениях, где расположены источники ионизирующего излучения, разрешается находиться лицам дежурной смены или расчету, выполняющему мероприятия технического обслуживания.

4. В помещениях и сооружениях с размещенными в них источниками ионизирующего излучения должны составляться планы-схемы этих помещений, отображающие:

- места размещения источников ионизирующего излучения и излучающих элементов;

- рабочие места эксплуатирующего персонала в служебных и смежных помещениях с указанием величин плотности потока, мощности излучения и допустимого времени пребывания людей в них.

5. В эксплуатационных организациях (подразделениях) должны быть разработаны инструкции по защите эксплуатирующего персонала и населения от воздействия радиационных полей, создаваемых источниками ионизирующего излучения.

В инструкциях должны излагаться безопасные приемы работы, сведения о величине плотности потока, мощности излучения на рабочих местах, допустимое время пребывания, порядок использования индивидуальных средств защиты, указания о запрещенных секторах и другие мероприятия.

6. При подготовке и проведении работ с источниками ионизирующего излучения необходимо:

- провести инструктаж лиц дежурной смены (расчета);
- проверить наличие и исправность заземления аппаратуры, защитных средств, средств оказания первой медицинской помощи;

- проверить соответствие рабочих мест установленным требованиям;
- убедиться в целостности источника ионизирующего излучения;
- проверить и привести в исходное состояние органы управления аппаратуры;

- проверить систему освещения;
- с разрешения начальника смены включить питающее напряжение на аппаратуру, проверить ее работоспособность и приступить к выполнению необходимых операций;

- при возникновении неисправности немедленно доложить начальнику смены (расчета) и действовать в соответствии с его указаниями, ЭД и инструкциями на рабочем месте.

7. При выполнении работ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- включать и выключать аппаратуру, изменять установленный режим работы без команды (указания) начальника смены (расчета);
- включать аппаратуру при неисправной блокировке, при открытых дверцах стоек, шкафов, ограждений;
- оставлять рабочее место без разрешения начальника смены (расчета).

8. По окончании работ необходимо:

- снять питающее напряжение с аппаратуры;
- органы управления поставить в исходное положение;
- привести в порядок рабочее место;
- проверить наличие лиц расчета (смены) и доложить руководителю работ.

9. При эксплуатации источников ионизирующего излучения разрешается дополнительно руководствоваться нормативными документами, разработанными в организациях и на предприятиях-разработчиках (изготовителях) эксплуатируемых источников ионизирующего излучения.

4.2 Расчет систем биологической защиты при проведении наземных испытаний ядерных энергетических установок КА

Ядерная энергетическая установка является источником ионизирующего излучения, следовательно, для безопасной работы обслуживающего персонала должны применяться меры по снижению мощности дозы излучения посредством экранирования источника ионизирующего излучения.

Закон ослабления мощности дозы γ излучения D однородной защитой толщиной x в геометрии узкого пучка для плоского мононаправленного источника можно записать в виде [10, стр 235]:

$$D = D_0 \cdot \exp(-\mu x) = D_0 \cdot \exp\left(\frac{-0,693x}{A_{1/2}}\right), \quad (4.2)$$

где D_0 – мощность дозы при $x=0$;

μ – линейный коэффициент ослабления;

$A_{1/2}$ – слой половинного ослабления узкого пучка.

По статистическим данным среднее значение энергии фотонов γ излучения для ядерных установок составляет 2,2-2,75 [МэВ]. Нормирование значение энергии фотонов γ излучения для группы лиц класса А составляет не более 0,2 [МэВ]. Материал для экранирования источника излучения выбирается в соответствии с наиболее лучшими показателями линейного коэффициента ослабления, при этом учитывается условие минимальной массы материала.

В соответствии с исходными параметрами выбирается полиэтилен со следующим линейным коэффициентом ослабления $\mu = 0,39$.

В соответствии с формулой (4.2) рассчитывается толщина полиэтиленовой экранирующей оболочки.

$$x = -\frac{1}{\mu} \ln\left(\frac{D}{D_0}\right), \quad (4.3)$$

$$x = -\frac{1}{0,39} \ln\left(\frac{0,2}{2,2}\right) = 6,14 \text{ [см]}$$

Закон ослабления дозы нейтронов слоем вещества может быть представлен в следующем виде [10, стр 255]:

$$D(x) = D_H(x) \cdot \exp\left(-\sum_{\text{ВЫВ}} \cdot x\right), \quad (4.4)$$

где $D(x)$ – доза нейтронов от источника;

$D_H(x)$ – доза нейтронов при отсутствии защиты толщиной x ;

$\sum_{\text{ВЫВ}}$ π – макроскопическое сечение выведения.

Задается значение энергии нейтронов, равное 4,0 [МэВ]. При коэффициенте ослабления равным 10, энергия нейтронов равна 0,4 [МэВ]. Использование

полиэтилена в качестве экранирующего слоя от нейтронного излучения устанавливает макроскопическое сечение выведения в пределах 1,151 – 1,45 [100 фм²]. Следовательно, в соответствии с формулой 4.4 рассчитывается толщина экранирующего слоя:

$$x = -\frac{1}{1,151} \ln\left(\frac{0,4}{4}\right) = 1,523 \text{ [см]}$$

Так как макроскопическое сечение выведения есть функция, зависящая от энергии нейтронов, а также свойств материала, а следовательно, при изменении энергии нейтронов изменяется значение толщины экранирующего слоя. Таким образом толщина полиэтиленовой защиты принимается равной толщине при γ излучений.

Защита от заряженных α, β частиц рассчитывается как длина пробега R частицы с энергией E в соответствии с эмпирической формулой:

$$R_{\alpha, \beta} = 10^{-4} \sqrt{\frac{A_x \cdot E^3}{\rho}}, \quad (4.5)$$

где A_x – атомная масса вещества экрана;

ρ – плотность вещества экрана.

Зададимся максимальной энергией заряженных частиц равной $E = 100$ [МэВ]. В соответствии с формулой для полиэтилена имеем:

$$R_{\alpha, \beta} = 10^{-4} \sqrt{\frac{15 \cdot 100^3}{0,957}} = 0,395 \text{ [см]}$$

Исходя из полученного результата, при расчете толщины экрана источника ионизирующего излучения воздействием заряженных частиц можно пренебречь. Следовательно, окончательно принимается толщина экрана источника ионизирующего излучения равная $\delta = 0,065$ [м]. Именно такая толщина экрана считается практичной и безопасной для ЯЭУ.

5 ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

5.1 Минимальная стоимость изготовления серийного образца ТКС в линейной постановке

При проектировании ТКС необходимо оценить её экономическую эффективность. При отсутствии информации о величине партии КА, 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.

$$W = \frac{C_{\Sigma}}{m_{пр}}, \quad (5.1)$$

где C_{Σ} – стоимость изготовления ТКС

$$C_{\Sigma} = \sum (\bar{C}_{mo} m_{moi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi} + \bar{C}_{\partial y} m_{\partial yi}), \quad (5.2)$$

где \bar{C}_{mo} – удельная стоимость изготовления 1 [кг] топливного отсека;

$\bar{C}_{\partial y}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] двигательной установки;

$\bar{C}_{\partial y}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] энергетической установки;

$\bar{C}_{\partial y}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] ферменной конструкции;

$\bar{C}_{\partial y}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] теплообменных панелей;

$\bar{C}_{\partial y}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] системы управления;

$\bar{C}_{\partial y}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] прочих элементов и систем.

Массовые характеристики ТКС берутся из расчета основных проектных параметров ТКС и сводятся в таблицу 5.1.

Таблица 5.1 – Массовые характеристики ТКС

Наименование	Обозначение	Значение, кг
Масса топливного отсека	$m_{то}$	2451,02
Масса системы управления	$m_{су}$	1692,0
Масса двигательной установки	$m_{дв}$	3091,2
Масса энергетической установки	$m_{эу}$	15000
Масса ферменной конструкции	$m_{фк}$	1960
Масса теплообменных панелей	$m_{мп}$	12101,23
Масса прочих элементов и систем	$m_{пр}$	3704,55

Удельная стоимость всех элементов по статистическим данным находится в пределах:

$$\bar{C}_{то} = 300 \div 800 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{дв} = 600 \div 1500 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{эу} = 10000 \div 25000 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{фк} = 1500 \div 2500 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{мп} = 250 \div 1000 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{су} = 5000 \div 12000 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{пр} = 2000 \div 10000 \text{ [у.е./кг].}$$

Выбирается минимальная удельная стоимость элементов:

$$\bar{C}_{то} = 300 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{дв} = 600 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{эу} = 10000 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{фк} = 1500 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{мп} = 250 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{су} = 5000 \text{ [у.е./кг];}$$

$$\bar{C}_{пр} = 2000 \text{ [у.е./кг];}$$

Стоимость изготовления серийного образца ТКС в линейной постановке определяется по формуле (5.2):

$$C_{\Sigma} = 2451,02 \cdot 300 + 3091,2 \cdot 600 + 15000 \cdot 10000 + 1500 \cdot 1960 + 250 \cdot 12101,23 + 2000 \cdot 3704,55 = 166 \text{ [млн у.е.]}$$

В соответствии с формулой (7.1)

$$W = \frac{166 \cdot 10^6}{40000} = 4150 \text{ [у.е./кг]}$$

5.2 Расчет стоимости заправки ТКС

Заправка ТКС компонентами топлива производится непосредственно на орбите при этом масса заправляемого ксенона равна $m_{\text{г}}=40000$ [кг], масса НДМГ $m_{\text{НДМГ}}=1190$ [кг], масса атина $m_{\text{Атин}}=2210$ [кг]. Стоимость заправки ТКС рассчитывается по следующей формуле:

$$C_{\Sigma 3} = \sum (\bar{C}_{\text{Xe}} m_{\text{Xe}} + \bar{C}_{\text{НДМГ}} m_{\text{НДМГ}} + \bar{C}_{\text{Атин}} m_{\text{Атин}}), \quad (5.3)$$

где \bar{C}_{Xe} – удельная стоимость изготовления 1 [кг] ксенона;

$\bar{C}_{\text{НДМГ}}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] НДМГ;

$\bar{C}_{\text{Атин}}$ – удельная стоимость изготовления 1 [кг] атина.

Удельная стоимость компонентов по статистическим данным находится в пределах:

$$\bar{C}_{\text{Xe}} = 200 \text{ [у.е./кг]}$$

$$\bar{C}_{\text{НДМГ}} = 2 \text{ [у.е./кг]}$$

$$\bar{C}_{\text{Атин}} = 2,8 \text{ [у.е./кг]}$$

Следовательно, стоимость заправки ТКС:

$$C = 200 \cdot 40000 + 2 \cdot 1190 + 2,8 \cdot 2210 = 8 \text{ [млн.у.е.]}$$

5.3 Расчет стоимости запуска ТКС

Стоимость запуска ТКС при заданном объеме партии КА, выполняющих заданную программу транспортировки, записывается в виде:

$$C_{зан} = \frac{C_{разр}}{N_n} + \frac{C_{н.к.}}{N_n} + C_{эксн} + C_{изг} + C_m, \quad (5.4)$$

где $C_{разр}$ – суммарная стоимость научно-исследовательских и опытно-конструкторских разработок;

$C_{н.к.}$ – стоимость наземного пускового и наземных измерительных комплексов;

$C_{эксн}$ – стоимость обеспечения запуска;

C_m – стоимость топлива;

$N_n=1$ – объем партии ТКС.

Для упрощения расчетов близких по проектно-конструкторским характеристикам ТКС можно считать, что расходы на создание наземного комплекса и эксплуатацию ТКС постоянны, тогда

$$C_{зан} = \frac{C_{разр}}{N_n} + C_{изг} + C_m, \quad (5.5)$$

где $C_{изг}$ – стоимость изготовления образца ТКС, которая определяется в соответствии с пунктом 5.1.

Стоимость разработки ТКС складывается из:

$$C_{разр} = \sum (C_k^p + C_{дв}^p + C_{су}^p + C_{пр}^p), \quad (5.6)$$

где C_k^p , $C_{дв}^p$, $C_{су}^p$, $C_{пр}^p$ – стоимость разработки конструкции, двигательной установки, системы управления, прочих элементов и систем ТКС соответственно.

Стоимость запуска ТКС можно определить, рассматривая его как полезный груз с массой, равной его стартовой массе $m_0 = 120$ [т]. Тогда стоимость запуска определится по простой формуле:

$$C_{\text{зап}} = C_{\text{уд}} \cdot m_{\text{кгч}}, \quad (5.7)$$

где $C_{\text{уд}}$ – удельная стоимость вывода одного килограмма полезного груза на околоземную орбиту;

$m_{\text{кгч}}$ – масса космической головной части.

Стоимость запуска ПН массой 20 [т] РН “Протон-М” равна 95 [млн.у.е.],

тогда:

$$C_{\text{уд}} = \frac{95}{20} = 4,75 \text{ [млн.у.е.]}$$

Следовательно:

$$C_{\text{зап}} = 4,75 \cdot 120 = 570 \text{ [млн.у.е.]}$$

На сегодняшний момент 05.05.2024 г. курс доллара составляет 92,40 рубль, тогда стоимость в рублях составляет:

1) изготовления образца ТКС в линейной постановке:

$$C_{\Sigma}^p = C_{\Sigma} \cdot P, \quad (5.8)$$

где P – рублевой курс доллара.

$$C_{\Sigma}^p = 15,338 \text{ [млрд. у. е]}$$

[млрд.у.е]

2) заправки ТКС:

$$C_{\Sigma 3}^p = 739,2 \text{ [млн. у. е]}$$

[млн.у.е]

3) запуска ТКС:

$$C_{\text{зап}}^p = 52,66 \text{ [млрд. у. е]}$$

Следовательно, удельная стоимость запуска одного килограмма ПН в сторону Марса составляет:

$$C_{уд}^M = \frac{C_{\Sigma}^P + C_{\Sigma_3}^P + C_{зап}^P}{m_{ПН}}, \quad (5.9)$$

$$C_{уд}^M = 1,718 \text{ [млн. у. е]}$$

Проектируемая ТКС является многоразовой, следовательно, удельная стоимость для последующих полетов будет определяться только затратами на повторную заправку, эксплуатацию и возможную замену составляющих частей ТКС.

Вывод: в экономической части дипломного проекта посчитана стоимость разработки, изготовления, запуска и заправки транспортной космической системы с ядерной энергетической установкой для полета к Марсу. В результате расчетов видно, что стоимость изготовления ТКС в линейной постановке составляет 15,338 [млрд. у.е.]. Стоимость заправки ТКС компонентами топлива составляет 739,2 [млн. у.е.]. Стоимость запуска ТКС на орбиту Земли составляет 52,668 [млрд. у.е.].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе дипломного проектирования была спроектирована транспортная космическая система с ядерной энергетической установкой для полета к марсу с двигательной установкой, состоящей из 112 стационарных плазменных двигателей СПД-290. Данная ТКС предназначена для доставки полезного груза массой 40000 [кг] на орбиту Марса высотой 400 [км].

В процессе баллистического расчета активного участка траектории были определены массовые характеристики ТКС в первом приближении. Масса двигательной установки составила 3091,2 кг. Масса топливного отсека для криогенных компонентов топлива составила 1320 кг. Общая масса ТКС в первом приближении составила 121877,80 кг.

Также была рассчитана оптимальная траектория перелета. Энергетически наиболее выгодной является траектория перелета по орбите гомана (эллиптическая орбита, используемая для перехода между двумя другими орбитами, находящимися в одной плоскости). Определена продолжительность экспедиции – 955,35 суток.

Был произведен выбор и расчет основных проектных параметров. Масса полезной нагрузки для ТКС составила 47313 кг. Был произведен массово-энергетический расчет двигательной установки ТКС. В качестве двигателя выбран стационарный плазменный двигатель серии СПД-290.

Был произведен расчет массовых и объемных характеристик топливной системы. Двигательная установка ТКС, а также газовые двигатели системы стабилизации и ориентации будут работать на однокомпонентном топливе Ксене. Рассчитаны центры масс ТКС с целью расчета момента инерции КА и определения места установки корректирующих двигателей.

В результате расчета на прочность были рассмотрены основы обеспечения прочности конструкции ТКС, сделан выбор материалов конструкции ТКС. Выполнены расчеты на прочность ферменной конструкции, конструкции теплообменных панелей и топливных баков.

Все расчеты удовлетворяют условию прочности, что свидетельствует о высоком запасе прочности конструкции.

Посчитана стоимость разработки, изготовления, запуска и заправки транспортной космической системы с ядерной энергетической установкой для полета к Марсу. В результате расчетов видно, что стоимость изготовления ТКС в линейной постановке составляет 15,338 [млрд. у.е.]. Стоимость заправки ТКС компонентами топлива составляет 739,2 [млн. у.е.]. Стоимость запуска ТКС на орбиту Земли составляет 52,668 [млрд. у.е.].

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 Авдеев Ю.Ф. Полет космических аппаратов: Справочник / Ю.Ф. Авдеев, А.И. Беляков. – М.: Машиностроение, 1990 г. – 578 – 600 с.;
- 2 Буланов И.М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композитных материалов: Учебник / И.М. Буланов, В.В. Воробей. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1998 г. – 516 с.;
- 3 Козлов В.Ф. Справочник по радиационной безопасности: Справочник / В.Ф. Козлов. – М.: Энергоатомиздат. 1991 г. – 352 с.;
- 4 Концепция напланетной АЭС для освоения Марса на основе высокотемпературного газоохлаждаемого реактора с турбомашинным преобразователем энергии по газовому циклу Брайтона / С.В. Баринов [и др.] // Научно-исследовательский и конструкторский институт энерготехники им. Н.А. Доллежаля. Том 3. Ядерная энергетика в космосе-2005. 2005 г. – 669–678 с
- 5 Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении: Книга / В.И. Левантовский. – М.: Наука, 1980 г. – 512 с.;
- 6 Миролубов И.Н. Пособие к решению задач по сопротивлению материалов: Учебное пособие / И.Н. Миролубовый., С.А. Енгальчев. – М.: Высшая школа, 1967 г. – 478 с.;
- 7 Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): Учебник для технических вузов / В.П. Мишин [и др.]; под ред. Мишина В.П. – М.: Машиностроение, 1985 г. – 360 с.;
- 8 Охоцимский Д. Е. Основы механики космического полета: Учебное пособие / Д.Е. Охоцимский., Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, 1990 г. – 448 с.;
- 9 Солодов А.В. Инженерный справочник по космической технике: Справочник / А.В. Солодов. – М.: Воениздат, 1977 г. – 427 с.;
- 10 Хохулин В.С. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД: Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования / В.С. Хохулин., В.А. Чумаков. – М.: Изд-во МАИ, 2000 г. 4 – 72 с.