



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

ФАКУЛЬТЕТ «СПЕЦИАЛЬНОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ»

КАФЕДРА «АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ»

РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА К КУРСОВОЙ РАБОТЕ

НА ТЕМУ:

Высокоорбитальная автоматическая станция

Студент СМ2-71
(Группа)
(И.О.Фамилия)

(Подпись, дата) Марков Д. М.

Руководитель курсовой работы

(Подпись, дата) Попов А. С.
(И.О.Фамилия)

Консультант

(Подпись, дата) Попов А. С.
(И.О.Фамилия)

2024 г.

УТВЕРЖДАЮ
Заведующий кафедрой _____СМ2_____
(Индекс)

_____ (И.О.Фамилия) _____
« » 2024 г.

Примечание: Задание оформляется в двух экземплярах: один выдается студенту, второй хранится на кафедре.

Содержание

Введение.....	4
Задание	6
1. Анализ аналогов и прототипов.....	7
2. Баллистический анализ	12
2.1 Гомановский перелёт с НОО на ЦО	13
2.2 Биэллиптический (трёхимпульсный) перелёт	14
2.2.1 Расчёт затрат характеристической скорости	14
2.2.2 Расчёт затрат топлива при использовании РБ КВТК	16
2.3 Доставка модуля станции на ЦО с помощью ТЭМ «Зевс»	19
2.3.1 Расчёт перелёта модуля в составе РБ КВТК с НОО на ОБ	21
2.3.2 Расчёт перелёта модуля в составе ТЭМ «Зевс» на ЦО.....	23
2.4 Оценка вековых уходов и запаса рабочего тела на борту	27
Список литературы	29

Введение

В конце XX века в ходе исследований, отраженных в ряде итоговых документов ООН [1], было выявлено, что наиболее опасным последствием деятельности в космосе является увеличение космического мусора. К такому роду мусора можно отнести отработавшие искусственные спутники, разгонные блоки, ступени ракет-носителей, различные отделяющиеся элементы КА, а также фрагменты, образовавшиеся в результате столкновения объектов или взрывов.

В данной курсовой работе будет проведён баллистический анализ и построение компоновочной схемы высокоорбитальной автоматической космической станции.

Высокоорбитальная автоматическая станция – концепция космической станции, которая может решить проблему создания космического мусора.

Станция выполняет научно-исследовательские задачи, мониторинг солнечной активности, наблюдение за космическим пространством в различных диапазонах частот, и иные задачи в зависимости от установленной целевой аппаратуры, осуществляет связь и передачу данных на Землю. Станция является автоматической (непилотируемой) с возможностью принимать пилотируемый космический корабль с космонавтами, выполняющими работы по монтажу оборудования, обслуживанию станции.

Такая станция за счёт своей высокой орбиты не будет подвергаться воздействию космического мусора. Кроме того, за счёт своей обслуживаемости, она не будет производить космический мусор: оборудование будет ремонтироваться или заменяться новым, в то время как отработанные компоненты будут возвращены вместе с космическим кораблём.

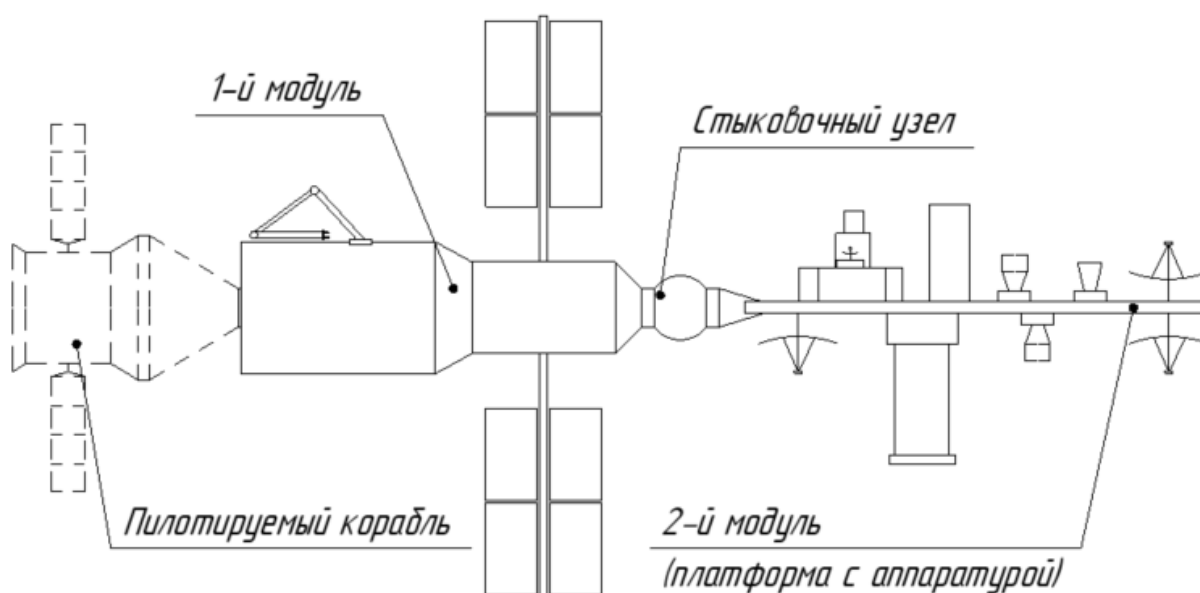


Рисунок 1 – Схематическое устройство станции

В работе будут рассмотрены в том числе перспективные средства вывода ПН.

Задание

1. Провести баллистический расчёт перелёта модулей космической станции на рабочую орбиту, оценить вековые уходы и запас рабочего тела на борту для поддержания параметров рабочей орбиты.

Параметры целевой орбиты:

- Эксцентриситет орбиты: $e_{ц0} = 0$ (орбита круговая)
 - Радиус орбиты: $R_{ц0} = 150$ тыс. км
2. Разработать компоновочную схему станции, подобрать разгонный блок и ракету-носитель.

1. Анализ аналогов и прототипов

Прямых аналогов проектируемой станции на текущий момент не существует. Поэтому будем рассматривать в качестве аналогов и прототипов действующие и ранее существовавшие космические станции, а также исследовательские аппараты, целевая аппаратура которых может быть использована в проектируемой станции.

В результате анализа будут приняты

Станция «Салют-7»

Салют-7 — советская орбитальная станция, которая предназначалась для проведения научных, технологических, биологических и медицинских исследований в условиях невесомости. Вторая и последняя станция второго поколения, последняя станция серии «Салют».



Рисунок 2 – станция «Салют-7»

Орбитальная станция «Салют-7» состояла из двух цилиндрических герметичных обитаемых отсеков — переходного (ПО) и рабочего (РО), соединённых между собой коническими переходами, негерметичного агрегатного отсека и герметичной промежуточной камеры. Рабочий отсек в средней части корпуса был предназначен для управления полётом, проведения экспериментов, выполнения физических упражнений,

приёма пищи, сна и отдыха. Переходной отсек служил для перехода экипажа из транспортного корабля в орбитальную станцию, а также для проведения научных экспериментов. Из переходного отсека через специальный люк, закрываемый герметичной крышкой, был возможен выход космонавтов в открытый космос.

Длина станции — 14,4 метра. Максимальный диаметр — 4,15 метра. Внутренний полезный объём — 82,5 м³. Размах панелей солнечных батарей — 16,5 метров. Площадь панелей солнечных батарей — 60 м².

Ракета-носитель: «Протон».

Международная космическая станция (МКС)

МКС – пилотируемая орбитальная станция, является многоцелевым космическим исследовательским комплексом.

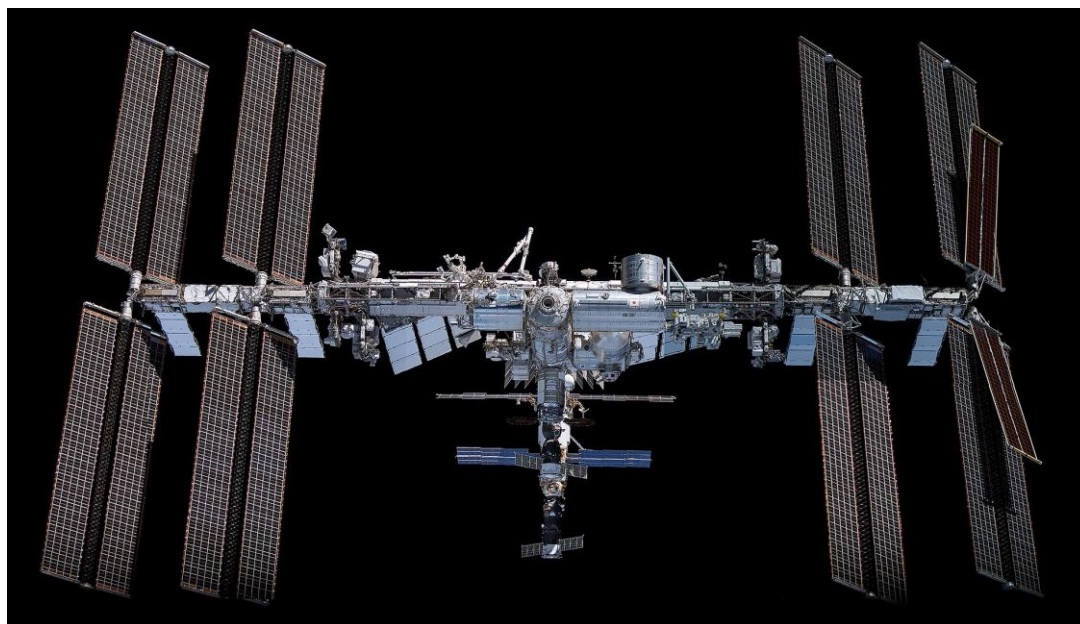


Рисунок 3 – Международная космическая станция

Высота орбиты станции 418 км.

Рассмотрим в качестве первого модуля станции служебный модуль «Звезда», входящий в состав МКС.

Служебный модуль «Звезда» (модуль МКС)



Рисунок 4 – Служебный модуль «Звезда»

Таблица 1 – Основные технические характеристики модуля «Звезда»

Масса изделия	
- На этапе выведения	22776 кг
- На орбите	20320 кг
Габариты изделия	
- Длина с обтекателем и промежуточным отсеком	15,95 м
- Длина без обтекателя и промежуточного отсека	12,62 м
- Ширина с раскрытой солнечной батареей	29,73 м
Объем	
- Внутренний объем с оборудованием	75,0 м3
- Внутренний объем обитания экипажа	46,7 м3
Система электроснабжения	
- Рабочее напряжение	28 В
- Мощность солнечных батарей (СБ) 2x5 kW	10 кВт
Двигательная установка	
- Маршевые двигатели	2 x 312 кгс
- Двигатели ориентации	32 x 13,3 кгс
- Масса окислителя (N2O4)	558 кг
- Масса горючего (НДМГ)	302 кг

Модуль был запущен РН «Протон». Является жилым модулем станции. «Звезда» на ранних этапах строительства МКС выполняла функции жизнеобеспечения на всех модулях, контроля высоты над Землёй, энергоснабжения станции, вычислительного центра, центра связи, основного порта для грузовых кораблей «Прогресс». Со временем многие функции были переданы другим модулям, однако «Звезда» остаётся структурным и функциональным центром российского сегмента МКС.

По функциональному назначению данный модуль подходит в качестве первого модуля.

Таким образом, принимаем в качестве прототипа первого модуля модуль «Звезда», также принимаем его массу для баллистического анализа: 20000 кг.

Европейский манипулятор ERA

ERA – дистанционно управляемый космический робот-манипулятор, созданный для сборочных работ, работ по обслуживанию российского сегмента МКС.



Рисунок 5 – Европейский манипулятор ERA

Задачи ERA:

- Обследование внешней поверхности станции.
- Работа с оборудованием, размещённым на внешней поверхности РС МКС.
- Работа с оборудованием, размещённым на внешней поверхности РС МКС.
- Поддержка космонавтов в ходе выхода в открытый космос.

- Перемещение грузов массой до 8000 кг с точностью позиционирования до 5 мм.

Масса манипулятора — 1800 кг.

Включим манипулятор в состав проектируемой станции для выполнения работ по установке нового оборудования, доставляемого грузовым кораблём, и по демонтажу старого оборудования. В качестве прототипа принимаем ERA.

Космический телескоп «Хаббл»

Представляет собой автоматическую обсерваторию (телескоп) на орбите Земли высотой около 545 км.

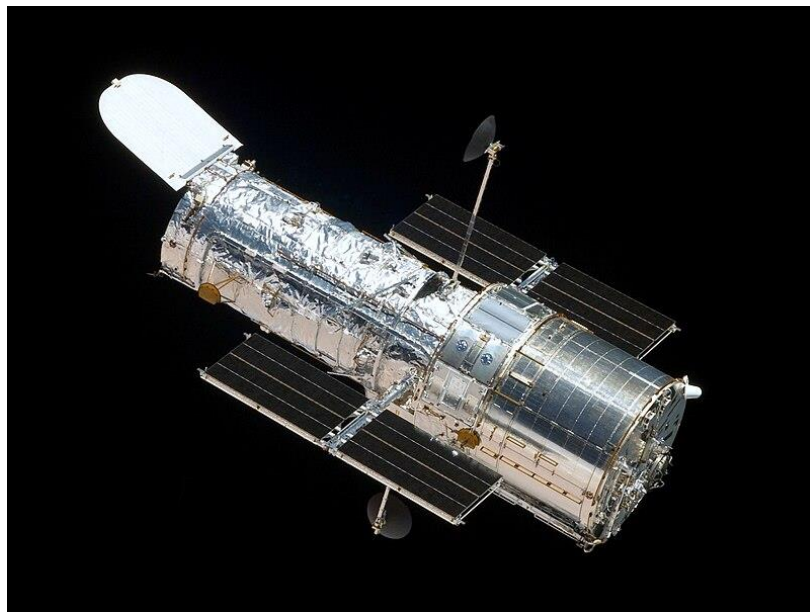


Рисунок 6 – Космический телескоп «Хаббл»

Работает в ультрафиолетовом, видимом и инфракрасном волновых диапазонах. Его масса 11 тонн, диаметр 2.4 метра.

Массу второго модуля примем равной массе первого модуля – 20000 кг.

2. Баллистический анализ

Рассчитаем перелёт с низкой околоземной орбиты (НОО) на целевую орбиту (ЦО) модуля станции массой 20 тонн при использовании разных схем перелёта. Параметры орбит приведены в таблицах 2 и 3:

Таблица 2 – параметры круговой НОО

<i>Параметры круговой НОО</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус орбиты, $R_{НОО}$</i>	$r_3 + h$	<i>6571 км</i>
<i>Эксцентриситет, $e_{НОО}$</i>	–	<i>0</i>
<i>Наклонение, $i_{НОО}$</i>	–	<i>51,88°</i>
<i>Параметр, $p_{НОО}$</i>	$R_{НОО} (1 + e)$	<i>6571 км</i>
<i>Скорость ЛА, $v_{НОО}$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{НОО}}}$	<i>7,789 км/с</i>

Таблица 3 – параметры целевой орбиты

<i>Параметры целевой орбиты</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус орбиты, $R_{ЦО}$</i>	–	<i>150 000 км</i>
<i>Эксцентриситет, $e_{ЦО}$</i>	–	<i>0</i>
<i>Наклонение, $i_{ЦО}$</i>	–	<i>51,88°</i>
<i>Параметр, $p_{ЦО}$</i>	$R_{ЦО} (1 + e_{ЦО})$	<i>150 000 км</i>
<i>Скорость ЛА, $v_{ЦО}$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{ЦО}}}$	<i>1,630 км/с</i>

2.1 Гомановский перелёт с НОО на ЦО

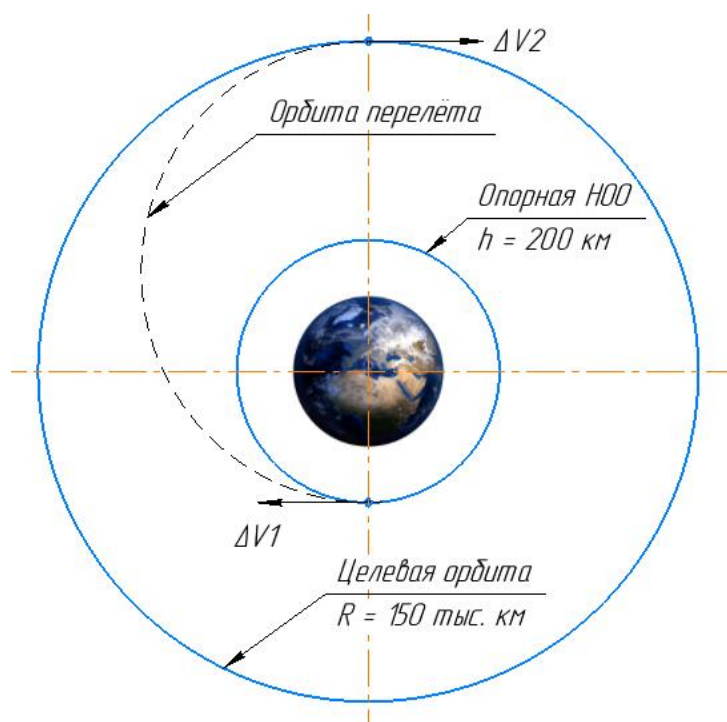


Рисунок 7 – Условная схема гомановского перелёта

В таком случае параметры орбиты перелёта:

Таблица 4 – Параметры орбиты перелёты с НОО на ЦО

<i>Параметры орбиты перелёта</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус апоцентра, R_3^A</i>	$R_3^A = R_{ЦО}$	<i>150 000 км</i>
<i>Радиус перицентра, $R_3^П$</i>	$R_3^П = R_{НОО}$	<i>6571 км</i>
<i>Эксцентриситет, e_3</i>	$\frac{R_3^A - R_3^П}{R_3^A + R_3^П}$	<i>0,916</i>
<i>Параметр, p_3</i>	$R_3^П(1 + e_3)$	<i>12590,5 км</i>
<i>Скорость ЛА в перицентре, $V_3^П$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_3}(1 + e_3)}$	<i>10,78 км/с</i>
<i>Скорость ЛА в апоцентре, V_3^A</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_3}(1 - e_3)}$	<i>0,4723 км/с</i>

Рассчитаем затраты характеристической скорости:

$$\Delta V_1 = |V_3^П - V_{H00}| = 2,992 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_2 = |V_{ц0} - V_3^A| = 1,158 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 4,150 \text{ км/с}$$

2.2 Биэллиптический (трёхимпульсный) перелёт

2.2.1 Расчёт затрат характеристической скорости

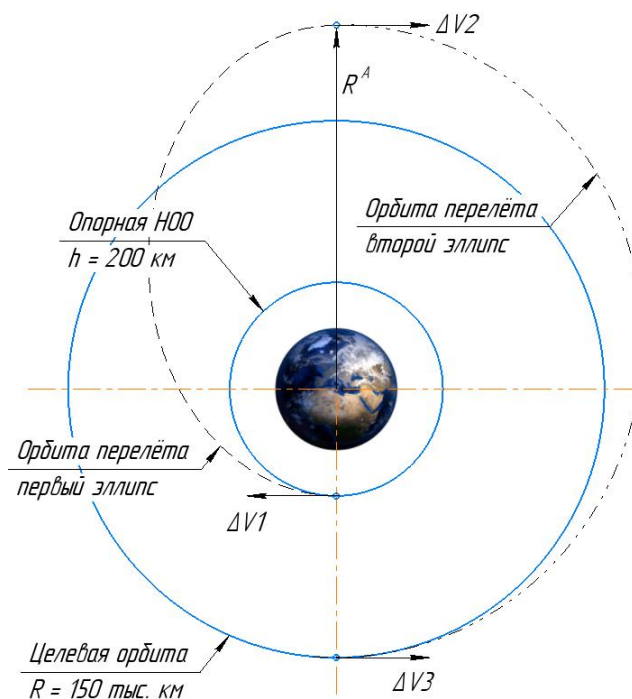


Рисунок 8 – Условная схема биэллиптического перелёта

В этой задаче имеется свободный параметр – радиус апоцентра эллипсов перелёта R^A . Для нахождения наивыгоднейшего радиуса апоцентра варьируем R^A . Принимаем $R^A = 315000$ км.

Теперь известны все необходимые параметры для расчёта перелёта. Параметры орбит перелёта приведены ниже в таблицах 5 и 6:

Таблица 5 – Параметры первого эллипса

<i>Параметры орбиты перелёта (первый эллипс)</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус апоцентра, R^A</i>	–	<i>315 000 км</i>
<i>Радиус перицентра, $R_1^П$</i>	$R_1^П = R_{H00}$	<i>6571 км</i>
<i>Эксцентриситет, e_1</i>	$\frac{R^A - R_1^П}{R^A + R_1^П}$	<i>0,959</i>
<i>Параметр, p_1</i>	$R_1^П(1 + e_1)$	<i>12874 км</i>
<i>Скорость ЛА в перицентре, $V_1^П$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_1}(1 + e_1)}$	<i>10,90 км/с</i>
<i>Скорость ЛА в апоцентре, V_1^A</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_1}(1 - e_1)}$	<i>0,2274 км/с</i>

Таблица 6 – Параметры второго эллипса

<i>Параметры орбиты перелёта (второй эллипс)</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус апоцентра, R^A</i>	–	<i>315 000 км</i>
<i>Радиус перицентра, $R_2^П$</i>	$R_2^П = R_{ц0}$	<i>150 000 км</i>
<i>Эксцентриситет, e_2</i>	$\frac{R^A - R_2^П}{R^A + R_2^П}$	<i>0,355</i>
<i>Параметр, p_2</i>	$R_2^П(1 + e_2)$	<i>20323 км</i>
<i>Скорость ЛА в перицентре, $V_2^П$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_2}(1 + e_2)}$	<i>1,897 км/с</i>
<i>Скорость ЛА в апоцентре, V_2^A</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_2}(1 - e_2)}$	<i>0,9035 км/с</i>

Рассчитаем затраты характеристической скорости:

$$\Delta V_1 = |V_1^{\Pi} - V_{\text{НОО}}| = 3,113 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_2 = |V_2^A - V_1^A| = 0,6761 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_3 = |V_{\text{цО}} - V_2^{\Pi}| = 0,2673 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 = 4,056 \text{ км/с}$$

Из этого делаем вывод, что с точки зрения затрат характеристической скорости биеллиптический перелёт выгоднее.

2.2.2 Расчёт затрат топлива при использовании РБ КВТК

РБ КВТК имеет наибольший запас топлива среди РБ, разрабатываемых или существующих РБ в России. Также КВТК использует более эффективную топливную пару – кислород + водород, так как она имеет большую энергетику. Т.к. масса модуля станции по меркам КА велика, то выберем именно КВТК.

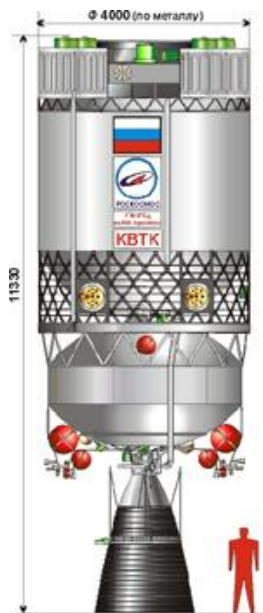


Рисунок 9 – РБ КВТК

Таблица 7 – Характеристики РБ КВТК

Характеристики РБ КВТК	
Задачи	Выведение ПН на ЦО в составе РН семейства "Ангара" тяжёлого и сверхтяжёлого классов
Длина	11 330 мм
Диаметр	4 000 мм
Маршевый двигатель	ЖРД РД0146Д
Топливная пара	$O_2 + H_2$
Удельный импульс топливной пары, $J_{к+в}^{уд}$	4500 м/с
Начальная масса при полной заправке, $m_{КВТК}$	24 000 кг
Масса топлива, $m_{КВТК}^{топл}$	19 600 кг
Сухая масса, $m_{КВТК}^{сух}$	4 400 кг
Тяга, F	7,5 т
Число включений маршевой ДУ	до 5

Требуется учесть помимо перелёта переход РБ на орбиту захоронения.

орбита захоронения с перицентром 70 км:

Таблица 8 – Параметры орбиты захоронения с перицентром 70 км

Параметры орбиты захоронения		
Величина	Расчётная формула	Значение
Радиус апоцентра, $R_{зах}^A$	$R_{зах}^A = R_{ОБ}$	150 000 км
Радиус перицентра, $R_{зах}^П$	$R_{зах}^П = r_3 + h_{зах}$	6441 км
Эксцентриситет, $e_{зах}$	$\frac{R_{зах}^A - R_{зах}^П}{R_{зах}^A + R_{зах}^П}$	0,918
Параметр, $p_{зах}$	$R_{зах}^П (1 + e_{зах})$	12354 км
Скорость ЛА в апоцентре, $V_{зах}^A$	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{зах}}} (1 - e_{зах})$	0,466 км/с

Тогда затраты характеристической скорости:

$$\Delta V = |V_{зах}^A - V_{ц0}| = 1,164 \text{ км/с}$$

тлёт РБ в межпланетное пространство:

$$\frac{V_2^2}{2} - \frac{\mu_3}{R_{ц0}} = 0$$

$$V_2 = \sqrt{\frac{2 \mu_3}{R_{ц0}}}$$

$$\Delta V = |V_2 - V_{ц0}| = 0,675 \text{ км/с}$$

Таким образом, выгоднее будет отлёт в межпланетное пространство

Расчёт затрат топлива:

$$\Delta V_4 = J_{K+B}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1}}{m_{КВТК}^{сух}}\right) \rightarrow m_{топл1} = 712 \text{ кг}$$

$$\Delta V_3 = J_{K+B}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1} + m_{топл2}}{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1}}\right) \rightarrow m_{топл2} = 2072 \text{ кг}$$

$$\Delta V_2 = J_{K+B}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1} + m_{топл2} + m_{топл3}}{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1} + m_{топл2}}\right) \rightarrow m_{топл3} = 2193 \text{ кг}$$

$$\Delta V_1 = J_{K+B}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1} + m_{топл2} + m_{топл3} + m_{топл4}}{m_{КВТК}^{сух} + m_{топл1} + m_{топл2} + m_{топл3}}\right) \rightarrow m_{топл4} = 29411 \text{ кг}$$

$$\sum m_{топл} = m_{топл1} + m_{топл2} + m_{топл3} + m_{топл4} = 34389 \text{ кг}$$

$$\sum m_{топл} > m_{КВТК}^{топл} = 19600 \text{ кг}$$

Затраты топлива превосходят запасы топлива РБ КВТК, следовательно, только лишь с его помощью невозможно доставить модуль станции на ЦО. Будем рассматривать другой способ выведения.

2.3 Доставка модуля станции на ЦО с помощью ТЭМ «Зевс»

ТЭМ «Зевс» в качестве силовой установки имеет шестнадцать ЭРД, чья тяга мала. Таким образом, будет проводится расчёт перелёта с малой тягой. Поэтому будет выгоднее стартовать с как можно более высокой орбиты, чтобы, во-первых, избежать сопротивления остаточной атмосферы, и, во-вторых, уменьшить временные затраты.



Рисунок 10 – ТЭМ «Зевс»

Таблица 9 – Характеристики ТЭМ «Зевс»

Характеристики ТЭМ "Зевс"	
Задачи	Межорбитальная буксировка ПН
Длина (рабочее положение)	53,4 м
Диаметр (рабочее положение)	21,6 м
Стартовая масса	20290 кг
Силовая установка	ЭРД ИД-500
Количество ДУ, $n_{ИД-500}$	16
Тяга, F	12 Н
Массовый расход, Δm	171,429 мг/с

Таблица 10 – Характеристики ЭРД ИД-500

<i>Характеристики ЭРД ИД-500</i>	
<i>Разработчик</i>	<i>Центр Келдыша</i>
<i>Рабочее тело</i>	<i>Ксенон</i>
<i>Мощность, W</i>	<i>32–35 кВт</i>
<i>Тяга, F_{ИД-500}</i>	<i>750 мН</i>
<i>Удельный импульс, J_{ЭРД}^{уд}</i>	<i>70 000 м/с</i>
<i>Массовый расход, Δm_{ИД-500}</i>	<i>10,714 мг/с</i>
<i>Масса ДУ</i>	<i>До 40 кг</i>
<i>КПД</i>	<i>0,75</i>

В качестве средства выведения на НОО будет использоваться «Ангара-А5М», так как она является носителем РБ КВТК и масса, выводимая РН на НОО, составляет 27 тонн, что достаточно для нашей задачи, при этом такая грузоподъемность не является чересчур избыточной.



Рисунок 11 – Ракета-носитель «Ангара-А5М»

Таблица 11 – Характеристики ракеты-носителя «Ангара-А5М»

<i>Характеристики РБ КВТК</i>	
<i>Задачи</i>	<i>Выведение ПН на НОО</i>
<i>Длина (с ГЧ)</i>	<i>55 230 мм</i>
<i>Диаметр</i>	<i>8860 мм</i>
<i>Разгонные блоки</i>	<i>ДМ/КВТК</i>
<i>Топливная пара</i>	<i>O₂ + керосин</i>
<i>Масса ПГ на НОО</i>	<i>27 т</i>

Исходя из проведённого анализа, был выбрана следующая схема перелёта:

1. Вывод ПН (модуль служебный) и РБ КВТК на НОО по двухпусковой схеме на РН "Ангара-А5М", стыковка.
2. Перелёт ПН в составе РБ на орбиту базирования ТЭМ "Зевс" (наиболее высокую исходя из возможностей РБ), расстыковка с РБ.
- 3А. Перелёт РБ на орбиту захоронения высотой $h=70$ км.
- 3Б. Стыковка ПН с ТЭМ, перелёт на малой тяге на целевую орбиту
4. Расстыковка с ТЭМ, перелёт ТЭМ на орбиту базирования
5. Выведение второго модуля по аналогичной схеме.

Считается, что ТЭМ «Зевс» уже находится на своей орбите базирования (ОБ).

2.3.1 Расчёт перелёта модуля в составе РБ КВТК с НОО на ОБ

Для нахождения высоты орбиты базирования нужно составить выражения для затрат характеристической скорости относительно высоты ОБ, далее выразить массу топлива для каждого манёвра, которая так же будет зависеть только от высоты ОБ. Далее нужно сложить массы и приравнять сумму, умноженную на коэффициент запаса, к массе топлива РБ. Коэффициент запаса примем 1,05.

$$\Delta V_3(h_{OB}) = J_{K+B}^{y\partial} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_{манл1}}{m_{КВТК}^{сух}}\right) \rightarrow m_{манл1}(h_{OB})$$

$$\Delta V_2(h_{OB}) = J_{K+B}^{y\partial} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_1 + m_{манл1} + m_{манл2}}{m_{КВТК}^{сух} + m_1 + m_{манл1}}\right) \rightarrow m_{манл2}(h_{OB})$$

$$\Delta V_1(h_{OB}) = J_{K+B}^{y\partial} \times \ln\left(\frac{m_{КВТК}^{сух} + m_1 + m_{манл1} + m_{манл2} + m_{манл3}}{m_{КВТК}^{сух} + m_1 + m_{манл1} + m_{манл2}}\right) \rightarrow m_{манл3}(h_{OB})$$

$$\Sigma m_{манл}(h_{OB}) \times 1,05 = m_{КВТК}^{манл} = 19600 \text{ кг} \rightarrow h_{OB}$$

Отсюда находим решение: $h_{OB} = 7458,1$ км. Принимаем $h_{OB} = 7450$ км

Ниже приведён поверочный расчёт.

Таблица 12 – Параметры орбиты базирования (ОБ)

<i>Параметры орбиты базирования</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус орбиты, $R_{ОБ}$</i>	$r_3 + h_{ОБ}$	13821 км
<i>Эксцентриситет, $e_{ОБ}$</i>	–	0
<i>Наклонение, $i_{ОБ}$</i>	–	51,88°
<i>Параметр, $p_{ОБ}$</i>	$R_{ОБ} (1 + e_{ОБ})$	13821 км
<i>Скорость ЛА, $v_{ОБ}$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{ОБ}}}$	5,370 км/с

Таблица 13 – Параметры орбиты перелёта с НОО на ОБ

<i>Параметры орбиты перелёта</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус апоцентра, $R_{оп}^A$</i>	$R_{оп}^A = R_{ОБ}$	13821 км
<i>Радиус перицентра, $R_{оп}^П$</i>	$R_{оп}^П = R_{НОО}$	6571 км
<i>Эксцентриситет, $e_{оп}$</i>	$\frac{R_{оп}^A - R_{оп}^П}{R_{оп}^A + R_{оп}^П}$	0,356
<i>Параметр, $p_{оп}$</i>	$R_{оп}^П (1 + e_{оп})$	8907,2 км
<i>Скорость ЛА в перицентре, $V_{оп}^П$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{оп}} (1 + e_{оп})}$	9,068 км/с
<i>Скорость ЛА в апоцентре, $V_{оп}^A$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{оп}} (1 - e_{оп})}$	4,311 км/с

Таблица 14 – Параметры орбиты захоронения

<i>Параметры орбиты захоронения</i>		
<i>Величина</i>	<i>Расчётная формула</i>	<i>Значение</i>
<i>Радиус апоцентра, $R_{зах}^A$</i>	$R_{зах}^A = R_{ОБ}$	13821 км
<i>Радиус перицентра, $R_{зах}^П$</i>	$R_{зах}^П = r_3 + h_{зах}$	6441 км
<i>Эксцентриситет, $e_{зах}$</i>	$\frac{R_{зах}^A - R_{зах}^П}{R_{зах}^A + R_{зах}^П}$	0,364
<i>Параметр, $p_{зах}$</i>	$R_{зах}^П (1 + e_{зах})$	8787,0 км
<i>Скорость ЛА в апоцентре, $V_{зах}^A$</i>	$\sqrt{\frac{\mu_3}{p_{зах}} (1 - e_{зах})}$	4,282 км/с

Тогда затраты характеристической скорости составят:

$$\Delta V_1 = |V_{оп}^П - V_{НОО}| = 1,279 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_2 = |V_{об} - V_{оп}^А| = 1,059 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_3 = |V_{зак}^А - V_{об}| = 1,088 \text{ км/с}$$

Затраты топлива на выполнение манёвров:

$$\Delta V_3 = J_{к+в}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{квтк}^{сух} + m_{топл1}}{m_{квтк}^{сух}}\right) \rightarrow m_{топл1} = 1203,8 \text{ кг}$$

$$\Delta V_2 = J_{к+в}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{квтк}^{сух} + m_1 + m_{топл1} + m_{топл2}}{m_{квтк}^{сух} + m_1 + m_{топл1}}\right) \rightarrow m_{топл2} = 6794,1 \text{ кг}$$

$$\Delta V_1 = J_{к+в}^{уд} \times \ln\left(\frac{m_{квтк}^{сух} + m_1 + m_{топл1} + m_{топл2} + m_{топл3}}{m_{квтк}^{сух} + m_1 + m_{топл1} + m_{топл2}}\right) \rightarrow m_{топл3} = 10\,654,3 \text{ кг}$$

$$\Sigma m_{топл} \times 1,05 = m_{квтк}^{топл} = 19584,8 \text{ кг} < 19600 \text{ кг}$$

2.3.2 Расчёт перелёта модуля в составе ТЭМ «Зевс» на ЦО

При данном перелёте тягой происходит раскручивание вокруг Земли до околоземной орбиты базирования. Движение происходит за счет малой тяги, направленной по трансверсали.

Время перелёта при малой тяге найдём по методике, изложенной в [13]:

Запишем начальные условия данного перелёта: $\mu_3 = 398600 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$ - гравитационный параметр Земли; $R_{об} = 13821 \text{ км}$ - радиус ОБ; $R_{цО} = 150000 \text{ км}$ - радиус ЦО; $F = 12 \text{ Н}$ - суммарная тяга ЭРДУ; $J_{ЭРД}^{уд} = 70 \frac{\text{км}}{\text{с}}$ - удельный импульс тяги.

Найдём начальное реактивное ускорение ЛТС:

$$a = \frac{F}{m_1 + m_{зевс}} = 2,98 \cdot 10^{-7} \frac{\text{км}}{\text{с}^2}.$$

Время перелёта найдём по приближённой формуле

$$T_k = \frac{J_{ЭРД}^{уд}}{a} \left(1 - \exp \left(\frac{\sqrt{\mu_3}}{J_{ЭРД}^{уд}} \left(\frac{1}{\sqrt{R_{об}}} - \frac{1}{\sqrt{R_{цО}}} \right) \right) \right) = 1,2228 \cdot 10^7 \text{ с} = 141,5 \text{ сут.}$$

Чтобы найти получившуюся орбиту при перелёте, время активного участка которого составило $T_{\text{акт}} = T_k$, составим и решим систему ДУ с граничными условиями:

$$\begin{cases} r'' - r(\varphi')^2 = -\frac{\mu_3}{r^2}; \\ r\varphi'' + 2r'\varphi' = \frac{F}{m} \end{cases}$$

Граничные условия:

$$r(0) = R_{0Б}; r'(0) = 0;$$

$$\varphi(0) = 0; \varphi'(0) = \frac{V_{0Б}}{R_{0Б}}$$

$$r = r(t); \varphi = \varphi(t); m = m(t) = \begin{cases} m_{\text{ПН}} + m_{\text{ТЭМ}} - \Delta m \times t, & t < T_{\text{акт}} \\ m_{\text{ПН}} + m_{\text{ТЭМ}} - \Delta m \times T_{\text{акт}}, & t \geq T_{\text{акт}} \end{cases}$$

$$F(t) = F \times H(T_{\text{акт}} - t)$$

Решение системы ДУ получено путём численного интегрирования в пакете Wolfram Mathematica. Траектория движения КА и его реальная орбита:

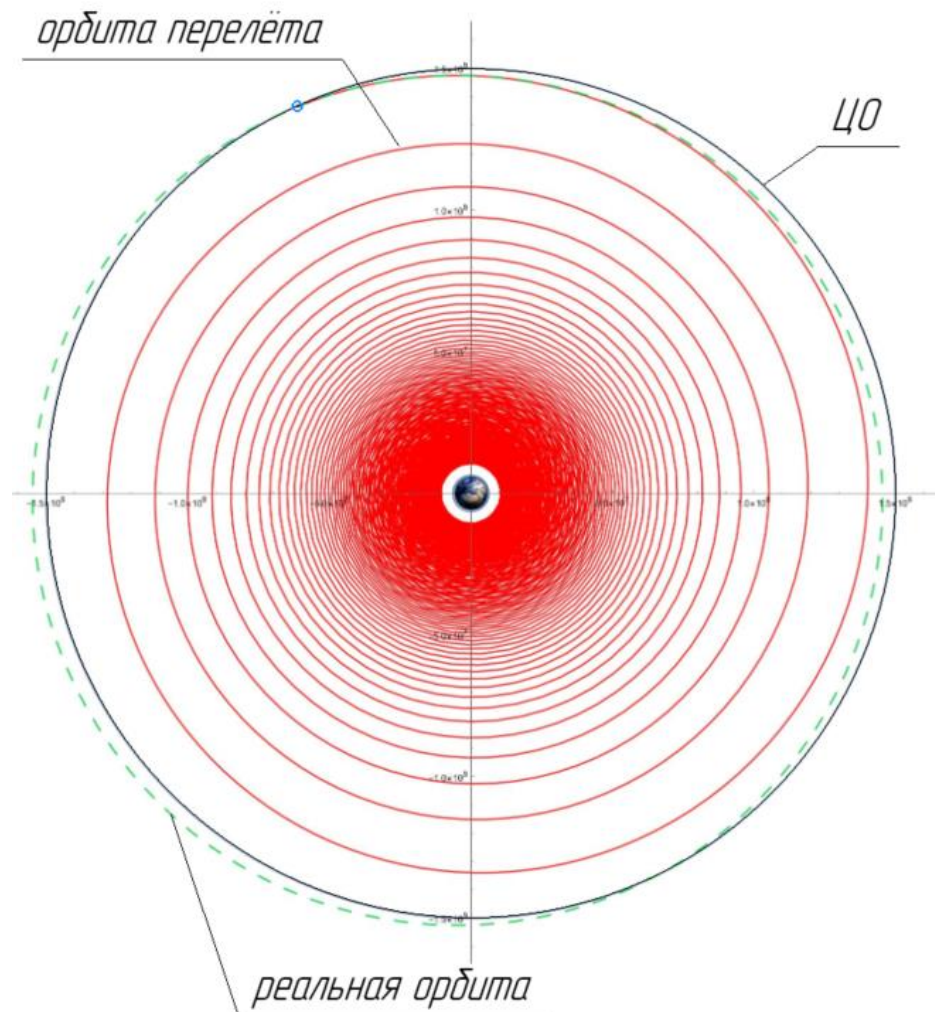


Рисунок 12 – Траектория движения модуля в составе ТЭМ и его реальная орбита

Отметим, что полученная орбита существенно отличается от целевой: она имеет эксцентриситет.

Приведение орбиты к целевой будет выполнено следующим образом:

1. Поиск методом бинарного поиска времени $T_{\text{акт}}$, при котором радиус апоцентра реальной орбиты будет равен радиусу целевой орбиты.

2. Расчёт необходимого импульса ΔV , который необходимо выдать в точке апоцентра, чтобы сделать орбиту круговой. Время манёвра $T_{\text{маневр}}$ соответствует времени, при котором КА в апоцентре.

3. Расчёт времени работы ДУ $T_{\text{раб}}$. Включение ДУ происходит за время $T_{\text{раб}}/2$ до времени манёвра $T_{\text{маневр}}$

Также внесены соответствующие коррективы в ϕ -ии $F(t)$ и $m(t)$.

Алгоритм бинарного поиска был реализован в пакете Wolfram Mathematica, найденное время $T_{\text{акт}} = 1,21419 \cdot 10^7$ с

Таким образом, получим промежуточную траекторию со следующими параметрами:

Таблица 15 – Параметры промежуточной орбиты

<i>Параметры промежуточной орбиты</i>	
<i>Радиус апоцентра, $R_{\text{пром}}^A$</i>	<i>150 000 км</i>
<i>Радиус перицентра, $R_{\text{пром}}^P$</i>	<i>140 491 км</i>
<i>Эксцентриситет, $e_{\text{пром}}$</i>	<i>0,033</i>
<i>Параметр, $p_{\text{пром}}$</i>	<i>145 090 км</i>
<i>Скорость ЛА в апоцентре $V_{\text{пром}}^A$</i>	<i>1,603 км/с</i>

Предположим, что время выдачи импульса соответствует случаю большой тяги. Тогда величина импульса, необходимого запаса рабочего тела и время выдачи импульса:

$$\Delta V = |v_{\text{цО}} - v_{\text{пром}}^A| = 26,8986 \text{ м/с}$$

$$m_{\text{имп}}^{PT} = 14,679 \text{ кг}$$

$$T_{\text{раб}} = m_{\text{имп}}^{PT} / \Delta m = 85630 \text{ с}$$

Время оборота КА по ЦО составляет:

$$T_{\text{цО}} = \frac{2\pi R_{\text{цО}}}{v_{\text{цО}}} = 578207 \text{ с}$$

Полученное время $T_{\text{раб}}$ меньше 1/4 времени оборота КА на ЦО, значит тягу можно считать большой.

Внеся изменения в функции массы и силы, соответствующие повторному включению двигателей, и, решив систему ДУ ещё раз, получим итоговую орбиту:

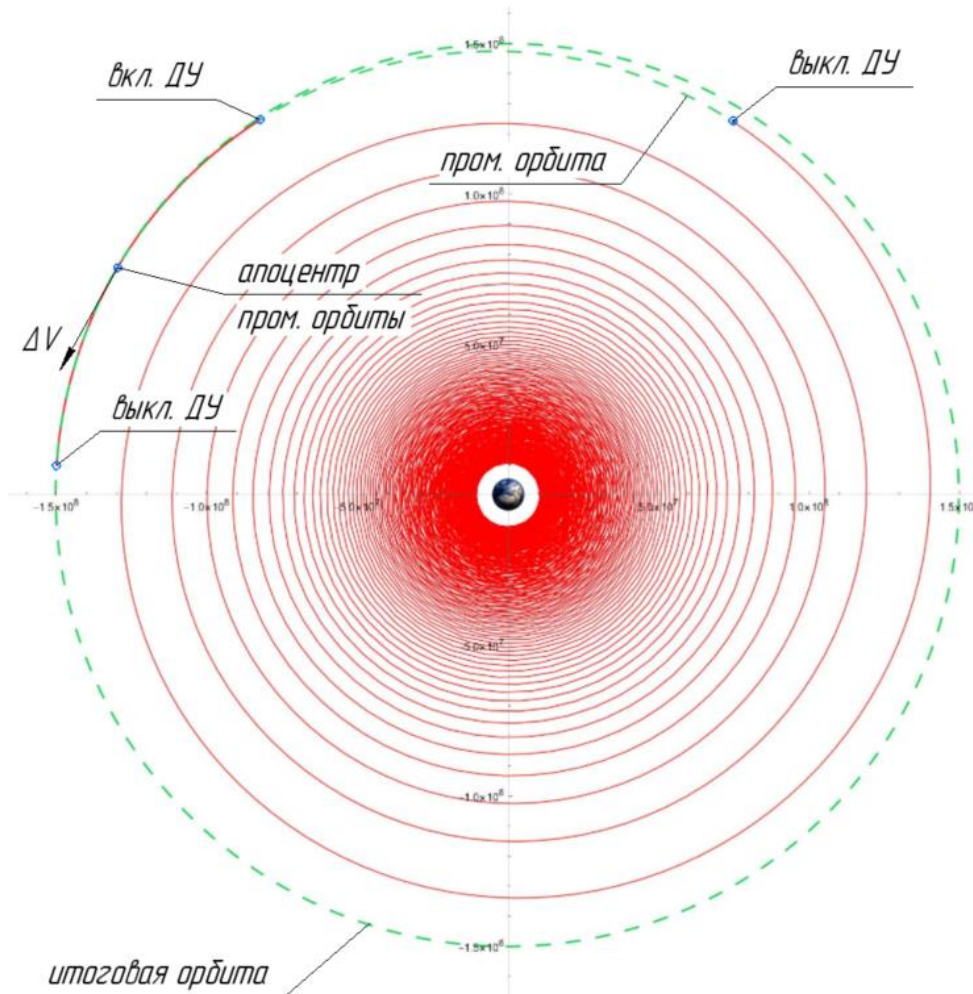


Рисунок 13 – Траектория движения модуля в составе ТЭМ и его итоговая орбита

Таблица 16 – Параметры итоговой орбиты

<i>Параметры итоговой орбиты</i>	
<i>Радиус апоцентра, R^A</i>	<i>150 231 км</i>
<i>Радиус перицентра, $R^П$</i>	<i>149 730 км</i>
<i>Эксцентриситет, e</i>	<i>0,00167</i>
<i>Параметр, p</i>	<i>149 980 км</i>
<i>Наклонение, i</i>	<i>51,88°</i>
<i>Скорость ЛА средняя V^{cp}</i>	<i>1,630 км/с</i>

Наклонение орбиты в ходе выведения КА не изменялось и соответствует запуску с космодрома Восточный с нулевым азимутом пуска.

2.4 Оценка вековых уходов и запаса рабочего тела на борту

Станция должна сохранять наклонение и эксцентриситет своей орбиты. Считаем, что значительное возмущение параметров оказывает только взаимодействие с Луной и Солнцем. По формулам из [2] были найдены вековые уходы за один оборот и за время эксплуатации станции (пусть оно составляет 20 лет):

<i>За один оборот станции:</i>	<i>За время эксплуатации станции:</i>
$\delta e_{od} = 7,17 \times 10^{-6}$	$\delta e_{эспл} = 0,00783$
$\delta i_{od} = -5,388 \times 10^{-7} \text{ град}$	$\delta i_{эспл} = -0,0337 \text{ град}$

Таким образом, на всё время эксплуатации необходимый запас характеристической скорости составляет всего 4,9 м/с, а необходимая масса рабочего тела в случае топливной пары АТ/НДМГ составляет всего 65,3 кг.

На основании полученной массы рабочего тела оценим объёмы сферических баков с компонентами топлива в составе станции.

Принимаем массовое отношение компонентов $K_m = \frac{m_{ок}}{m_{гор}} = 2,03[14]$.

$$m_{\text{топ}} = m_{\text{ок}} + m_{\text{гор}} = 65,3 \text{ кг}$$

$$m_{\text{гор}} = m_{\text{топ}} - m_{\text{ок}} = m_{\text{топ}} - K_m * m_{\text{гор}}$$

$$m_{\text{гор}}(1 + K_m) = m_{\text{топ}}$$

$$m_{\text{гор}} = \frac{m_{\text{топ}}}{1 + K_m} = 21,55 \text{ кг}$$

$$m_{\text{ок}} = m_{\text{гор}} * K_m = 43,75 \text{ кг}$$

Плотность компонентов:

$$\text{АТ} - \quad \rho_{\text{ок}} = 1440 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

$$\text{НДМГ} - \quad \rho_{\text{гор}} = 790 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$$

Объёмы баков:

$$\text{Бак окислителя} - V_{\text{ок}} = \frac{m_{\text{ок}}}{\rho_{\text{ок}}} = 0,0304 \text{ м}^3$$

$$\text{Бак горючего} - V_{\text{гор}} = \frac{m_{\text{гор}}}{\rho_{\text{гор}}} = 0,0273 \text{ м}^3$$

Диаметры сферических баков:

$$\text{Бак окислителя} - D_{\text{ок}} = 2 * \sqrt[3]{V_{\text{ок}} * \frac{3}{4 * \pi}} = 0,387 \text{ м}$$

$$\text{Бак горючего} - D_{\text{гор}} = 2 * \sqrt[3]{V_{\text{гор}} * \frac{3}{4 * \pi}} = 0,374 \text{ м}$$

Принимаем диаметры баков по 40 см.

Таким образом, делаем вывод о том, размеры баков, содержащих компоненты топлива для коррекции орбиты, не являются определяющими.

Список литературы

1. Воздействие космической деятельности на окружающую среду. Текст/документ ООН А/АС. 105/344 от 23 ноября 1984 г.
сновы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: учеб. пособие / В. В. Зеленцов, В. П. Казаковцев. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. – 174, [2] с.: ил.
3. Средства выведения космических летательных аппаратов: учебное пособие / А. В. Беляев, В. В. Зеленцов, Г. А. Щеглов. — Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.
4. Салют-7 / [Электронный ресурс] // Википедия: [сайт]. — URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Салют-7> (дата обращения: 21.12.2024).
5. Международная космическая станция / [Электронный ресурс] // Википедия: [сайт]. — URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Международная_космическая_станция (дата обращения: 21.12.2024).
6. Звезда (модуль МКС) / [Электронный ресурс] // Википедия: [сайт]. — URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Звезда_\(модуль_МКС\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Звезда_(модуль_МКС)) (дата обращения: 21.12.2024).
7. Служебный модуль «Звезда» / [Электронный ресурс] // ГКНПЦ им. М.В. Хруничева: [сайт]. — URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=54> (дата обращения: 21.12.2024).
8. SOHO (космический аппарат) / [Электронный ресурс] // Википедия : [сайт].- URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/SOHO_\(космический_аппарат\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/SOHO_(космический_аппарат)) (дата обращения: 21.12.2024).
9. Хаббл (телескоп) / [Электронный ресурс] // Википедия : [сайт]. – URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Хаббл_\(телескоп\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Хаббл_(телескоп)) (дата обращения: 21.12.2024).
10. KBTK / [Электронный ресурс] // Википедия : [сайт]. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/KBTK> (дата обращения: 21.12.2024).
11. Транспортно-энергетический модуль / [Электронный ресурс] // Википедия : [сайт]. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Транспортно-энергетический_модуль (дата обращения: 21.12.2024).
12. Ракета-носитель «Ангара-А5». — Текст : электронный // Роскосмос : [сайт]. — URL: <https://www.roscosmos.ru/36320/> (дата обращения: 21.12.2024)
13. Механика космического полета / М. С. Константинов, Е. Ф. Каменков, Б. П. Перелыгин, В. К. Безвербый. — Москва : Машиностроение, 1989. — 408 с. — Текст : непосредственный.

14. Определение рабочего соотношения компонентов топлива «АТ + НДМГ» в камере сгорания / А.А. Савиных, Г.В. Гриценко, М.А. Марк, М.А. Погорелов, К.А. Скрыпкин, В.А. Юрьев. – Санкт-Петербург : БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
15. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин – Москва : Машиностроение, 1980. – 533 с., ил.