

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЁВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

Институт ракетно-космической техники

Кафедра динамики полёта и систем управления

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

по дисциплине

«Основы теории полёта»

Проектирование космической миссии «Dawn»

Выполнил

студент группы 1408-240501D

Хайруллин И.И.

Проверил

Старший преподаватель кафедры ДПСУ

Файн М.К.

САМАРА 2021

ЗАДАНИЕ
на курсовую работу
по основам теории полёта
студенту Хайруллину И.И. группы 1408

1. Выбрать КА для построения его траектории на сайте Horizons JPL
2. Найти сроки миссии КА и планету (или другое небесное тело), на которую он летел.
3. Рассчитать вывод КА на орбиту Земли и последующий переход на орбиту целевого небесного тела.
4. Построить траектории движения КА (фактическую расчётную)
5. Посчитать численные погрешности между расчётной траекторией и фактической

РЕФЕРАТ

Пояснительная записка 26 с, 14 рисунков, 4 источника

МЕЖПЛАНЕТНАЯ МИССИЯ «DAWN», МАЛАЯ ТЯГА, ИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ, ЗЕМЛЯ, СПИРАЛЬНЫЙ ПЕРЕХОД, ОРБИТА.

Объектом исследования является орбитальный аппарат NASA «Dawn».

Целью курсового проекта является приобретение навыков практического использования знаний по курсу основ теории полёта в процессе самостоятельной работы со специальной и справочной литературой по механике космического полёта.

В процессе выполнения курсового проекта использовались дифференциальные уравнения для расчёта спирально перелёта.

Составлена баллистическая схема, рассчитаны эфемериды небесных тел, определены координаты и скорости небесных тел в гелиоцентрической системе координат; рассчитаны массовые характеристики и скорости при манёврах КА, произведён расчёт гелиоцентрического участка по дифференциальным уравнениям.

Содержание

ВВЕДЕНИЕ	5
1 ОПИСАНИЕ МИССИИ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АМС	6
2 БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ СХЕМА ПОЛЁТА	10
2.1 ДАТЫ И ВАЖНЫЕ ДЛЯ РАСЧЁТА СОБЫТИЯ МИССИИ	11
3 СИСТЕМА HORIZONS JPL.....	12
4 ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАДИАЛЬНОЙ И ТРАНСВЕРСАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ДЛЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ДВИЖЕНИЯ КА ПО ДЕКАРТОВЫМ КООРДИНАТАМ	14
5 ФОРМИРОВАНИЯ АЛГОРИТМА РАСЧЕТА ПЛАНЕТОЦЕНТРИЧЕСКИХ МАНЕВРОВ МЕЖПЛАНЕТНЫХ КА	16
5.1 РАСЧЁТ ПЛАНЕТОЦЕНТРИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ С ДВИГАТЕЛЕМ БОЛЬШОЙ ТЯГИ.....	17
6 РАСЧЕТ СПИРАЛЬНОГО ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ-МАРС-ВЕСТА-ЦЕРЕРА	19
7. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА В RUTHON	21
7.1 ПЕРЕЛЁТ КА ЗЕМЛЯ-МАРС	22
7.2 ПЕРЕЛЁТ КА МАРС-ВЕСТА.....	23
7.3 ОБЛЁТ ВЕСТЫ	25
7.4 ПЕРЕЛЁТ ВЕСТА-ЦЕРЕРА	26
7.5 СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ ДУ И УГЛОМ Λ	27
8 СРАВНЕНИЕ РАССЧИТАННОЙ И РЕАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИЙ	29
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	30
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	31
ПРИЛОЖЕНИЕ А.	32
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	42

ВВЕДЕНИЕ

Исследование астероидов Солнечной системы позволяют получить данные о раннем развитии вселенной. В данной работе будет рассмотрено несколько основных этапов миссии «Рассвет»: вывод КА за пределы влияния Земли, и расчёт манёвров для спирального перехода. Для расчетов была взята траектория полета Земля–Марс–Веста–Церера орбитального аппарата NASA «Dawn».

1 Описание миссии и основные характеристики АМС

автоматическая межпланетная станция (АМС), запущенная NASA 27 сентября 2007 года для исследования астероида Веста и карликовой планеты Цереры. «Dawn» стал первой миссией по исследованию с орбиты более одного небесного тела, первым аппаратом, работавшим на орбите астероида главного пояса (с 2011 по 2012 год) и первым на орбите карликовой планеты (с 2015 года по настоящее время).

Название АМС (англ. "Рассвет", "Заря") не связано с какой-то конкретной личностью, а является простым образом, характеризующим основную цель — получение информации, которая поможет лучше изучить ранние этапы формирования Солнечной системы. Веста и Церера — наиболее массивные астероиды, практически полностью уцелевшие в процессе всей эволюции Солнечной системы и поэтому сохранившие свидетельства о физико-химических условиях «на заре» образования нашей планетной системы.

Таким образом, миссия Dawn по изучению этих астероидов связывает исследование каменных тел внутренней Солнечной системы и ледяных во внешней части. Она состоит в достижении следующих целей:

- 1) Исследовать внутреннюю структуру, плотность (определить объёмную плотность с точностью не ниже 1 %) и однородность двух протопланет
- 2) Определить поверхностный рельеф и кратерирование
- 3) Определить распределение массы, построить гравитационное поле (с полуволновым разрешением не ниже 90 км и 300 км соответственно), установить расположение главных осей, осей вращения (с точностью не ниже 0,5 %), получить моменты инерции для обоих тел
- 4) Установить точную форму, размер, состав и массу Весты и Цереры

- 5) Изучить роль воды в процессе эволюции астероидов
- 5) Проверить теорию, что Веста является источником каменных метеоритов типа HED (говардитов, эукритов и диогенитов), и описать их с геологической точки зрения, а также определить, какие метеориты происходят с Цереры.

Для этого должны быть выполнены следующие задачи:

Получить изображения не менее 80 % поверхности Весты и Цереры с разрешением не хуже 100 м/пиксель и 200 м/пиксель соответственно и отношением сигнал/шум не ниже 50 без фильтра и как минимум в 3 цветных фильтрах

Произвести картографирование поверхности с помощью спектрометра в диапазоне волн с длиной 0,4-5,0 мкм

Топографировать не менее 80 % поверхности Весты с горизонтальным разрешением не хуже 100 м и вертикальным — не хуже 10 м, а Цереры — с горизонтальным разрешением не хуже 200 м и вертикальным — не хуже 20 м

Осуществить радиозондирование для определения параметров, характеризующих Весту и Цереру с точки зрения динамики твёрдого тела.



Рисунок 1 – КА «Dawn»

Необходимые для расчётов характеристики приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Характеристики КА «Dawn» и РБ «Thiokol Star-48B»

Наименование	Значение	Единицы измерения
Масса (вместе с топливом)	747.1	кг
Масса топлива	425	кг
Удельный импульс собственной двигательной установки	3200-1900	с
Тяга	57-276	мН
Разгонный блок	Thiokol Star-48B	-
Масса (вместе с топливом)	2114	кг
Масса топлива	2000	кг
Удельный импульс	287	с
Тяга	67.20	кН
Двигатель для вывода из зоны действия Земли	Aerojet AJ10-118K	-
Удельный импульс	319	с
Тяга(Вакуум)	43.37	кН

2 Баллистическая схема полёта

С целью более детально исследовать астероиды, Запуск аппарата был выполнен 27 сентября 2007 года.

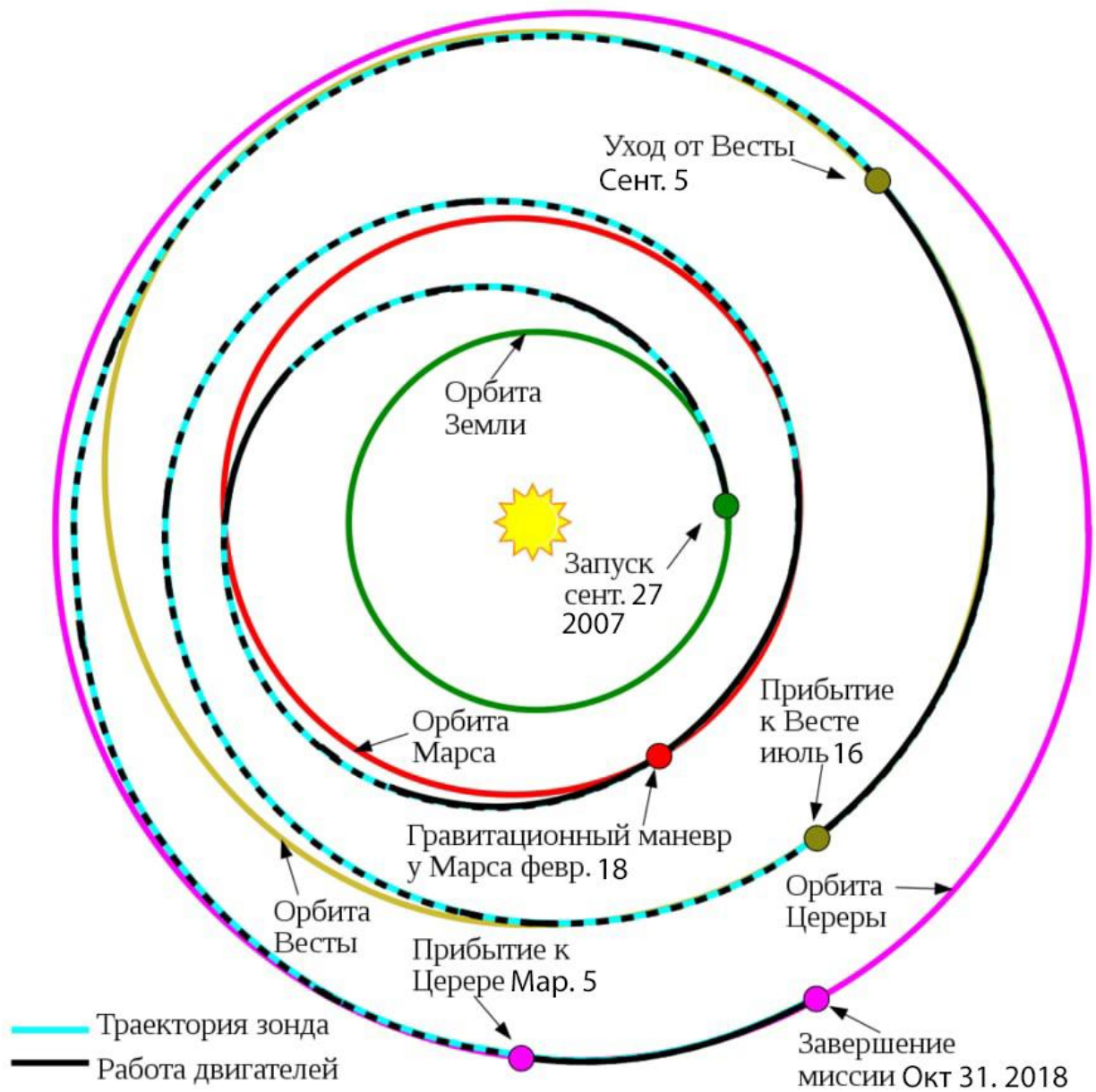


Рисунок 2 – Баллистическая схема миссии «Dawn»

2.1 Даты и важные для расчёта события миссии

Таблица 2 – Даты и важные для расчёта события миссии

Дата	Событие
27.09.2007	Запуск аппарата с мыса Канаверал на РН «Delta-II»
18.02.2009	Гравитационный манёвр у Марса с набором скорости.
16.07.2011	Прибытие в район Весты и переход на орбиту спутника астероида. Начало исследования астероида Веста
05.05.2012	Уход по раскручивающейся спирали из гравитационного поля Весты и переход на орбиту полёта к Церере.
05.03.2015	Прибытие на Цереру

3 Система Horizons JPL

Для оптимизации миссии необходимо знать положения планет старта и назначения во все ключевые моменты перелета (на даты начала и конца участков).

Система Horizons JPL обеспечивает легкий доступ к ключевым данным по солнечной системе (714495 астероидов, 3417 комет, 178 спутников планет, 8 планет, Солнце, L1, L2, некоторые космические аппараты и барицентры систем) и позволяет получить высокоточные эфемериды для большинства известных объектов Солнечной системы. Horizons обеспечивается группой Динамики Солнечной Системы из Лаборатории Реактивного Движения (JPL).

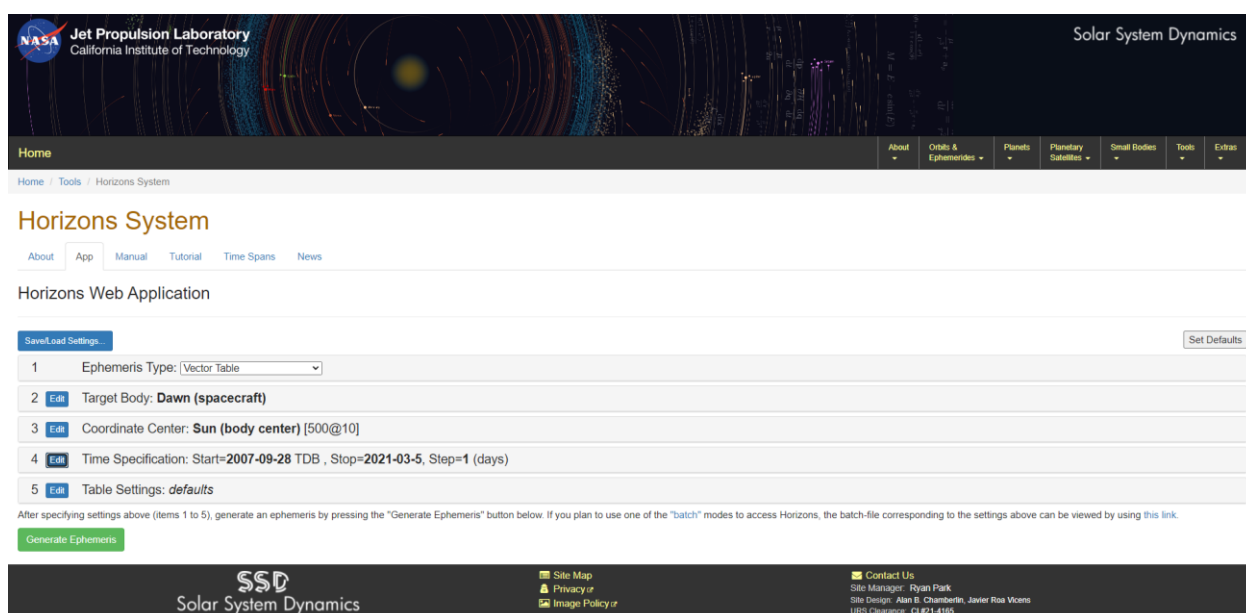


Рисунок 3 – Интерфейс системы Horizons JPL.

Параметры, полученные с помощью данного интерфейса для Земли, Марса, Весты Цереры и КА представлены в репозитории GitHub.

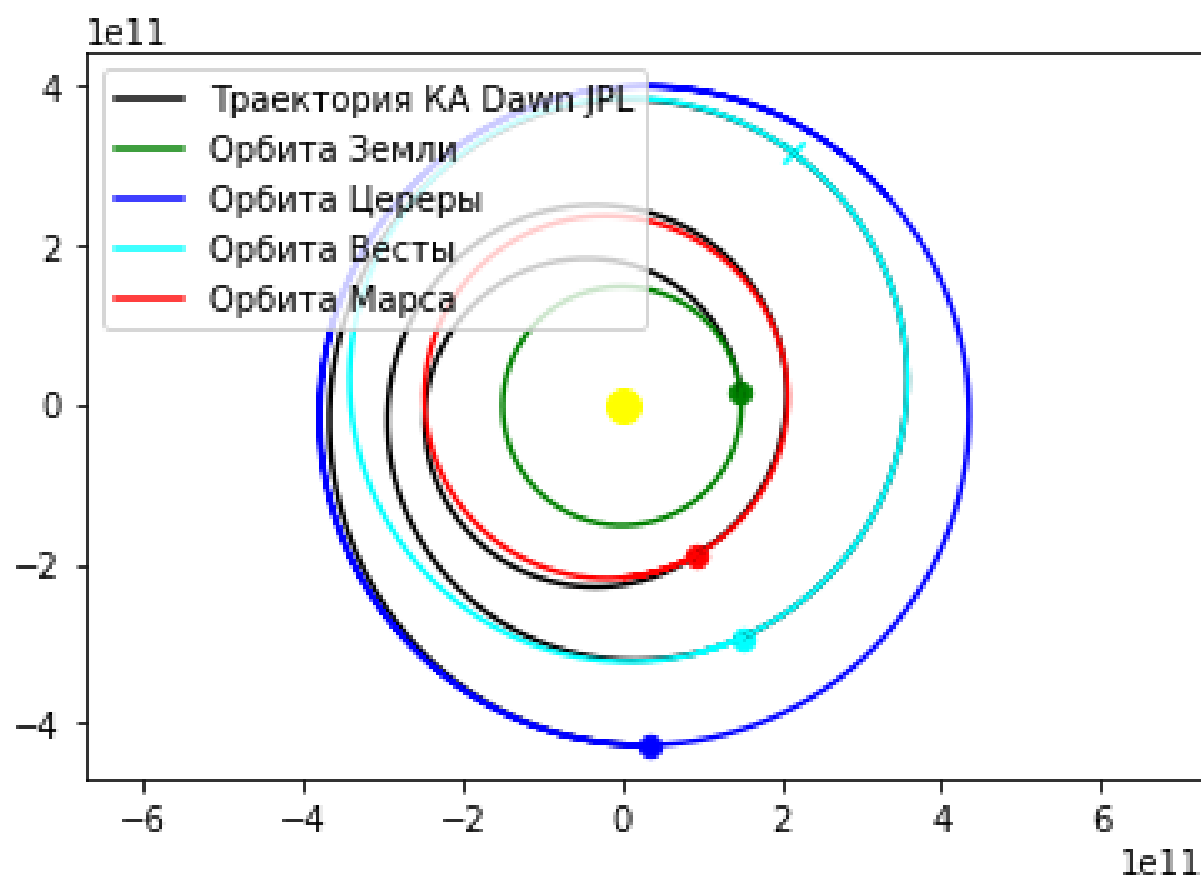


Рисунок 4 – Схема миссии «Dawn» на основании данных из JPL

4 Определение радиальной и трансверсальной скорости для начальных условий движения КА по декартовым координатам

Определим компоненты радиус-вектора и вектора скорости КА в инерциальной гелиоцентрической системе координат по данным из Horizons JPL.

Пусть известно: V_x, V_y, X, Y . Необходимо перевести полученные данные из декартовой в полярную инерциальную гелиоцентрическую систему координат для расчёта баллистической схемы перелёта, используются соответствующие уравнения:

$$\begin{cases} r = \sqrt{X^2 + Y^2}; \\ \varphi = \operatorname{atan} \frac{Y}{X}; \\ V_r = \frac{(\vec{r}, \vec{v})}{r}. \\ V_\varphi = \sqrt{V^2 - V_r^2} \end{cases} \quad (1)$$

Таблица 3 – Значения скоростей и координат для межпланетных переходов

Планета	$x \cdot 10^8,$ км	$y \cdot 10^8,$ км	$r \cdot 10^8,$ км	φ , гр.	$V_x,$ км/с	$V_y,$ км/с	$V,$ км/с	$V_\varphi,$ км/с	$V_r,$ км/с
Земля	1.494	0.116	1.499	4.462	-3.267	33.458	33.617	33.610	-0.653
Марс	0.934	-1.888	2.107	-63.665	22.399	14.179	26.510	26.365	-2.771
Веста	2.148	3.146	3.809	55.680	-14.304	10.564	17.782	17.770	0.660

5 Формирования алгоритма расчета планетоцентрических маневров межпланетных КА

Расчетные формулы для вычисления траектории, а также длительности и расхода рабочего тела набора параболической скорости в поле тяготения планет зависят от типа двигательной установки, используемой КА.

В случае использования двигателя большой тяги (ХДУ), используем импульсную постановку задачи для определения характеристической скорости, формулу Циолковского для определения расхода рабочего тела и формулу для времени движения по параболической орбите для определения времени маневра.

Для вывода «Dawn» из сферы действия Земли, используется третья ступень РН «Delta-II». Используя программный пакет Wolfram Mathematica, произведем расчёт количества топлива необходимого для вывода КА из сферы действия Земли.

Таблица 4 – Значения количества топлива, необходимого КА для выхода из сферы действия Земли

Описание	Значение
Время движения до выхода из сферы действия, с	$6.7 \cdot 10^5$
Угловая дальность геоцентрического движения, град	94
Параболическая скорость на опорной орбите, км/с	10,93
Круговая скорость на опорной орбите, км/с	7,47
Характеристическая скорость манёвра, км/с	3.178
Избыток скорости на границе сферы действия, км/с	0.0794
Расход рабочего тела на перелёт, кг	2000

5.1 Расчёт планетоцентрического движения с двигателем большой тяги.

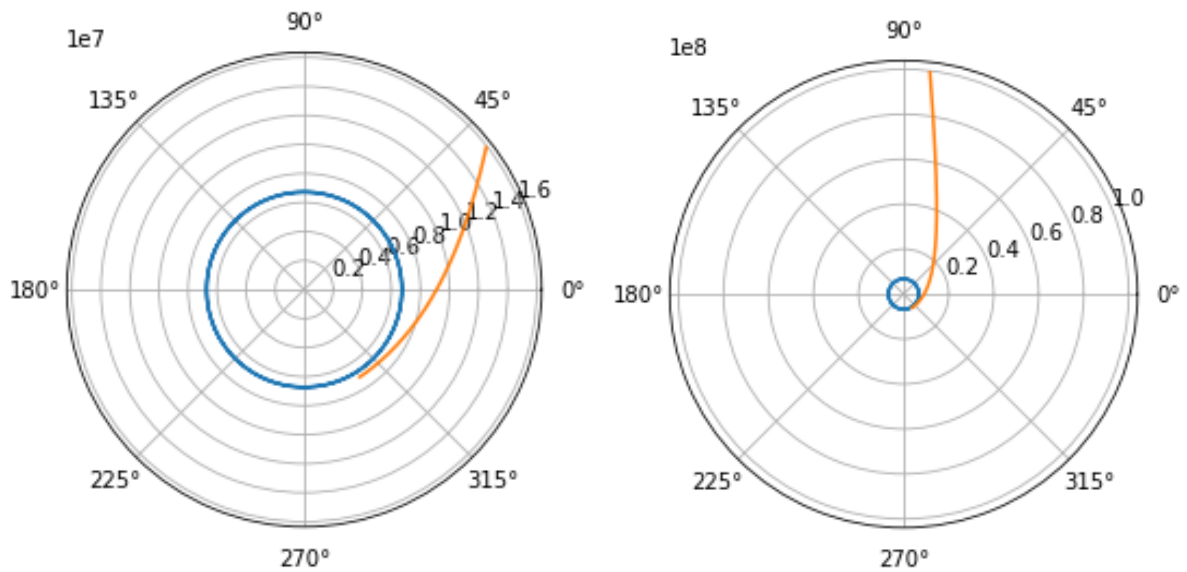


Рисунок 5 – Траектория планетоцентрического движения с двигателем большой тяги.

Для расчёта перехода на гелиоцентрическую орбиту воспользуемся векторной суммой положения КА относительно Земли и положением земли относительно Солнца.

Время движения до выхода из сферы действия земли:

$$t := \frac{1}{3\sqrt{\mu}}(r_0 + r_d)\sqrt{2 \cdot r_d - r_0} \quad (2)$$

Угловая дальность геоцентрического движения:

$$\theta = 2 \cdot \text{atan}\left(2 \frac{r_d}{r_0} - 1\right) \quad (3)$$

Траектория выхода КА из сферы действия Земли:

$$r = \frac{2}{1 + \cos(\theta)} \quad (4)$$

Далее необходимо совместить полярную геоцентрическую СК с декартовой гелиоцентрической. Для это воспользуемся следующей формулой:

$$\bar{r}_{SD} = \bar{r}_{SE} + \bar{r}_{ED} \Rightarrow \begin{pmatrix} x_{SD} \\ y_{SD} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{SE} \\ y_{SE} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} r \cdot \cos(\theta) \\ r \cdot \sin(\theta) \end{pmatrix} \quad (5)$$

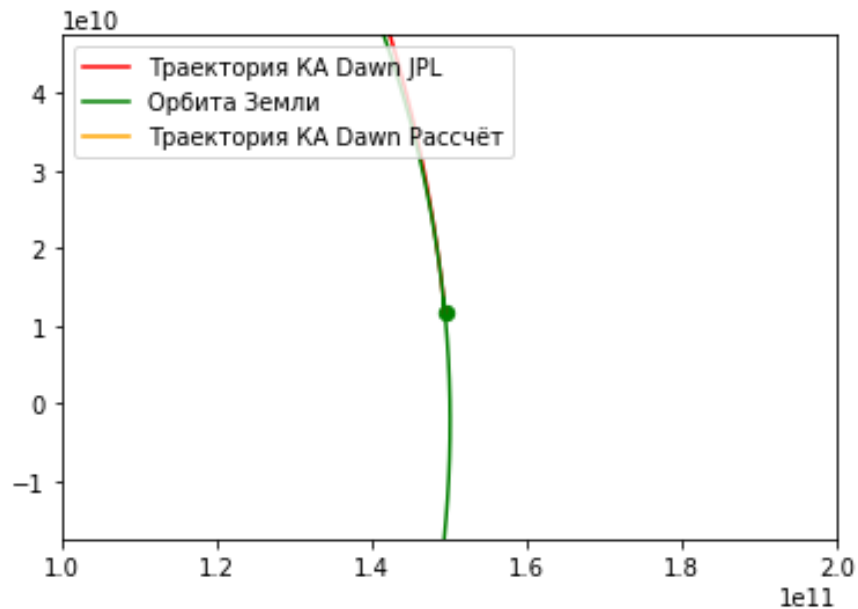


Рисунок 6 –Переход на гелиоцентрическую орбиту.

6 Расчет спирального перелёта Земля-Мартс-Веста-Церера

При расчёте по движения КА с солнечной установкой в задаче 2-х тел без учёта возмущений использовалась модель на рисунке 6.

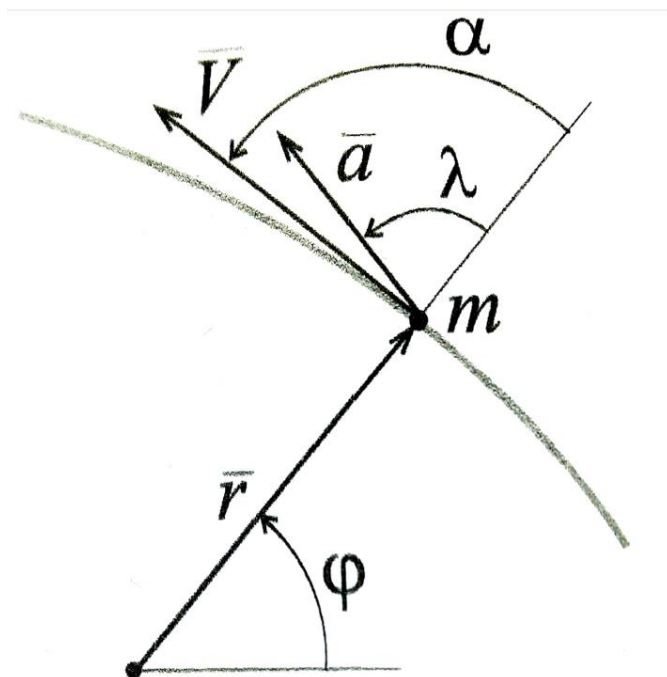


Рисунок 7 – Плоская полярная система координат

Движение КА с ДУ малой тяги описывается системой дифференциальных уравнений в поле притяжения материальной точки под действием трансверсально направленной постоянной тяги.

$$\begin{aligned}
 \frac{dr}{dt} &= V_r \\
 \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V_\varphi}{r} \\
 \frac{dV_r}{dt} &= \frac{V_\varphi^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} \pm \cos \lambda \cdot a \\
 \frac{dV_\varphi}{dt} &= -\frac{V_r V_\varphi}{r} \pm \sin \lambda \cdot a \\
 \frac{dm}{dt} &= \beta
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

Знак «+» в уравнениях (2) соответствует ускорению КА, знак «-» торможению.

V_r -радиальная составляющая скорости КА, V_φ -трансверсальная составляющая скорости КА, μ -гравитационный параметр Солнца.

Величина управляющего ускорения a и секундного расхода рабочего тела β описывается зависимостями:

$$a = \frac{F}{m} \cdot \left(\frac{r_0}{r}\right)^2 \cdot \delta \quad (7)$$

$$\beta = \frac{F}{c} \delta \quad (8)$$

Где δ -управление тягой, c – скорость истечения тела.

Попробуем решить систему дифференциальных уравнений с помощью метода Эйлера ($\Delta t = 86400$ с.).

$$r_{i+1} = r_i + V_r \cdot \Delta t$$

$$\varphi_{i+1} = \varphi_i + \frac{V_\varphi}{r_i} \cdot \Delta t$$

$$V_{r_{i+1}} = V_{r_i} + \left(\frac{V_\varphi^2}{r_i} - \frac{\mu}{r_i^2} \pm \cos \lambda \cdot a\right) \cdot \Delta t$$

$$V_{\varphi_{i+1}} = V_{\varphi_i} \left(-\frac{V_{r_i} V_{\varphi_i}}{r_i} \pm \sin \lambda \cdot a\right) \cdot \Delta t$$

$$m_{i+1} = m_i - \beta \cdot \Delta t$$

7. Моделирование перелёта в Python

Напишем цикл итерации метода и проверим его на сходимость в Python.

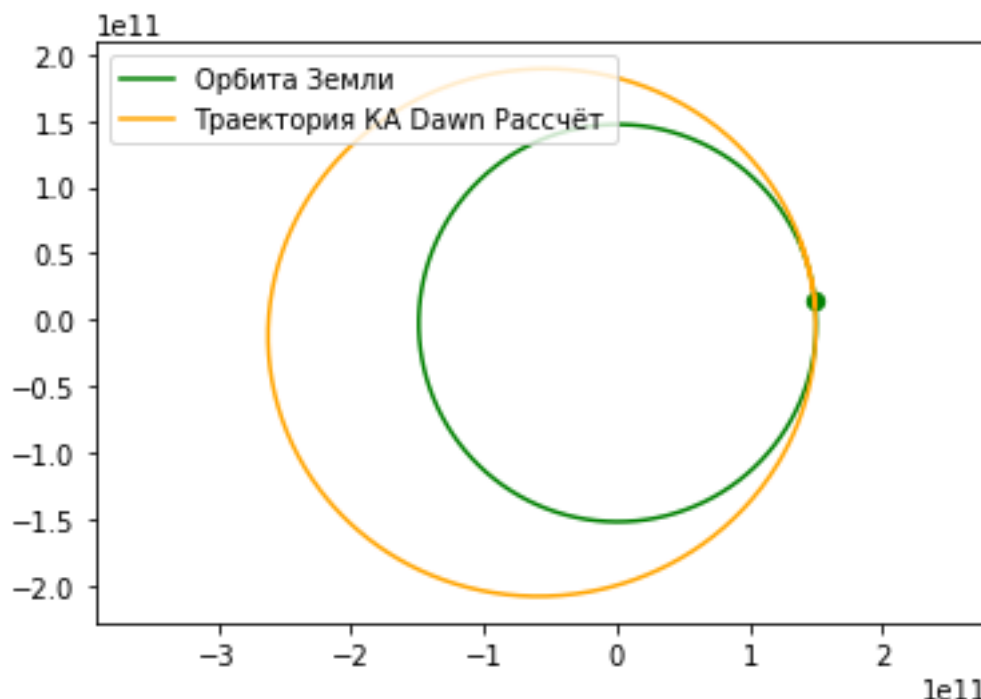


Рисунок 8 – Моделирование движения КА без включения тяги

Метод Эйлера удовлетворяет сходимости, поэтому используем его и произведем расчет спирального перелёта при помощи Python. Учитываем, что к Марсу аппарат летит по пролётной траектории. Находим значения управления для угла λ и функции тяги δ . Для этого перебираем значения стараясь минимизировать промах:

$$|\bar{r}_{\text{КА}} - \bar{r}_M| \rightarrow \min$$

Эмпирически выяснено что управление углом выгодно на ранних участках полёта. И лучший угол тот при котором вектор ускорения КА совпадает с вектором скорости КА.

7.1 Перелёт КА Земля-Марс

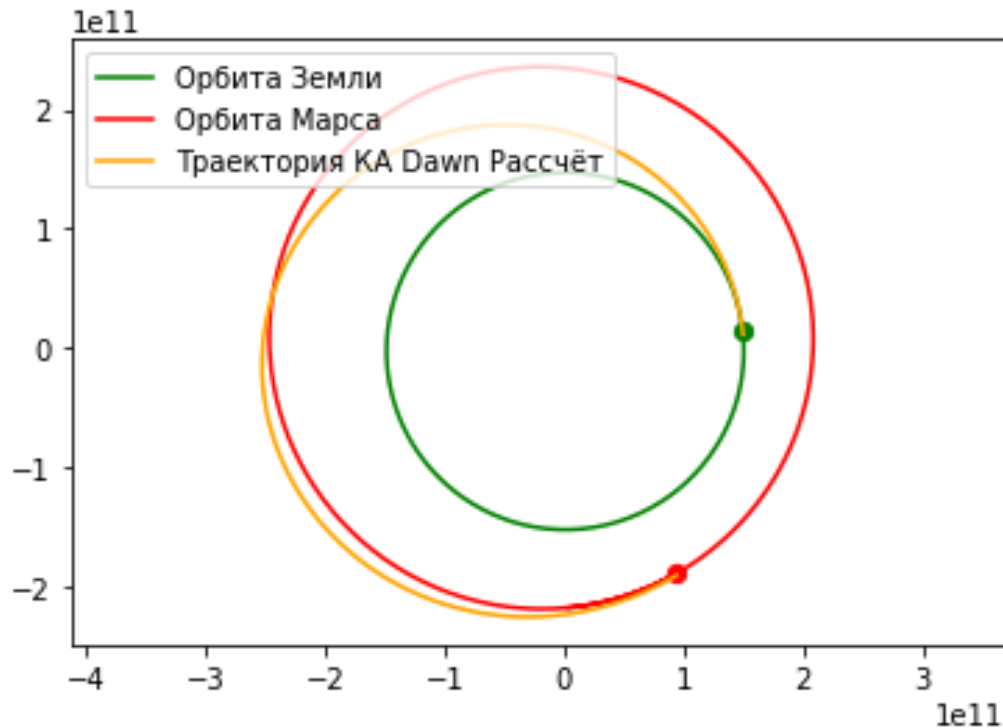


Рисунок 9 – Перелёт КА Земля-Марс

Таблица 5 – Значения количества топлива, необходимого КА для выполнения спирально перелёта Земля-Марс

```
while day < 510:
    CalcX.append(radius*m.cos(angle))
    CalcY.append(radius*m.sin(angle))
    F0=3*50*0.000
    lambd=m.pi/2
    if day > 50 and day <300:
        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)
        lambd=m.pi/2+m.pi/2.6
    if day > 299 and day <500:
        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)
        lambd=m.pi/2
    LambdMas[day-1]=lambd
    Thrust[day-1]=F0
    a = F0/mas
    consumption=F0/c0

    angle = angle + (phiV/radius)*dday*24*3600
    radius = radius + rV * dday*24*3600
    rV=rV+(pow(phiV,2)/radius-
    SunParam/pow(radius,2)+m.cos(lambd)*a)*dday*24*3600
    phiV=phiV+(-(rV*phiV)/radius+m.sin(lambd)*a)*dday*24*3600
    mas=mas-consumption*dday*24*3600
    day = day + dday
```

Описание	Значение
Первое приращение скорости, км/с	7.107
Расход рабочего тела для первого приращения скорости, кг	180
Время, необходимое для спирального перехода, сут	510
Конечная масса КА, кг	1037

7.2 Перелёт КА Марс-Веста

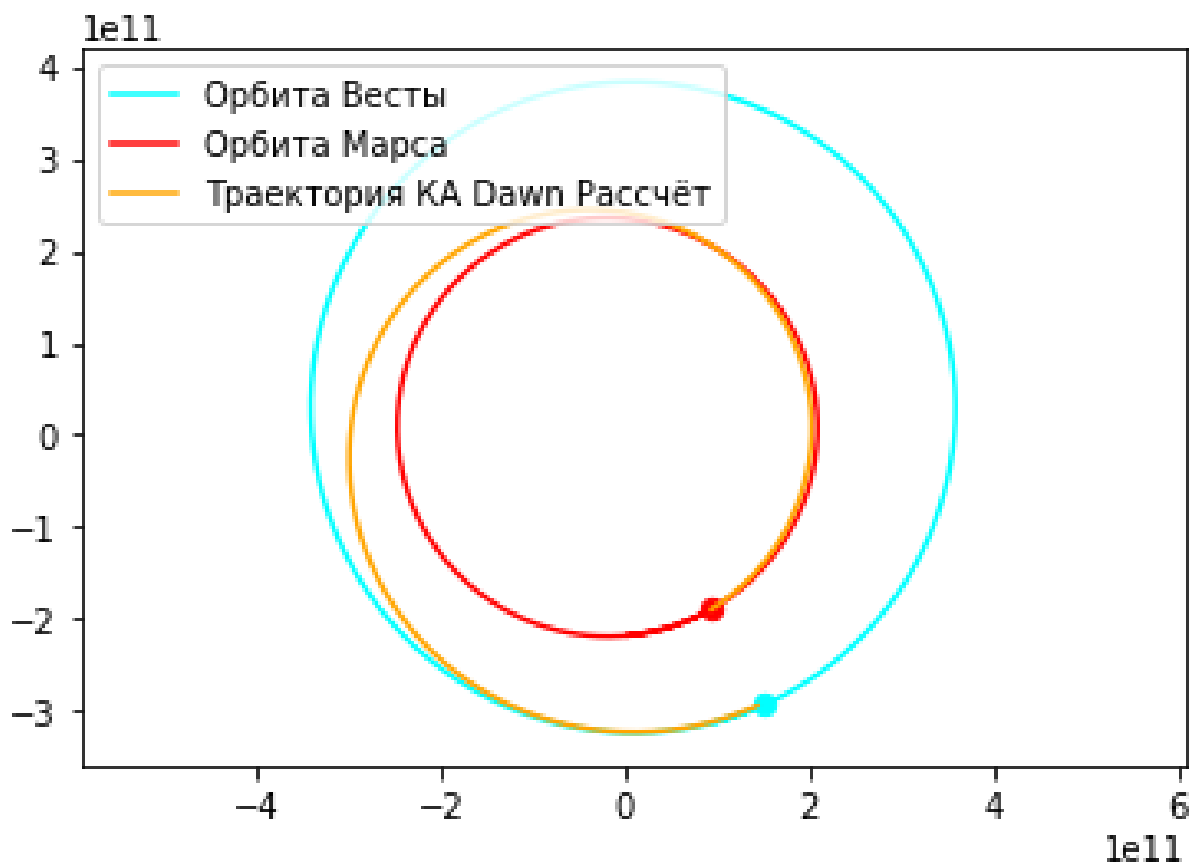


Рисунок 10 – Перелёт КА Марс-Веста

Гравитационный манёвр даёт новые начальные условия, которые приведены в таблице 3.

```

Vmars=np.array([2.239956000086868E+01, 1.417958296152212E+01])*1000
radius = m.sqrt(MarsX[-1]*MarsX[-1]+MarsY[-1]*MarsY[-1])
angle = m.atan(MarsY[-1]/MarsX[-1])

rV=(MarsX[-1]*Vmars[0]+MarsY[-1]*Vmars[1])/radius
mV0=m.sqrt(Vmars[0]*Vmars[0]+Vmars[1]*Vmars[1])

phiV=m.sqrt(mV0*mV0-rV*rV)

V=m.sqrt(phiV*phiV+rV*rV)/1000

##fly to Vesta

while day > 509 and day < 1357:
    CalcX.append(radius*m.cos(angle))
    CalcY.append(radius*m.sin(angle))
    F0=3*50*0.000
    lambd=m.pi/2
    if day > 723 and day <1250:
        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)
        lambd=m.pi/2+m.pi/200
    LambdMas[day-1]=lambd
    Thrust[day-1]=F0
    a = F0/mas
    consumption=F0/c0

    angle = angle + (phiV/radius)*dday*24*3600
    radius = radius + rV * dday*24*3600
    rV=rV+(pow(phiV,2)/radius-SunParam/pow(radius,2)+m.cos(lambd)*a)*dday*24*3600
    phiV=phiV+(-(rV*phiV)/radius+m.sin(lambd)*a)*dday*24*3600
    mas=mas-consumption*dday*24*3600
    day = day + dday

```

Таблица 6 – Значения количества топлива, необходимого КА для выполнения спирально перелёта Марс-Веста

Описание	Значение
Первое приращение скорости, км/с	6.47
Расход рабочего тела для первого приращения скорости, кг	130
Время, необходимое для спирального перехода, сут.	848
Конечная масса КА, кг	906

7.3 Облёт Весты



Рисунок 11 – Облёт Весты

На данном этапе была изучена поверхность и недра астероида Веста.

Здесь у КА была сложная многовитковая траектория, а также задача трёх тел, которая не входит в рамки курсовой работы.

```
##around the Vesta
while day > 1356 and day < 1804:
    lambd=m.pi/2
    LambdMas[day-1]=lambd
    CalcX.append(X[day])
    CalcY.append(Y[day])
    day = day + dday
```

7.4 Перелёт Веста-Церера

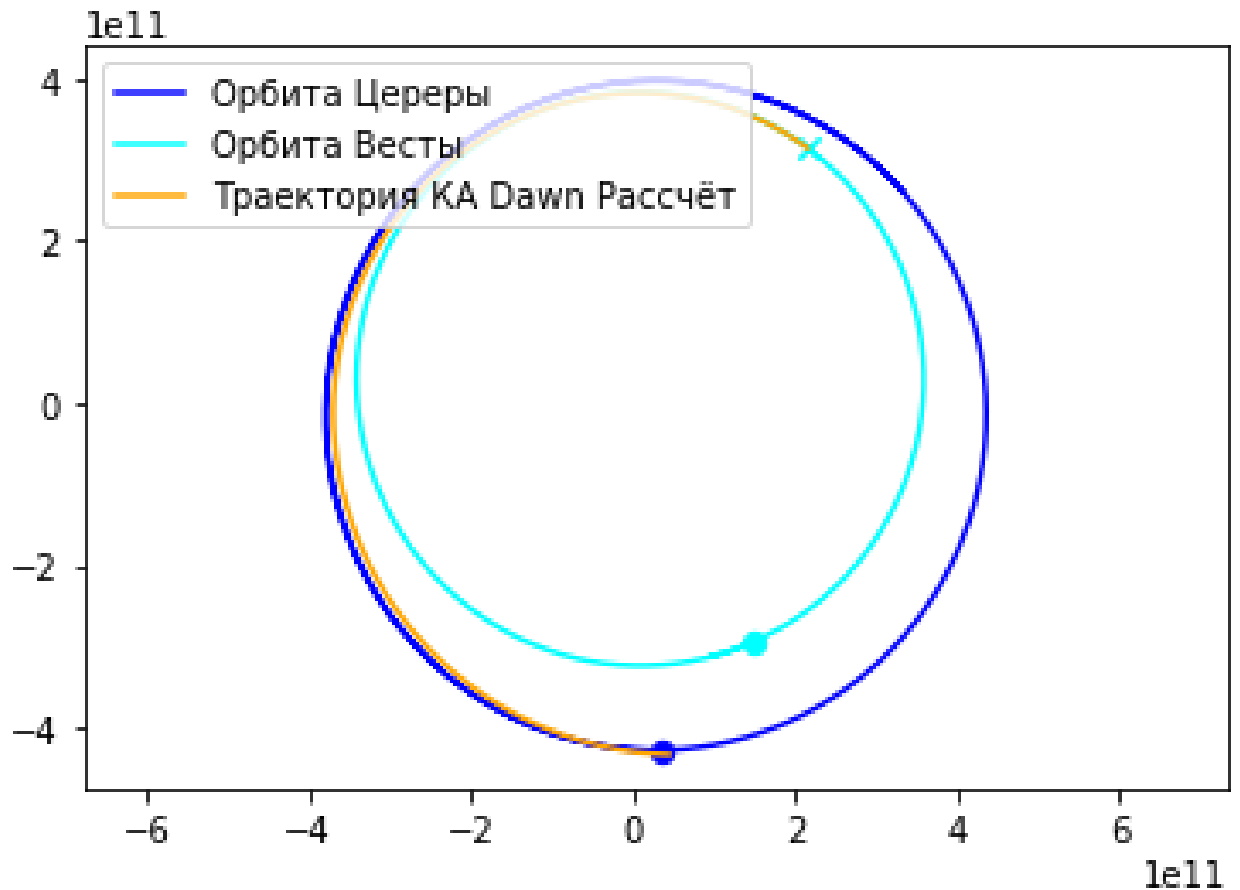


Рисунок 12 – Перелёт Веста-Церера

Покидание Весты после её изучения также даёт новые начальные условия, которые приведены в таблице 3.

```
while day > 1803 and day < 2716:
    CalcX.append(radius*m.cos(angle))
    CalcY.append(radius*m.sin(angle))
    F0=3*50*0.000
    lambd=m.pi/2
    if day > 1890 and day <2300:
        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)
        lambd=m.pi/2

    LambdMas[day-1]=lambd
    Thrust[day-1]=F0
    a = F0/mas
    consumption=F0/c0

    angle = angle + (phiV/radius)*dday*24*3600
    radius = radius + rV * dday*24*3600
    rV=rV+(pow(phiV,2)/radius-
    SunParam/pow(radius,2)+m.cos(lambd)*a)*dday*24*3600
    phiV=phiV+(-(rV*phiV)/radius+m.sin(lambd)*a)*dday*24*3600
    mas=mas-consumption*dday*24*3600
    day = day + dday
```

Таблица 7 – Значения количества топлива, необходимого КА для выполнения спирально перелёта Веста-Церера

Описание	Значение
Первое приращение скорости, км/с	0.574
Расход рабочего тела для первого приращения скорости, кг	59
Время, необходимое для спирального перехода, сут.	913
Конечная масса КА, кг	848

7.5 Схема управления тягой ДУ и углом λ

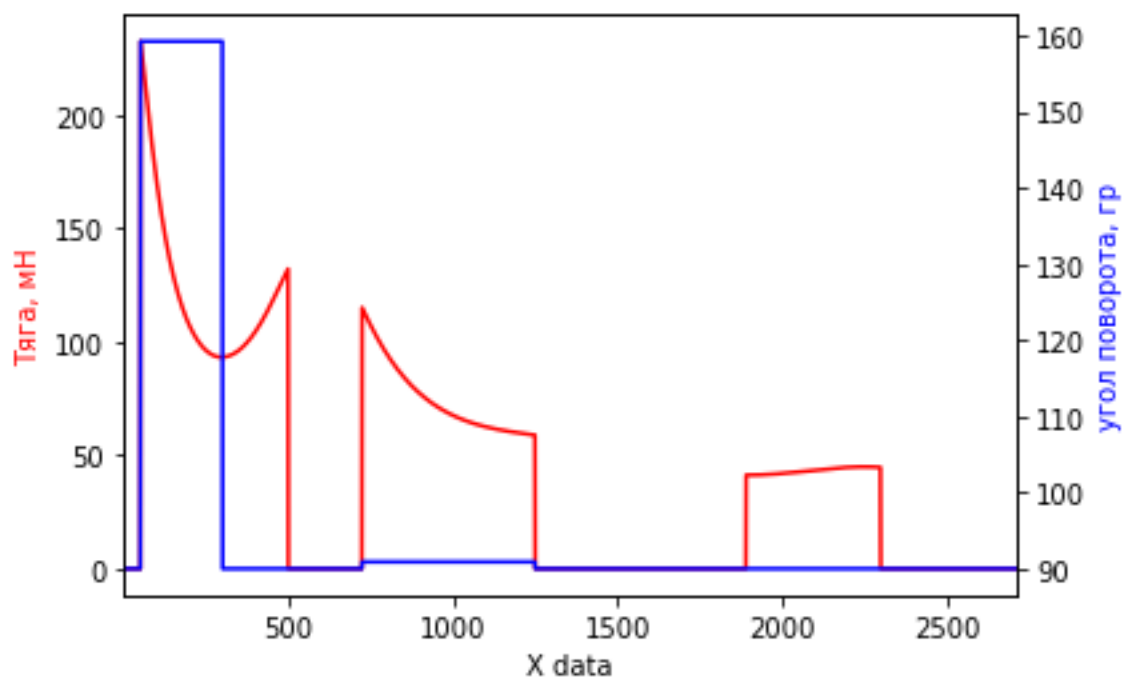


Рисунок 13 – Схема управления тягой двигателей и углом λ

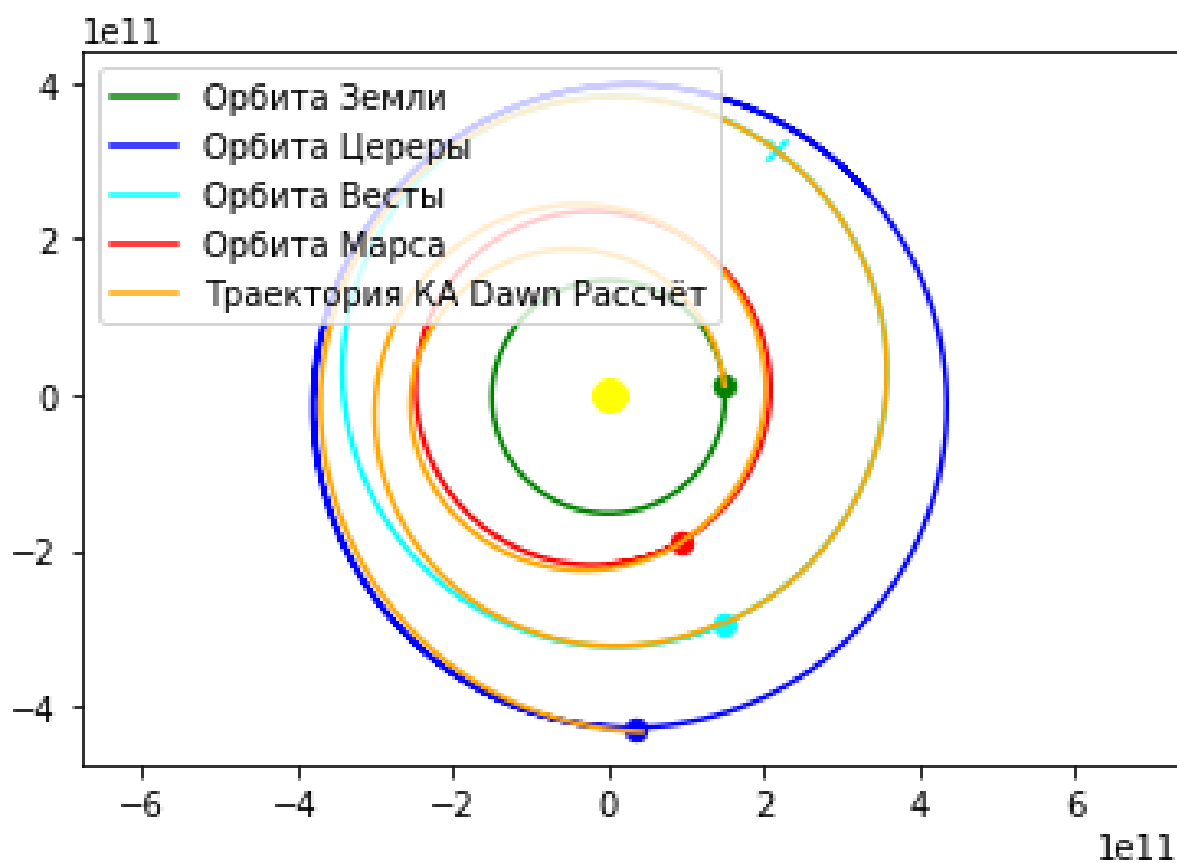


Рисунок 14 – Схема перелета Земля-Марс-Веста-Церера

8 Сравнение рассчитанной и реальной траекторий

Для определения точности решения нужно сравнить полученную траекторию и реальную траекторию аппарата. На рисунке 14 показано визуальное сравнение траекторий.

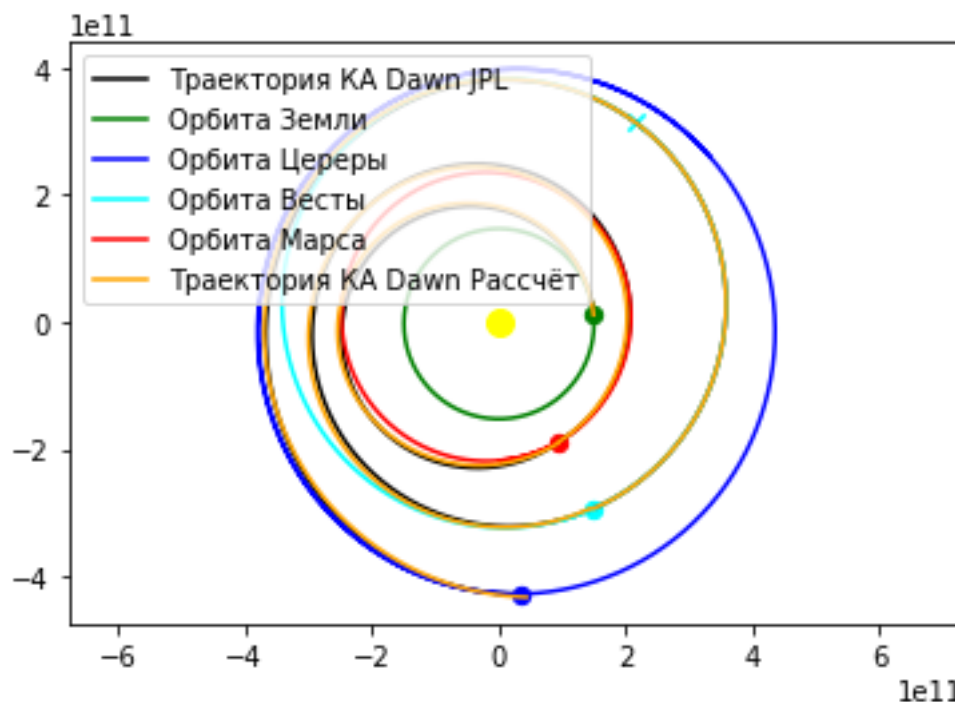


Рисунок 15 – Визуальное сравнение траекторий полёта.

Сравним численно полученную и реальную траектории. Для этого накопленную ошибку поделим на расстояние от Марса до Земли и количество точек.

$$\Delta X = \frac{\sum \frac{|X_i^{jpl} - X_i^{расч}|}{X_i^{jpl}}}{n} \cdot 100 = 0.7\%. \quad (9)$$

$$\Delta Y = \frac{\sum \frac{|Y_i^{jpl} - Y_i^{расч}|}{Y_i^{jpl}}}{n} \cdot 100 = 0.9\%. \quad (10)$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данного курсового проекта была спроектирована космическая миссия «Dawn». Практическая значимость данного проекта заключалась в освоении навыков проектировании межпланетного перелёта таких как:

1. Формирование баллистической схемы перелёта.
2. Расчёт и перевод скоростей тел из декартовой в полярную гелиоцентрическую систему координат и наоборот.
3. Расчёт составляющих скоростей небесных тел.
4. Расчёт планетоцентрического движения с использованием двигателя малой тяги.
5. Расчёт гелиоцентрического движения с переходом по спирали.
6. Расчёт потребной массы топлива через дифференциальные уравнения.

Полученные результаты расчёта согласуются с реальными значениями выполненной космической миссии «Dawn», а также согласуются с законами механики космического полёта. Полный код программы доступен в «Приложении А» и в репозитории GitHub.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1 Старинова О. Л. Рассчёт межпланетных перелётов космических аппаратов с малой тягой. // Изд 2-е – М. Ленеанд, 2020 — 200 с.

2 Репозиторий кода GitHub : официальный сайт. – GitHub, Inc., 2021.

– URL: <https://github.com/razbiralochka/Simulation-of-the-Dawn-mission>

(дата обращения 01.10.2021)

3 NASA Science: официальный сайт. – NASA, 2021. – URL:

<https://solarsystem.nasa.gov/missions/dawn/overview>

(дата обращения 25.09.2021)

4 HORIZONS Web-Interface: официальный сайт. – NASA, 2021. – URL:

<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html>

(дата обращения 26.09.2021)

ПРИЛОЖЕНИЕ А.
Листинг кода (Python)

```
import numpy as np

import math as m

import matplotlib.pyplot as plt

##Ephemeris/Эфимириды

DawnData=np.genfromtxt('DawnFull_tb.txt')*1000

EarthData=np.genfromtxt('Earth_tb.txt')*1000

MarsData=np.genfromtxt('Mars_tb.txt')*1000

VestaData=np.genfromtxt('Vesta_tb.txt')*1000

CeresData=np.genfromtxt('Ceres_tb.txt')*1000

##Dawn JPL coodrds/JPL координаты Рассвета

X=DawnData[:,0]

Y=DawnData[:,1]

Z=DawnData[:,2]

CalcX=[]

CalcY=[]

Thrust=np.zeros(2716)

LambdMas=np.zeros(2716)
```



```
days=np.arange(2716)+1
```

```
##Earth JPL coords/JPL координаты Земли
```

```
EarthX=EarthData[:,0]
```

```
EarthY=EarthData[:,1]
```

```
EarthZ=EarthData[:,2]
```

```
##Mars JPL Coords/JPL координаты Марса
```

```
MarsX=MarsData[:,0]
```

```
MarsY=MarsData[:,1]
```

```
MarsZ=MarsData[:,2]
```

```
##Vesta JPL Coords/JPL координаты Весты
```

```
VestaX=VestaData[:,0]
```

```
VestaY=VestaData[:,1]
```

```
VestaZ=VestaData[:,2]
```

```
##Ceres JPL Coords/JPL координаты Цереры
```

```
CeresX=CeresData[:,0]
```

```
CeresY=CeresData[:,1]
```

```
CeresZ=CeresData[:,2]
```

```
#Gravitational parameter  $\mu$  of Sun/Гравитационный параметр Солнца
```

```
SunParam=132712440018*pow(10,9);
```

```
#Initial Orbit parametres/Начальные параметры орбиты
```

```
radius = m.sqrt(X[0]*X[0]+Y[0]*Y[0])
```

```
radius0 = radius
```

```
angle = m.atan(Y[0]/X[0])
```

```
V0=np.array([-3.267334027266680E+00,3.345804245220296E+01])*1000
```

```
mV0=m.sqrt(V0[0]*V0[0]+V0[1]*V0[1])
```

```
rV=(X[0]*V0[0]+Y[0]*V0[1])/radius
```

```
phiV=m.sqrt(mV0*mV0-rV*rV)
```

```
m0=747.1+425+45.6
```

```
c0=26000
```

```
fuel = 425
```

```
day = 0
```

```
dday = 1
```

```
mas=747.1+fuel+45.6
```

```

while day < 510:

    CalcX.append(radius*m.cos(angle))

    CalcY.append(radius*m.sin(angle))

    F0=3*50*0.000

    lambd=m.pi/2

    if day > 50 and day <300:

        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)

        lambd=m.pi/2+m.pi/2.6

    if day > 299 and day <500:

        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)

        lambd=m.pi/2

    LambdMas[day-1]=lambd

    Thrust[day-1]=F0

    a = F0/mas

    consumption=F0/c0


    angle = angle + (phiV/radius)*dday*24*3600

    radius = radius + rV * dday*24*3600

    rV=rV+(pow(phiV,2)/radius-

    SunParam/pow(radius,2)+m.cos(lambd)*a)*dday*24*3600

    phiV=phiV+(-(rV*phiV)/radius+m.sin(lambd)*a)*dday*24*3600

    mas=mas-consumption*dday*24*3600

    day = day + dday

```

```
Vmars=np.array([2.239956000086868E+01, 1.417958296152212E+01])*1000
```

```
radius = m.sqrt(MarsX[-1]*MarsX[-1]+MarsY[-1]*MarsY[-1])
```

```
angle = m.atan(MarsY[-1]/MarsX[-1])
```

```
rV=(MarsX[-1]*Vmars[0]+MarsY[-1]*Vmars[1])/radius
```

```
mV0=m.sqrt(Vmars[0]*Vmars[0]+Vmars[1]*Vmars[1])
```

```
phiV=m.sqrt(mV0*mV0-rV*rV)
```

```
V=m.sqrt(phiV*phiV+rV*rV)/1000
```

```
##fly to Vesta
```

```
while day > 509 and day < 1357:
```

```
    CalcX.append(radius*m.cos(angle))
```

```
    CalcY.append(radius*m.sin(angle))
```

```
    F0=3*50*0.000
```

```
    lambd=m.pi/2
```

```
    if day > 723 and day <1250:
```

```
        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)
```

```
        lambd=m.pi/2+m.pi/200
```

```
    LambdMas[day-1]=lambd
```

```

Thrust[day-1]=F0

a = F0/mas

consumption=F0/c0


angle = angle + (phiV/radius)*dday*24*3600

radius = radius + rV * dday*24*3600

rV=rV+(pow(phiV,2)/radius-
SunParam/pow(radius,2)+m.cos(lambd)*a)*dday*24*3600

phiV=phiV+(-(rV*phiV)/radius+m.sin(lambd)*a)*dday*24*3600

mas=mas-consumption*dday*24*3600

day = day + dday


V=m.sqrt(phiV*phiV+rV*rV)/1000


##around the Vesta

while day > 1356 and day < 1804:

    lambd=m.pi/2

    LambdMas[day-1]=lambd

    CalcX.append(X[day])

    CalcY.append(Y[day])

    day = day + dday

```

```
##fly to Ceres
```

```
Vvesta=np.array([-1.430410330851633E+01, 1.056459146838846E+01])*1000
```

```
radius = m.sqrt(X[1804]*X[1804]+Y[1804]*Y[1804])
```

```
angle = m.atan(Y[1804]/X[1804])
```

```
rV=(X[1804]*Vvesta[0]+Y[1804]*Vvesta[1])/radius
```

```
mV0=m.sqrt(Vvesta[0]*Vvesta[0]+Vvesta[1]*Vvesta[1])
```

```
phiV=m.sqrt(mV0*mV0-rV*rV)
```

```
V=m.sqrt(phiV*phiV+rV*rV)/1000
```

```
while day > 1803 and day < 2716:
```

```
    CalcX.append(radius*m.cos(angle))
```

```
    CalcY.append(radius*m.sin(angle))
```

```
    F0=3*50*0.000
```

```
    lambd=m.pi/2
```

```
    if day > 1890 and day <2300:
```

```
        F0=3*90*0.001 * pow((radius0/radius),2)
```

```
        lambd=m.pi/2
```

```
    LambdMas[day-1]=lambd
```

```
    Thrust[day-1]=F0
```

$a = F0/mas$

$consumption = F0/c0$

$angle = angle + (\phi V / radius) * dday * 24 * 3600$

$radius = radius + rV * dday * 24 * 3600$

$rV = rV + (\text{pow}(\phi V, 2) / radius - \text{SunParam} / \text{pow}(radius, 2) + m \cdot \cos(\text{lambd}) * a) * dday * 24 * 3600$

$\phi V = \phi V + (-(rV * \phi V) / radius + m \cdot \sin(\text{lambd}) * a) * dday * 24 * 3600$

$mas = mas - consumption * dday * 24 * 3600$

$day = day + dday$

$V = m \cdot \sqrt{\phi V * \phi V + rV * rV} / 1000$

`plt.scatter(0,0, color='yellow', s=100, marker='o')`

`plt.plot(X,Y,color='black',label='Траектория КА Dawn JPL');`

`plt.plot(EarthX,EarthY,color='green',label='Орбита Земли')`

`plt.scatter(X[1],Y[1], color='green', s=40, marker='o')`

`plt.plot(CeresX,CeresY,color='blue',label='Орбита Цереры')`

```
plt.scatter(CeresX[2715],CeresY[2715], color='blue', s=40, marker='o')
```

```
plt.plot(VestaX,VestaY,color='cyan',label='Орбита Весты')
```

```
plt.scatter(VestaX[-1],VestaY[-1], color='cyan', s=40, marker='o')
```

```
plt.scatter(X[1804],Y[1804], color='cyan', s=40, marker='x')
```

```
plt.plot(MarsX,MarsY,color='red',label='Орбита Марса')
```

```
plt.scatter(MarsX[-1],MarsY[-1], color='red', s=40, marker='o')
```

```
plt.plot(CalcX,CalcY,color='orange',label='Траектория КА Dawn Рассчёт');
```

```
plt.axis('equal')
```

```
plt.legend(loc=2)
```

```
##plt.grid()
```

```
plt.show()
```

```
fig, ax1 = plt.subplots()
```

```
ax2 = ax1.twinx()
```

```
ax1.plot(days,Thrust*1000,'red')
```

```
ax2.plot(days,LambdMas*180/m.pi,'blue')
```

```
ax1.set_xlabel("X data")
```



```
ax1.set_ylabel("Тяга, мН",color='Red')
```

```
ax2.set_ylabel("угол поворота, гр",color='b')
```

```
plt.xlim([1, 2714])
```

```
plt.show()
```

ПРИЛОЖЕНИЕ Б.
Листинг кода (Python)

```
import numpy as np

import math as m

import matplotlib.pyplot as plt

##Ephemeris/Эфимириды

DawnData=np.genfromtxt('DawnFull_tb.txt')*1000

EarthData=np.genfromtxt('Earth_tb.txt')*1000

##Dawn JPL coodrds/JPL координаты Рассвета

X=DawnData[:,0]

Y=DawnData[:,1]

Z=DawnData[:,2]

CalcX=[]

CalcY=[]

Thrust=np.zeros(2716)

LambdMas=np.zeros(2716)

days=np.arange(2716)+1

##Earth JPL coords/JPL координаты Земли

EarthX=EarthData[:,0]

EarthY=EarthData[:,1]
```

EarthZ=EarthData[:,2]

m0=2114+747.1;

mk=114+747.1;

c=287

EarthParam=398600.4415

radius = 6371+400

angle = (90)*m.pi/180

radius_out=925*1000

t=1/(3*m.sqrt(EarthParam));

t=t*(radius+radius_out)*m.sqrt(2*radius_out-radius)

t=t/(3600*24)

teta=2*m.atan(2*radius_out/radius-1);

v_par=m.sqrt(2*EarthParam/radius)

v_0=m.sqrt(EarthParam/radius)

dV=v_par-v_0

v_out=v_par*(radius/radius_out)

```
m=1-m.exp(-(v_par-v_0)/(9.81*c/1000))
```

```
m_f=m*m0
```

```
m_k=m0-m_f
```

```
i=np.linspace(0,100,7);
```

```
fi_b=i*(teta)/100;
```

```
r_b=2/(1+np.cos(fi_b));
```

```
plt.polar(fi_b-angle,r_b)
```

```
plt.show()
```

```
r_b = r_b * 1000
```

```
CalcX=r_b[-1]*np.cos(fi_b[-1]-angle)+EarthX[6];
```

```
CalcY=r_b[-1]*np.sin(fi_b[-1]-angle)+EarthY[6];
```

```
plt.plot(X,Y,color='red',label='Траектория КА Dawn JPL');
```

```
plt.plot(EarthX,EarthY,color='green',label='Орбита Земли')
```

```
plt.scatter(X[0],Y[0], color='green', s=40, marker='o')
```

```
plt.plot(CalcX,CalcY,color='orange',label='Траектория КА Dawn Рассчёт')
```

```
plt.axis('equal')
```

```
plt.legend(loc=2)
```

```
##plt.grid()
```

```
plt.xlim([1*pow(10,11), 2*pow(10,11)])
```

```
plt.ylim([1*pow(10,10), 2*pow(10,10)])
```

```
plt.show()
```