электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

УДК 629.78

Определение оптимальных траекторий перелёта КА к астероиду Апофис с возвращением к Земле

Лан А., *студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика и управление полётом ракет и КА»

Научный руководитель В.В. Ивашкин, д. ф.-м.н.
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
kafsm3@sm.bmstu.ru

Организация экспедиции к сближающемуся с Землей астероиду Апофис - актуальная проблема современной космонавтики. В работе излагается предложенное авторами решение задачи формирования энергетически оптимальных траекторий КА для такой экспедиции при использовании химических двигателей ЖРД.

В работе проводится анализ задачи с времени отлёта в диапозоне t_1 = [01.05.2019 ; 31,12,2022] , с общей продолжительностью перелёта Δt = [1год ; 2 года]. Рассмотрены две группы траекторий экспедиции: гелиоцентрический участок перелёта КА меньше одного витка и гелиоцентрический участок перелёта КА с одним витком. Конечной целью данной работы является определение оптимальных траекторий КА с максимальной полезной массой КА при возвращении на Землю.

Постановка задачи

В работе рассматриваются следующие основные этапы экспедиции к Апофису:

— Геоцентрический участок разгона КА с помощью двигателей большой тяги (ДБТ) и перелёта в сфере действии Земли;

— Пассивный гелиоцентрический участок перелёта КА от Земли к Апофису;

— Околоастероидный участок полёта – выход КА на орбиту искусственного спутника астероида с помощью ДБТ, пребывание у астероида 7 дней и последующий разгон КА до необходимой энергии для полёта к Земле;

— Гелиоцентрический участок перелета КА от Апофиса к Земле;

— Вход КА в атмосферу Земли и посадка на Землю.

Принято, что вывод КА на низкую околоземную орбиту осуществляется с помощью ракеты-носителя «Союз-ФГ», которая обеспечивает доставку массы 7130 кг на высоту 200

км. Для разгона КА до необходимой скорости “на бесконечности” используется блок «Фрегат», оснащенный двигателями с удельной тягой в 326 секунд, при этом скорость истечения частиц в реактивной струе W_1=3.198 км/с. Торможение и выход КА на орбиту искусственного спутника астероида и последующий разгон КА до необходимой энергии осуществляются с помощию разгонного блока, оснащенного двигателями с удельной тягой в 304 секунд, при этом скорость истечения частиц в реактивной струе W_2=2.982 км/с.

Расчёты определения оптимальных траекторий КА проводились в четыре этапа.

На первом этапе рассматривалась задача определения положения и скорости Земли и Апофиса в пространстве по элементам орбиты в заданные моменты времени: t_1, $t_2 = t_1+\Delta t_1$.

На втором этапе рассматривались задача Ламберта и расчёты массы КА. Задачу Ламберта можно сформулировать таким образом: известны начальный $\vec{r}_1(P_1)$ и конечный $\vec{r}_2(P_2)$ радиусы-векторы и время перелёта Δt (или t_1, t_2); найти орбиту перелета. Этот этап включает три расчёта: 1) получение скорости КА в момент t_1, t_2 с помощью решения задачи Ламберта[1,2,3,4]; 2) определение элементов орбиты траектории перелёта по векторам состояния КА $\vec{r}$ и $\vec{r}$ в момент времени t_1. Алгоритм решения задачи Ламберта взят из[1] ; 3) расчёты массы КА.

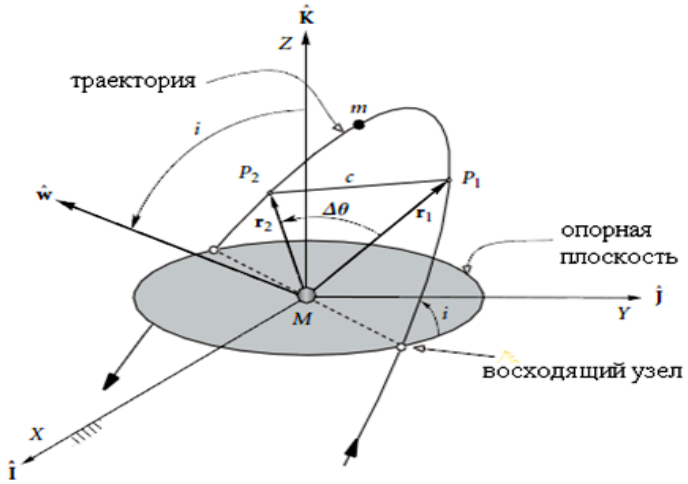


Рис.1. Задача Ламберта

В момент t_1 по скорости КА $\vec{v}_{КА(-1)}$ и по скорости Земли $\vec{v}_{Е(-1)}$ определяется скорость “на бесконечности” отлёта от Земли:

$$\vec{v}_{\infty 1} = \vec{v}_{КА(-1)} - \vec{v}_{Е(-1)},$$

по этой скорости определятся импульс скорости разгона Δv_1, масса КА после

разгона M_1^-, с учётом отделения массы блока «Фрегат» – масса КА в начале гелиоцентрического полёта M_1^+.

По скорости КА у Апофиса $\vec{V}_{КА2}$ и по скорости Апофиса $\vec{V}_{А2}$ определятся скорость “на бесконечности” подлёта к астероиду:

$$\vec{V}_{\infty 2} = \vec{V}_{КА2} - \vec{V}_{А2},$$

тормозной импульс скорости Δv_2 и масса КА M_2^+ у Апофиса.

На третьем этапе решается задача Эйлера-Ламберта при полёте от Апофиса к Земле. При этом время перелёта от астероида $t_3 = t_2 + 7$сут, здесь принято, что у астероида КА находится 7 сут. Время подлёта к Земле $t_4 = t_1 + \Delta t_\Sigma$. При этом время перелёта от астероида до Земли $\Delta t_3 = \Delta t_\Sigma - \Delta t_1 - 7$сут.

Здесь также определяются сначала положения астероида и Земли на моменты t_3, t_4; находятся скорости КА в эти моменты $\vec{V}_{КА3}$ и $\vec{V}_{КА4}$, далее – элементы орбиты КА для данного перелёта. Затем находится скорость КА “на бесконечности” $\vec{V}_{\infty 3}$ при отлёта от Апофиса, импульс скорости Δv_3 разгона от астероида, масса КА после разгона M_3^+.

Принято, что при достижении Земли КА не тормозится двигателями, поэтому M_3^+ есть конечная масса. Спускаемый аппарат КА входит в атмосферу Земли, тормозится в атмосфере и осуществляет посадку. Полезная масса КА получается из конечной массы M_3^+ с учётом отделяемой массы двигательной установки:

$$M_p = M_3^+ - (\Delta \cdot m_{T2}),$$

где Δm_{20} – постоянная отделяемая масса, $a_{T2} = 0.15$ – коэффициент массы топливных баков, m_{T2} – масса топлива на торможение и разгон у астероида.

На четырём этапе проводился поиск оптимальных параметров экспедиции с учётом расчёта массы КА для различных моментов старта t_1, суммарных продолжительностей перелёта Δt и продолжительностей перелёта от Земли к Апофису Δt_1. Для найденных оптимальных параметров экспедиции вычислялись траектории перелёта КА.

Результаты расчётов

Условия расчёта:

момент старта в диапозоне t_1=[01.05.2019;31,12,2022] ,

общая продолжительность перелёта составляет:

$$\Delta t = \{390, 420, 450, 480, 510, 540, 570, 600, 630, 660, 690, 730\} \text{ суток},$$

продолжительность перелёта от Земли к Апофису $\Delta t_1 \geq 25$ суток,

время пребывания у астероида $\Delta t_1 = 7$ суток,

продолжительность перелёта от Апофиса к Земле $\Delta t_3 \geq 25$ суток.

I. Результаты расчётов перелетов без витка

В этом случае, оптимальный вариант траектрпии перелёта достигается, когда $\Delta t =$ 450 суток, $\Delta t_1 = 120$ суток.

В ходе решения задачи строились изолинии в плоскости полезной массы КА. На их основе определялась область нахождения оптимального варианта траектории.

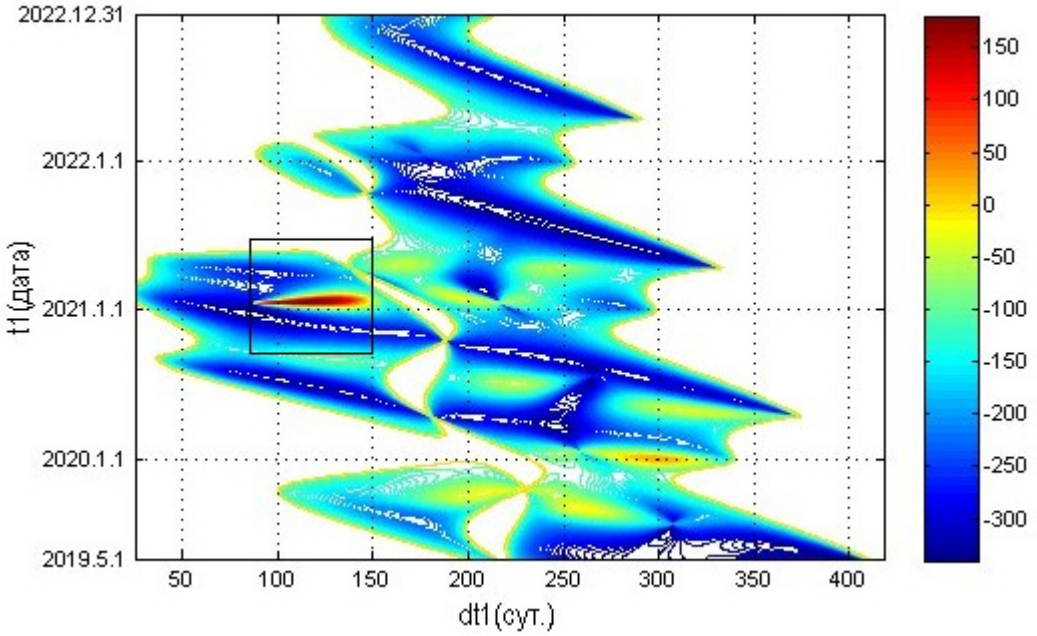


Рис. 2.а. Изолинии полезной массы КА для $t_1 \in [2019.5.1; 2022,12,31]; \Delta t_1 \in [25; 418]$.

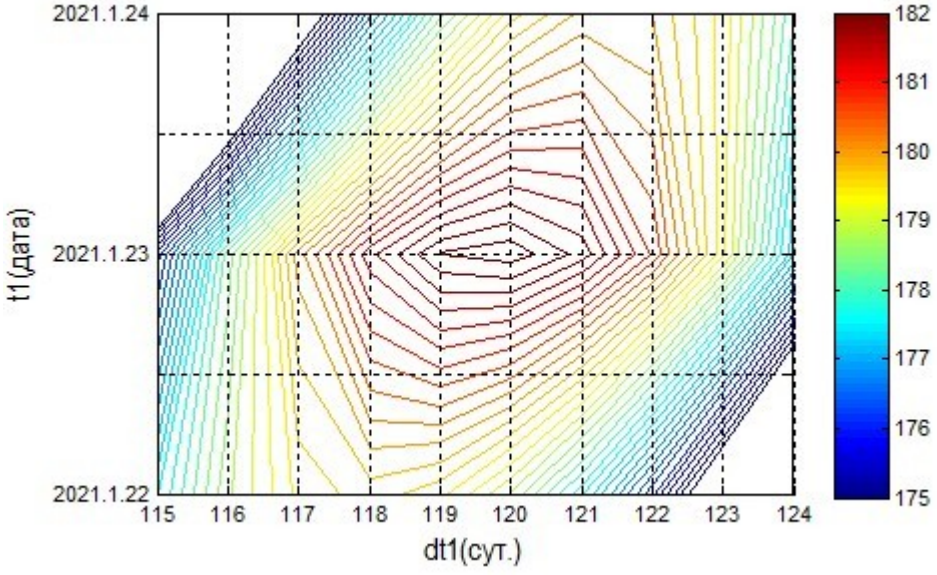


Рис. 2.б. Изолинии полезной массы КА для выделенной области:
$t_1 \in [2021.1.22; 2021,1,24]; \Delta t_1 \in [115; 124]$.

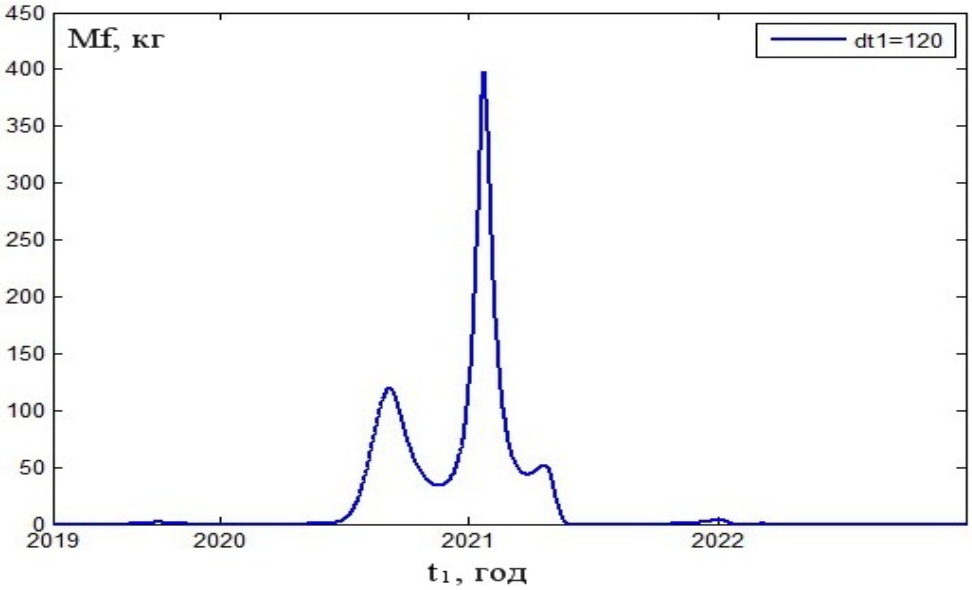


Рис. 3. Конечная масса как функция от t_1 в 2019-2022гг. при $\Delta t_1 = 120$ сут

Оптимальные параметры экспедиции:

Дата старта КА от Земли $t_1 = 2459237.5$ юлианские дни (23,01,2021),

импульс скорости $\Delta V_1 = 3.85638448457753$ км/с,

масса КА $M_1^+ = 1164.98588561698$ кг.

Продолжительность перелёта от Земли к Апофису $\Delta t_1 = 120$ суток,

прилёт к Апофису $t_2 = 2459357.5$ юлианские дни (23,05,2021),

импульс скорости $\Delta V_2 = 2.29583658908828$ км/с,

масса КА $M_2^+ = 539.492000347236$ кг.

Пребывания у астероида $\Delta t_2 = 7$ суток.

Дата отлёта от Апофиса к Земле $t_3 = 2459364.5$ юлианские дни (30,05,2021),

импульс скорости $\Delta V_3 = 0.901668383121895$ км/с,

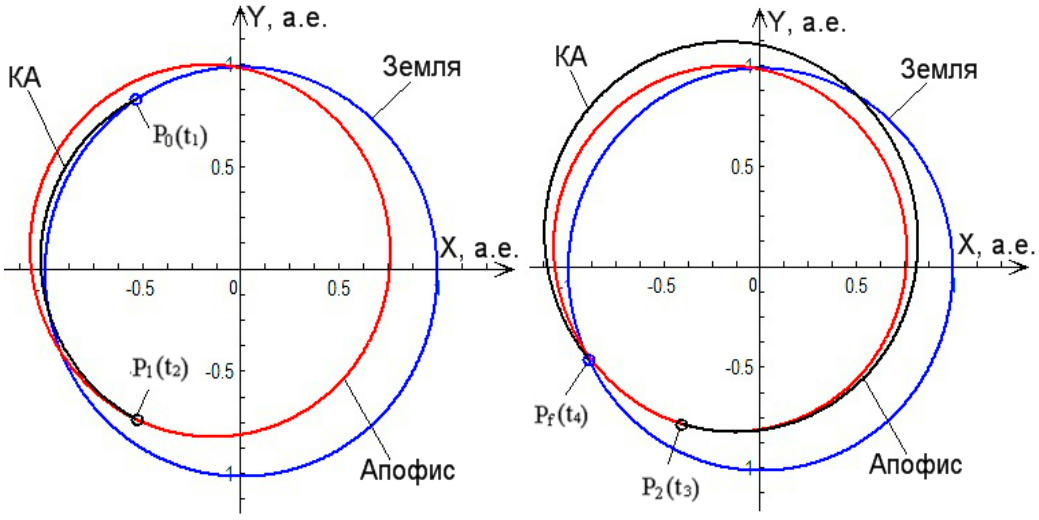
конечная масса КА $M_3^+ = 397.292618233832$ кг.

Продолжительность перелёта от Апофиса к Земле $\Delta t_3 = 323$ суток,

прилёт к Земле $t_4 = 2459687.5$ юлианские дни (18,04,2022),

масса спускаемого аппарата Mp = 182.139 кг.

Гиперболический избыток скорости при возвращении к Земле $V_\infty = 6.98429336547868$ км/с.



а. Т(З-А) б. Т(А-З)

Рис. 4. Орбиты Апофиса, Земли, а также оптимальные траектории перелёта Земля-Апофис Т(З-А) и Апофис-Земля Т(А-З) (точки P_0 и P_f соответствуют моментам t_1 и t_4 начала и конца общей экспедиции, точка P_1 соответствует моменту t_2 прилёта к Апофису, точка P_2 соответствует моменту t_3 отлёта от Апофиса).

II. Результаты расчётов перелетов с одном витком

В этом случае, оптимальный вариант траектории перелёта достигается, когда $\Delta t = 730$ суток, $\Delta t_1 = 307$ суток.

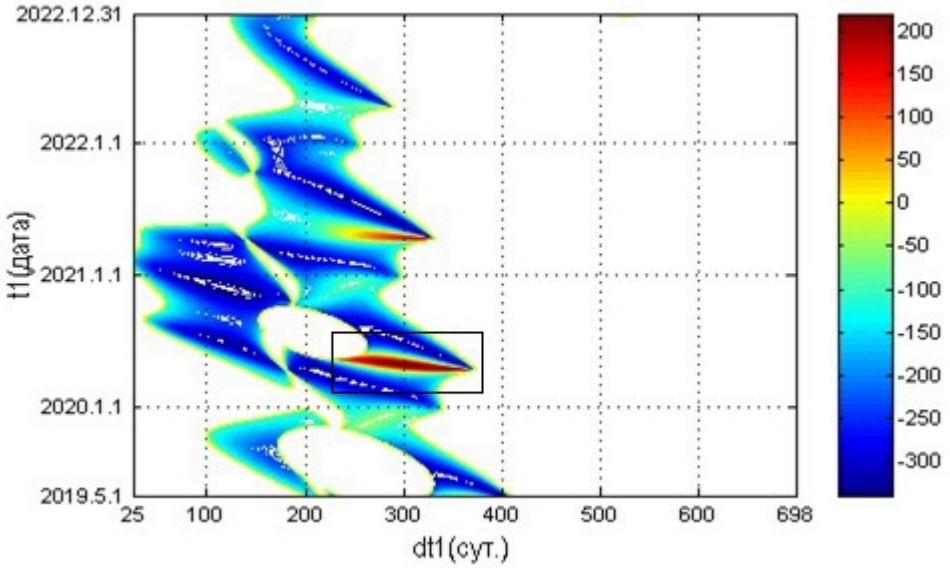


Рис. 5.а. Изолинии полезной массы КА для $t_1 \in [2019.5.1; 2022,12,31]$; $\Delta t_1 \in [25; 698]$.

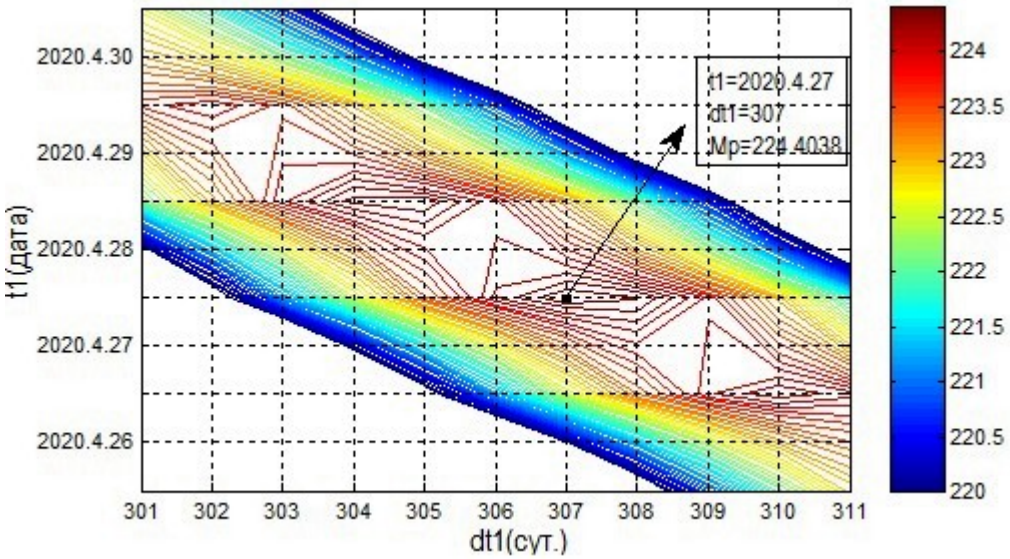


Рис. 5.б Изолинии полезной массы КА для выделенной области $t_1 \in [2020.4.25; 2020,4,30]; \Delta t_1 \in [301; 311]$.

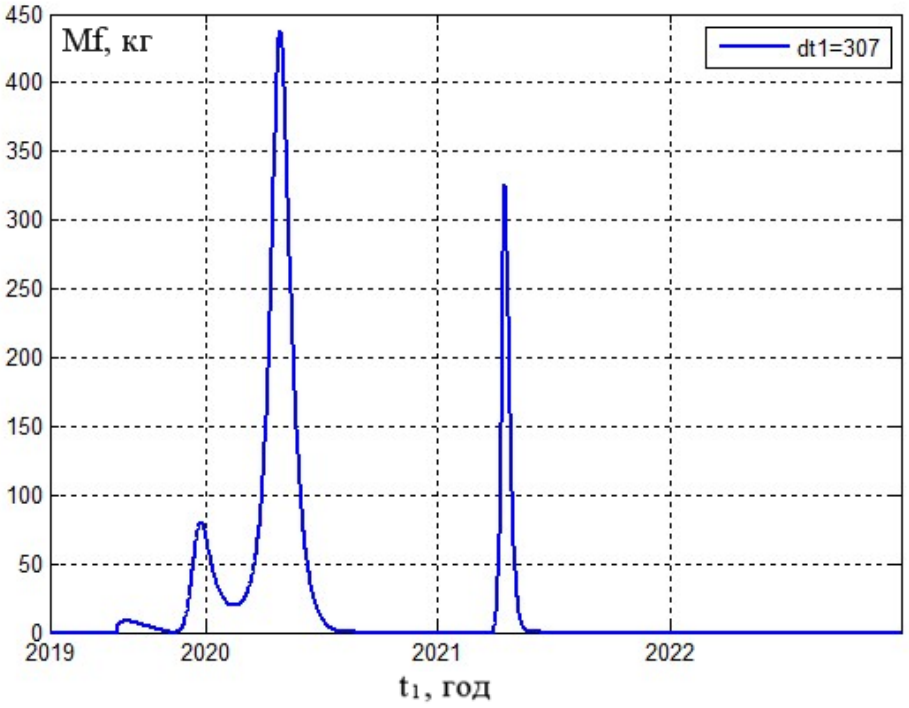


Рис. 6. Конечная масса как функция от t_1 в 2019-2022гг. при Δt_1 = 307 сут

Оптимальные параметры экспедиции:

Дата старта КА от Земли t_1= 2458967 юлианские дни (27,04,2020),

импульс скорости ΔV_1 = 3.81487631742370 км/с,

масса КА M_1^+ = 1192.87684140709кг.

Продолжительность перелёта от Земли к Апофису Δt_1 = 307 суток (без витка),

прилёт к Апофису t_2= 2459274 юлианские дни (28,02,2021),

импульс скорости $\Delta v_2 = 1.72869254167916$ км/с,

масса КА $M_2^+ = 668.115279990678$кг.

Пребывания у астероида $\Delta t_2 = 7$ суток.

Дата отлёта от Апофиса к Земле t_3=2459281 юлианские дни (07,03,2021),

импульс скорости $\Delta v_3 = 1.26138634737402$ км/с,

конечная масса КА $M_3^+ = 437.682892537334$ кг.

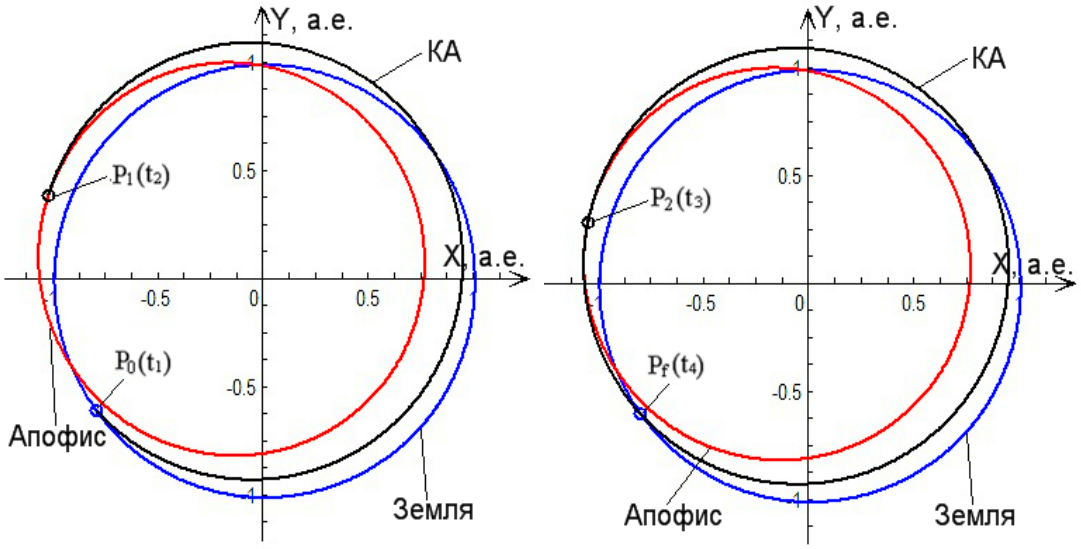
Продолжительность перелёта от Апофиса к Земле

$\Delta t_3 = 416$ суток (с одним витком),

прилёт к Земле t_4= 2459697 юлианские дни (27,04,2022),

масса спускаемого аппарата Mp = 224.4038 кг.

Гиперболический избыток скорости при возвращении к Земле V_∞ = 4.09717322268284 км/с.



а. Т(З-А) б. Т(А-З)

Рис. 7. Орбиты Апофиса, Земли, а также оптимальные траектории перелёта Земля-Апофис Т(З-А) и Апофис-Земля Т(А-З) (точки P_0 и P_f соответствуют моментам t_1 и t_4 начала и конца общей экспедиции, точка P_1 соответствует моменту t_2 прилёта к Апофису, точка P_2 соответствует моменту t_3 отлёта от Апофиса)

ВЫВОДЫ

В настоящей работе разработан и реализован в виде вычислительных алгоритмов метод решения задачи полёта к астероиду и возвращения к Земле с помощью двигателей ЖРД большой тяги. В основе лежит решение задачи Эйлера-Ламберта. Метод применен

для определения траекторий перелета КА к астероиу Апофис с возвращением к Земле в 2019 – 2022гг.. Исследован широкий диапазон дат начала гелиоцентрического этапа экспедиции и продолжительности полета от Земли до Апофиса. Рассмотрены случаи перелёта без витка и перелета с одним целым витком. Показано, что экспедиция к Апофису с возвращением к Земле может быть осуществлять на основе существенных космических систем. Для случая перелёта без витка получено значение полезной массы КА ~ 180 кг с отлётом от Земли 23,1,2021 и возвращением на Землю 18,4,2022. Для случая перелёта с одним целым витком значение полезной массы КА ~ 220 кг с отлётом от Земли 27,4,2020 и возвращением на Землю 27,4,2022.

Список литературы

1. Izzo, D. ESA Advanced Concepts team. Code used available in MGA.M, on http://www.esa.int/gsp/ACT/inf/op/globopt.htm. Last retrieved Nov, 2009.
2. E. R. Lancaster, R. C. Blanchard. A Unified Form of Lambert's Theorem. NASA technical note TN D-5368, 1969.
3. Gooding, R.H. "A procedure for the solution of Lambert's orbital boundary-value problem. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 48:145165, 1990.
4. Howard Curtis. Orbital mechanics for engineering students, First Edition, Elsevier, 2005.
5. Ивашкин В.В. и Крылов И.В. Комплексный метод оптимизации космических траекторий с малой тягой и его применение к задаче перелета от Земли к астероиду Апофис. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2011. № 56. 32 с.
6. В.В. Ивашкин, И.В. Крылов. КОМПЛЕКСНЫЙ МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ К ЗАДАЧЕ ПЕРЕЛЕТА ОТ ЗЕМЛИ К АСТЕРОИДУ АПОФИС // XXXVI Академические чтения по космонавтике. Москва, январь 2012 г. Доклад, 27 с. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.
7. Эльясберт П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1965.-540с.
8. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1990.-448с.