

Оптимизация траектории к Юпитеру с учетом возможного временного выключения двигателя

Константинов М.С.,* Нгуен Диен Нгок**

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: mkonst@bk.ru*

***e-mail: bauman252@mail.ru*

Аннотация

В работе предлагается оптимизировать траекторию межпланетного перелета космического аппарата (КА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) с учетом возможного временного нештатного выключения двигателя. Описание метода, алгоритма и результатов оптимизации проводится на примере межпланетного перелета в окрестность Юпитера. Вводится новый показатель оценки закона управления движением КА и его траектории - допустимой длительности нештатного выключения двигателя. В общем случае эта допустимая длительность максимизируется.

Предлагаются два способа увеличения допустимой длительности нештатного выключения двигателя: введение пассивного участка в конце траектории перелета с выбором продолжительности участка и введение дополнительных пассивных участков с выбором их положения на траектории перелета и их продолжительности.

Новизна настоящего исследования связана с постановкой задачи и с разработкой методики нахождения такой номинальной траектории КА, при реализации которой допускается максимально большое время нештатного отключения ЭРДУ в любой точке траектории перелета.

Ключевые слова: космический аппарат, Юпитер, оптимизация траектории, гравитационный маневр, нештатное выключение двигателя.

Список сокращений

ГИС – гиперболический избыток скорости

КА – космический аппарат

ЭРДУ - электроракетная двигательная установка

Введение

В настоящее время ЭРДУ начали использоваться для выполнения межпланетных миссий. Благодаря высокому удельному импульсу ЭРДУ удастся увеличить массу КА, доставляемых на рабочую орбиту, но при этом траектория гелиоцентрического перелета КА с ЭРДУ может быть весьма напряженной. При этом следует предусматривать возможность нештатного временного выключения двигателя в любой точке любого активного участка траектории перелета КА. Продолжительное нештатное выключение двигателя может привести к невозможности выполнения транспортной задачи.

В работе проведен анализ возможности парирования возмущения, связанного с нештатным выключением ЭРДУ. Показано, что, если номинальная траектория получена без учета возможного выключения двигателя, то, в лучшем случае,

«перестройкой» закона управления движением КА удастся парировать только небольшие возмущения, вызываемые нештатным выключением двигателя очень малой продолжительности. Этим обосновывается необходимость оценки максимально допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя, необходимость выбора номинальной траектории с учетом требования по достаточно большой продолжительности нештатного выключения двигателя. В настоящей работе такая номинальная траектории называется новой номинальной траекторией.

Для проекта доставки КА в окрестность Юпитера получена новая номинальная траектория, при реализации которой достигается максимальная предельно допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя.

1. Общая схема перелёта КА к Юпитеру

Схема анализируемого перелета аналогична схемам, рассмотренным в работах [1-4]. Она включает:

- выведение КА на опорную орбиту с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2.1Б» [5];
- выведение КА на гиперболическую отлетную от Земли траекторию с помощью химического разгонного блока «Фрегат» [6] с его последующим отделением;
- участок гелиоцентрического перелета Земля - Земля с использованием маршевой ЭРДУ на базе трех двигателей типа RIT-22 [7, 8];
- пассивный гравитационный маневр у Земли;

- пассивный участок гелиоцентрического перелета Земля – Юпитер, обеспечивающий подлет к Юпитеру с небольшим значением гиперболического избытка скорости.

Заранее анализировался гелиоцентрический перелет Земля (после гравитационного маневра у него) – Юпитер. Дата гравитационного маневра у Земли (01 апреля 2020 года) и время перелета на этом участке (835 суток) были выбраны так, чтобы величина гиперболического избытка скорости у Юпитера была небольшой (6.241 км/с). При этом был получен вектор гиперболического избытка скорости при отлете от Земли (после гравитационного маневра у неё). Его величина 9.2889 км/с.

2. Постановка задачи оптимизации гелиоцентрического перелета КА с ЭРДУ к Юпитеру с использованием гравитационного маневра у Земли

Рассмотрим задачу оптимизации траектории полета КА с ЭРДУ к Юпитеру с использованием гравитационного маневра у Земли. Требуется найти следующие оптимальные характеристики:

- дату старта КА;
- вектор гиперболического избытка скорости при старте от Земли;
- программу включения – выключения электроракетного двигателя на гелиоцентрическом перелете Земля - Земля;
- программу ориентации вектора тяги ЭРДУ на активных участках полета КА.

Критерием оптимальности рассматривается конечная масса КА, доставляемая в окрестность Юпитера. Она максимизируется.

3. Условия трансверсальности

При оптимизации гелиоцентрической траектории с ЭРДУ с гравитационным маневром у Земли используется метод, основанный на принципе максимума Л.С. Понтрягина. Он позволяет свести задачу оптимального управления к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Краевая задача редуцируется к задаче Коши с помощью метода продолжения по параметру.

Краевая задача принципа максимума формулируется так. Найти дату старта (время перелета Земля - Земля), вектора сопряженных переменных к радиусу вектору $\lambda \mathbf{r}$ и вектору скорости КА $\lambda \mathbf{V}$ в начальной точке траектории, величину гиперболического избытка скорости при старте от Земли (всего 8 скалярных неизвестных), при которых удовлетворяются следующие условия [9]:

1. В конечной точке траектории радиус вектор КА должен быть равен радиусу вектору Земли в момент гравитационного маневра у неё (три скалярных условия);
2. Величина гиперболического избытка скорости при подлете к Земле должна быть равна известной величине гиперболического избытка скорости после гравитационного маневра у Земли;
3. Угол между вектором гиперболического избытка скорости при подлете к Земле и вектором гиперболического избытка скорости при отлете от неё должен быть меньше или равен максимально допустимому углу поворота асимптоты гиперболы;
4. 4.a. В случае, если угол поворота асимптоты гиперболы равен максимально допустимому значению, должно выполняться следующее скалярное условие

трансверсальности - смешенное произведение трех векторов (вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Земле, вектора гиперболического избытка скорости при отлете от неё, вектора $\lambda\mathbf{V}$ в конечной точке траектории Земля - Земля) должно быть равно нулю.

4.б. Если же угол поворота асимптоты гиперболы меньше максимально допустимого значения, должно выполняться условие коллинеарности вектора гиперболического избытка скорости при подлете к Земле и вектора $\lambda\mathbf{V}$ в этой точке траектории КА.

В обоих возможных случаях условия пунктов 3 и 4 определяют два условия типа равенства на характеристики в конечной точке траектории Земля - Земля. Всего в конечной точке нужно удовлетворить 6 условиям типа равенства;

5. Условие оптимальности даты старта включает скалярное произведение вектора сопряженного к радиусу вектору КА $\lambda\mathbf{r}(T_o)$ и орта вектора сопряженного к вектору скорости $\lambda\mathbf{V}(T_o)$, а также функцию переключения $\Pi_1(T_o)$ (все характеристики в начальной точке траектории T_o). Это условие имеет следующий вид:

$$\frac{(\lambda\mathbf{r}(T_o), \lambda\mathbf{V}(T_o))}{\lambda\mathbf{V}(T_o)} + \Pi_1(T_o) = 0$$

где $\Pi_1(T_o) = \begin{cases} \Pi(T_o), & \text{если } \Pi(T_o) > 0 \\ 0, & \text{если } \Pi(T_o) \leq 0. \end{cases}$, $\Pi = \frac{a_{ob}}{1 - \frac{a_{ob}}{w_b} t_M} \lambda V + \lambda t_M$; a_{ob} - безразмерное

начальное реактивное ускорение, w_b - безразмерный удельный импульс ЭРДУ, t_m - время работы ЭРДУ (моторное время), λt_m - сопряженная к моторному времени переменная;

б. Условие оптимальности величины гиперболического избытка скорости при старте от Земли включает величину производной массы КА после отделения ХРБ M_o по величине гиперболического избытка скорости при старте от Земли V_∞ :

$$a_{ob} \cdot \lambda V(T_o) - \lambda t_m(T_o) \cdot w_b \cdot \frac{dM_o}{dV_\infty} = 0.$$

Перечисленных краевых условий 8. Так как последние два условия связывают переменные в начальной точке траектории, то можно рассматривать сформулированную задачу оптимизации траектории Земля - Земля как двухточечную краевую задачу 6-ого порядка.

4. Номинальная траектория

Для анализируемой транспортной системы номинальная траектория находится по критерию максимальной конечной массы КА. Выбираемыми характеристиками являются: величина и направление вектора гиперболического избытка скорости при старте от Земли, дата старта, закон включения – выключения ЭРДУ на гелиоцентрическом перелете и программы по углам тангажа и рыскания на активных участках траектории перелета. В результате решения задачи получена оптимальная номинальная траектория. Её характеристики представлены в таблице 1.

Таблица 1 - Основные характеристики номинальной траектории КА

Дата старта		18.05.2018
Величина вектора гиперболического избытка скорости (ГИС) при старте от Земли	м/с	445.11
Масса КА после отделения маршевой двигательной установки Фрегата	кг	2116.75

Время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сутки	683.87
Дата гравитационного маневра у Земли		01.04.2020
Требуемая масса ксенона	кг	435.73
Масса КА при его подлете к Земле	кг	1681.027
Величина ГИС при подлете к Земле	км/с	9.2889
Угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре у Земли	град	47.85
Угловая дальность участка перелета Земля - Юпитер	град	164.75
Время перелета на участке Земля - Юпитер	сутки	835
ГИС при подлете к Юпитеру	км/с	6.241

Проекция траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Юпитер на плоскость эклиптики представлена на рисунке 1.

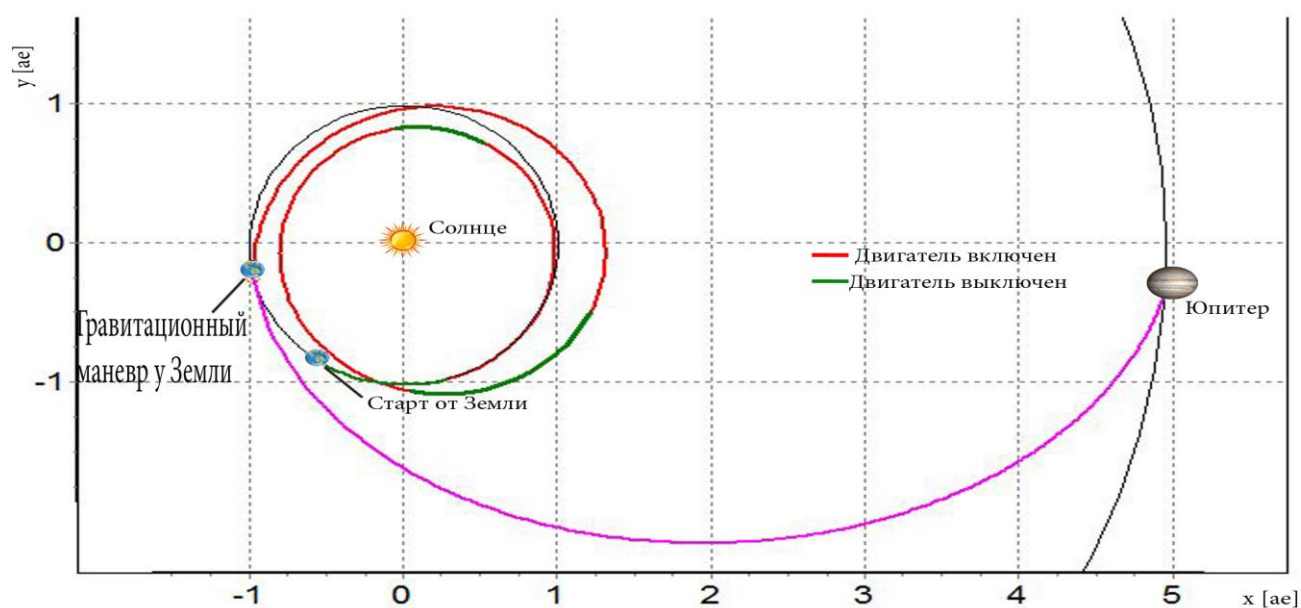


Рисунок 1 – Проекция на плоскость эклиптики траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Юпитер

На рисунке активные участки траектории полета выделены красным цветом.

Видно, что на траектории перелета Земля – Земля есть три пассивных и три активных участка. Важной особенностью траектории является то, что последним участком является активный участок весьма большой продолжительности.

5. Введение дополнительного пассивного участка в конце траектории перелета и выбор его продолжительности

Предполагается, что в любой точке любого активного участка траектории Земля - Земля может появиться необходимость нештатного выключения ЭРДУ. Момент этого выключения обозначим t . Продолжительность нештатного выключения двигателя обозначим dt .

После нештатного выключения двигателя придется использовать новую программу управления движением КА для решения транспортной задачи. При этом требуемая на перелет масса топлива (ксенона) может только увеличиться. Запасы ксенона на борту КА считаем ограниченными 490 кг (на номинальной невозмущенной траектории требуемый запас ксенона 435.7 кг).

Предположим, что нештатное выключение двигателя происходит на последнем активном участке полученной в предыдущем разделе номинальной траектории. В этом случае нет возможности парировать возмущение от нештатного выключения двигателя. Дело в том, что дата подлета к Земле зафиксирована, а программа дальнейшего полета по номинальной полностью активной траектории выбрана так, чтобы с минимальными затратами топлива достичь окрестности Земли для обеспечения требуемых условий гравитационного маневра. В нашем предположении о невозможности какого-либо увеличения тяги двигателя становится понятным невозможность парирования возникшего возмущения. Отсюда следует вывод: следует выбирать траекторию перелета так, чтобы в конце рассматриваемого перелета Земля – Земля обязательно существовал пассивный

участок. Длительность этого участка есть важный выбираемый параметр при выборе новой номинальной траектории перелета.

Рассмотрим возможность парировать возможное выключение ЭРДУ за счет выбора достаточно длительного пассивного участка (10, 15, 20, 25 суток) в конце гелиоцентрического перелета Земля - Земля. Для каждого варианта длительности пассивного участка находится новая номинальная траектория. Проводится анализ каждой из 4-ёх новых номинальных траекторий. При этом дату старта, как и дату гравитационного маневра у Земли и величину гиперболического избытка при старте от Земли принимаем равными величинам, приведенным в таблице 1.

Структура управления на всех рассмотренных новых номинальных траекториях оказалась одинаковой: четыре пассивных участка разделенных тремя активными участками. Каждый из трех активных участков равномерно по времени разбивается на 20 сегментов. Дата прохождения КА каждой начальной точки полученных сегментов (t_i , $i=1...60$) рассматривается как возможная дата нештатного выключения двигателя. Для каждой такой даты рассматривается 10 значений возможных продолжительностей нештатного выключения двигателя (dt_j , $j=1...10$) от 0.5 суток до 5 суток с шагом 0.5 суток. Для каждой пары значений t_i , dt_j решается «оптимизационная возмущенная задача».

Формулировка «оптимизационной возмущенной задачи» такова. Известны:

- номинальная траектория КА;
- момент нештатного выключения двигателя t ;
- длительность нештатного выключения двигателя dt ;
- известна дата гравитационного маневра у Земли T_1 ;

- известен вектор гиперболического избытка скорости относительно Земли после гравитационного маневра у Земли.

На временном интервале $[t+dt, T_1]$ требуется найти:

- программу включения-выключения ЭРДУ;
- программу углов тангажа и рыскания на активных участках этого интервала.

Критерий оптимизации – минимальные затраты топлива.

Если для какой-то пары значений t_i, dt_j минимальные затраты топлива оказываются большими предельных затрат (490 кг), то считается, что обеспечить нужные условия полета КА к Земле (для гравитационного маневра у неё) невозможно и предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя в момент t_i меньше dt_j . Проводится решение $60 \times 10 = 600$ оптимизационных возмущенных задач. Для каждого момента t_i находится $\max_j(dt_j)$ - максимальная продолжительность нештатного выключения двигателя dt_j , при которой обеспечивается решение транспортной задачи с допустимым расходом топлива. Затем перебирая все рассмотренные моменты времени t_i на всей траектории, находится такой момент нештатного выключения двигателя t_i^* , при котором допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя минимальна $\min_i (\max_j(dt_j))$. Это значение считается предельно допустимой продолжительностью нештатного выключения двигателя для рассматриваемой номинальной траектории.

Приведем анализ номинальной траектории с длительностью последнего пассивного участка 15 суток. Как будет показано далее, вариант с такой длительностью является близким к оптимальному варианту.

На рисунке 2 приведена проекция на плоскость эклиптики оптимальной траектории перелета Земля - Земля – Юпитер при условии введения пассивного участка при подлете к Земле (для гравитационного маневра у неё) длительностью 15 суток.

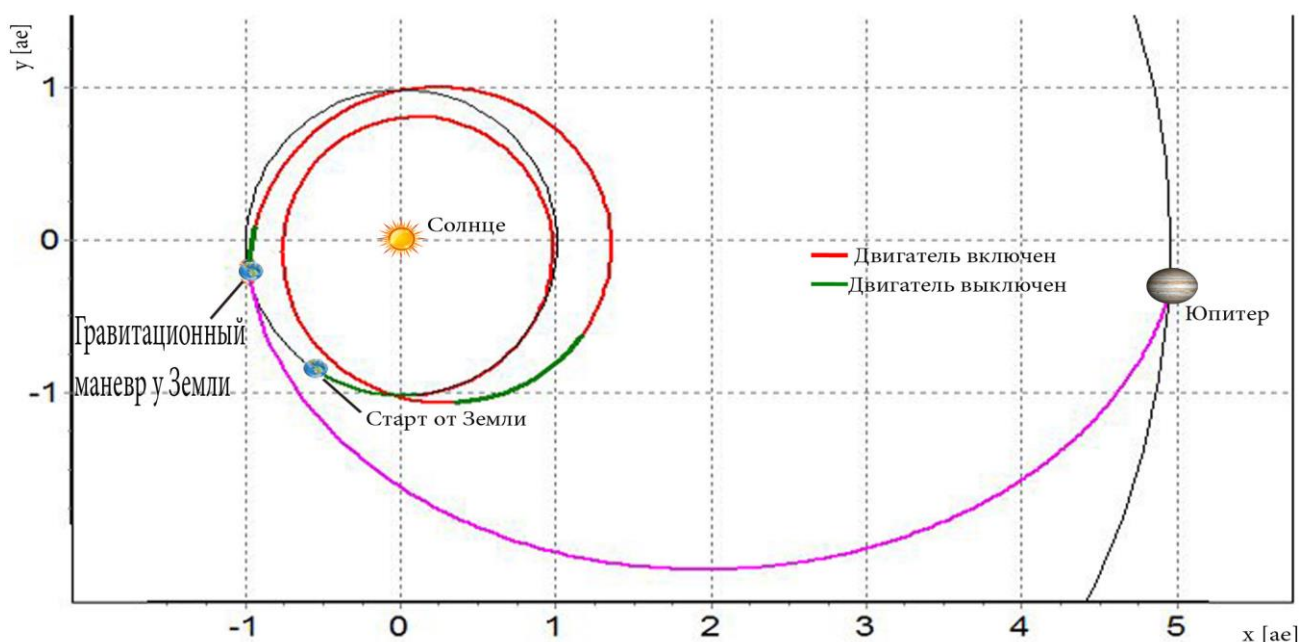


Рисунок 2 – Проекция на плоскость эклиптики траектории гелиоцентрического перелета Земля – Земля – Юпитер. Длительность пассивного участка при подлете к Земле 15 суток

На рисунках 3-5 приведены изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива как функции даты внештатного выключения двигателя [ось абсцисс] и продолжительности нештатного выключения двигателя [ось ординат] для всех трех активных участков новой номинальной траектории с длительностью последнего пассивного участка 15 суток.

Анализ рисунка 3 показывает, что на первом активном участке наиболее сложно парировать возмущения, связанные с нештатным выключением двигателя в конце участка. Но затраты топлива для этого парирования не превышают 444 кг, что существенно меньше рассматриваемого запаса топлива. Общий вывод при анализе первого активного участка таков - на нем возможно парировать возмущения от нештатного выключения двигателя большой продолжительностью (по крайней мере, более 5 суток).

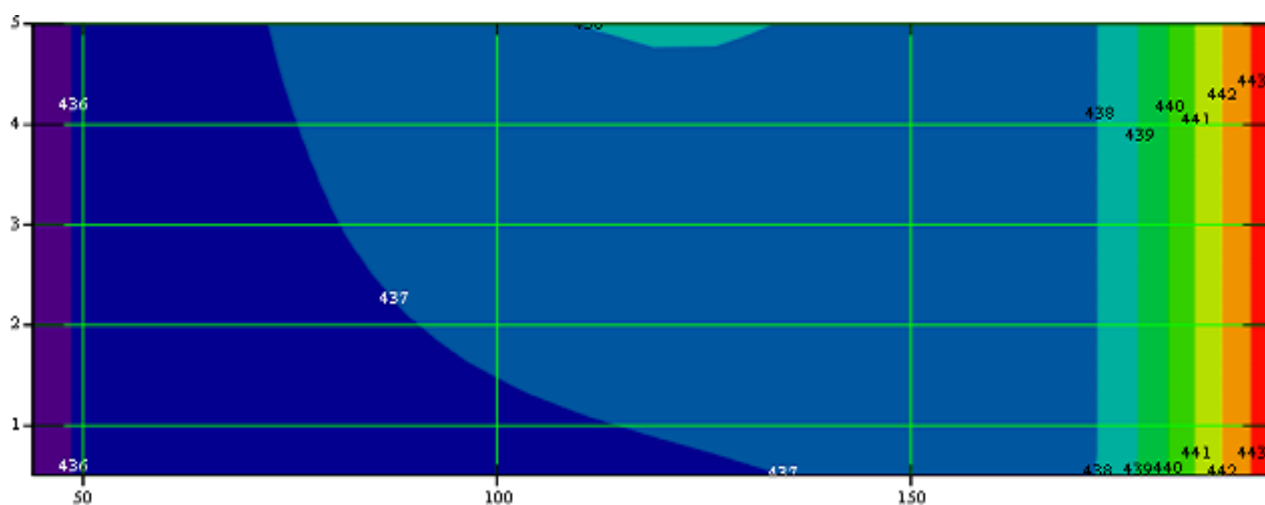


Рисунок 3 - Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива (числа на линиях - кг) на плоскости: дата нештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность нештатного выключения двигателя [сутки]. Первый активный участок

Анализ рисунка 4 показывает, что на втором активном участке наиболее сложно парировать возмущения, связанные с нештатным выключением двигателя в середине и конце участка. Но затраты топлива для этого парирования не превышают 460 кг, что существенно меньше рассматриваемого запаса топлива. Общий вывод при анализе второго активного участка таков - на нем возможно парировать возмущения от нештатного выключения двигателя большой продолжительностью (по крайней мере, более 5 суток).

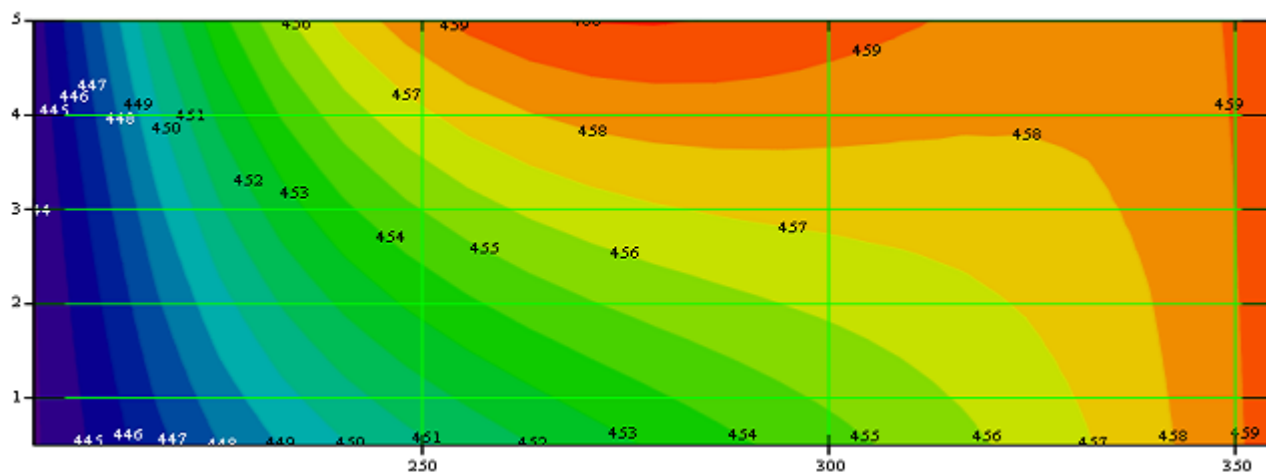


Рисунок 4 - Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива [кг] на плоскости: дата нештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность внештатного выключения двигателя [сутки]. Второй активный участок

На рисунке 5 приведены изолинии требуемой массы топлива на третьем активном участке. Красная область на рисунке, расположенная на большом временном интервале от 580 до 680 суток полета, есть область, где парировать возмущение от нештатного выключения двигателя не удастся. Видно, что при нештатном выключении двигателя на 650 сутки полета продолжительностью 2 суток и больше нет возможности обеспечить решение транспортной задачи. При нештатном выключении двигателя на, например, 600 сутки полета можно предельно допустимое время нештатного выключения двигателя равно 3.65 суток. При этом требуемые затраты топлива равны 485 кг. Общий вывод из анализа третьего активного участка таков - на нем есть область, где предельно допустимое время нештатного выключения двигателя меньше 2 суток (будем считать его равным 1.5 суток).

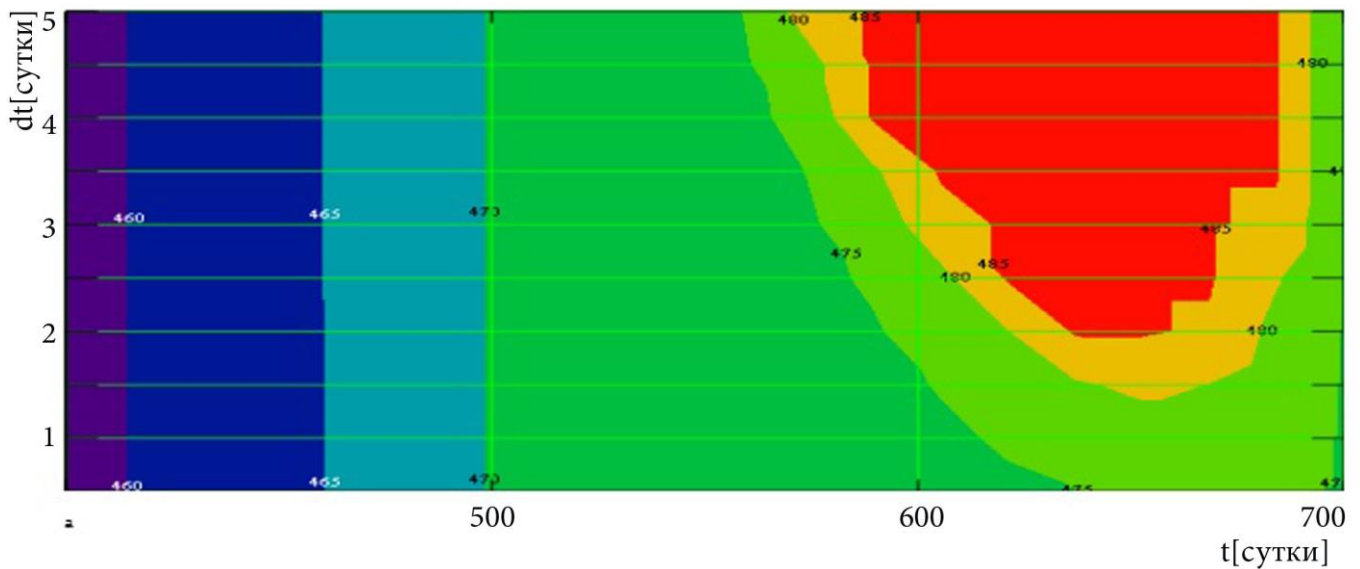


Рисунок 5 - Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива [кг] на плоскости: дата нештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность нештатного выключения двигателя [сутки]. Третий активный участок

Аналогично был выполнен анализ номинальных траекторий с вводимым пассивным участком длительностью 10, 20, 25 суток. Основные результаты анализа приведены в таблице 2. Там приведены: предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя; требуемая масса топлива (ксенона) и масса КА в момент подлета к Земле.

Таблица 2 - Предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных продолжительностей последнего пассивного участка

Длительность последнего пассивного участка	сутки	0	10	15	20	25
Предельно допустимая продолжительность выключения двигателя	сутки	0	0.5	1.5	2.5	4
Масса ксенона	кг	435.728	460.573	474.761	490.038	507.009
Масса КА при его подлете к Земле	кг	1681.026	1656.182	1641.994	1626.716	1609.746

Из результатов, приведенных в таблице 2, следует, что при увеличении длительности последнего пассивного участка предельно допустимая

продолжительность выключения двигателя увеличивается, но масса требуемого на перелет ксенона сильно увеличивается. Для обеспечения требований по максимальному запасу топлива (490 кг) и достаточно большой конечной массе КА будем считать, что длительность последнего пассивного участка равна 15 суток. Именно этот вариант был подробно рассмотрен ранее. При этом масса требуемого топлива равна 474.761 кг, а предельно допустимая продолжительность выключения двигателя равна 1.5 суток. Желательно увеличить эту продолжительность для уменьшения рисков, связанных с реализацией траектории перелета.

6. Анализ требований при парировании возможного нештатного выключения ЭРДУ на номинальной траектории с двумя дополнительными пассивными участками

Как было показано выше, основные проблемы с парированием нештатного выключения двигателя возникают на третьем (последнем) активном участке гелиоцентрического перелета Земля - Земля. Для увеличения предельно допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя введем ещё один дополнительный пассивный участок на этом самом сложном, с точки зрения парирования возмущений от нештатного выключения двигателя, участке траектории.

Разработанный метод исследования требований по допустимой продолжительности нештатного выключения двигателя сводится к следующему алгоритму:

- Фиксируются два новых параметра траектории гелиоцентрического перелета: дата начала дополнительного пассивного участка T_a и его продолжительность δt .
- Находится оптимальная номинальная траектория для схемы полета с зафиксированными значениями T_a и δt .
- Для зафиксированных двух параметров (T_a , δt) на всей траектории находится такой момент нештатного выключения двигателя t_i^* , при котором допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя δt_{490} минимальна (δt_{490}^*).
- Перебирая параметры T_a и δt , определяющие характеристики введенного дополнительно пассивного участка, находим такие его характеристики T_a^* и δt^* , при котором δt_{250}^* максимально.

Разработанный алгоритм является очень трудоемким. Только параллельное использование нескольких современных компьютеров, хорошее системное программное обеспечение и разработанное собственное программное обеспечение позволили справиться с задачей.

Были рассмотрены следующие начальные моменты T_a для дополнительно вводимого пассивного участка: 570, 600, 650, 655 и 660 суток. На начальном этапе исследования продолжительность дополнительных пассивных участков δt была принята равной 5 суток. Затем она варьировалась, чтобы максимизировать предельно допустимую продолжительность нештатного выключения двигателя на траектории перелета.

Основные результаты анализа возможности парирования возмущения от нештатного выключения двигателя для всех рассмотренных вариантов использования дополнительного пассивного участка помещены в таблицу 3. Прежде чем анализировать данные, представленные в таблице, следует отметить следующее. Казалось бы, что введение дополнительного пассивного участка на третьем активном участке увеличит число активных и пассивных участков на единицу. Но этого не произошло. Изменилась структура оптимального управления. Пропал пассивный участок, расположенный ранее в интервале 190...210 суток. Функция переключения на этом интервале становилась отрицательной, почти касаясь оси абсцисс. Добавление пассивного участка «подняла» функцию переключения, она перестала пересекать ось абсцисс, оставаясь на этом интервале положительной. Поэтому на новых номинальных траекториях со вторым пассивным участком, оказалось четыре пассивных участка, разделенных тремя активными участками.

Таблица 3 - Предельно допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя для различных дат начала дополнительного пассивного участков

Временной интервал вводимого пассивного участка	Требуемая масса ксенона	Конечная масса КА	1-й активный участок	2-й активный участок	3-й активный участок	Предельно допустимая продолжительность выключения двигателя
сутки	кг	Кг	сутки	сутки	сутки	сутки
Без пассива	474.760	1641.994	>5	>5	1.5	1.5
570-575	481.067	1635.688	>5	>5	1.1	1.1
600-605	484.425	1632.3292	>5	>5	1.1	1.1
650-653	483.497	1633.257	>5	>5	2.0	2.0
650-655	489.557	1627.197	>5	1.75	0	0
655-657	480.633	1636.121	>5	1.95	4.00	1.95
655-657.5	482.130	1634.623	>5	2.25	3.1	2.25
655-658	483.639	1633.115	>5	2.75	2.75	2.75
660-661	477.711	1639.043	>5	1.5	4.5	1.5
660-662	480.703	1636.051	>5	1.90	>5	1.90
660-663	483.743	1633.011	>5	1.75	3.75	1.75
660-665	489.958	1626.796	>5	3.00	0	0

В первом столбце приведены время начала и длительность дополнительного пассивного участка. Во втором и третьем столбцах таблицы приведена масса требуемого топлива и масса КА, доставляемого в окрестность Земли для гравитационного маневра, для новой номинальной траектории. В следующих трех столбцах таблицы приведено минимальное значение предельно допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ на первом, втором и третьем активных участках. В последнем столбце таблицы представлен итог анализа – минимальная величина из величин, помещенных в три предыдущих столбца (предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя на траектории перелета).

Анализ данных, приведенных в таблице, показывает, что на первом активном участке при нештатном выключении ЭРДУ продолжительностью до 5 суток, система управления может перестроить программу полета так, чтобы обеспечить решение транспортной задачи. На втором и третьем активных участках допустимые продолжительности нештатного выключения двигателя существенно меньше (от нуля до 2.75 суток). Последнее значение оказывается максимально допустимой продолжительностью нештатного выключения двигателя для второго и третьего активных участков в варианте, когда дополнительно вводимый пассивный участок размещается на интервале 655-658 суток полета. Этот вариант в таблице выделен красным цветом. Таким образом, введение двух пассивных участков (на интервале 655-658 суток полета и в конце перелета) позволило получить новую номинальную траекторию, на которой допускается нештатное выключение двигателя длительностью до 2.75 суток в любой точке траектории перелета.

Приведем результаты анализа новой номинальной траектории с двумя вводимыми пассивными участками (на временном интервале 655-658 суток полета и в конце рассматриваемого перелета Земля - Земля).

На рисунке 6 для первого активного участка показаны изолинии массы топлива, требуемого для гелиоцентрического перелета Земля - Земля, как функции даты нештатного выключения двигателя и продолжительности этого выключения. Анализ приведенных изолиний показывает, что парирование возмущений, связанных с нештатным выключением двигателя длительностью до 5 суток в любой точке первого активного участка, возможно. При этом требуемая масса топлива не превышает 465 кг, что существенно меньше располагаемого запаса топлива.

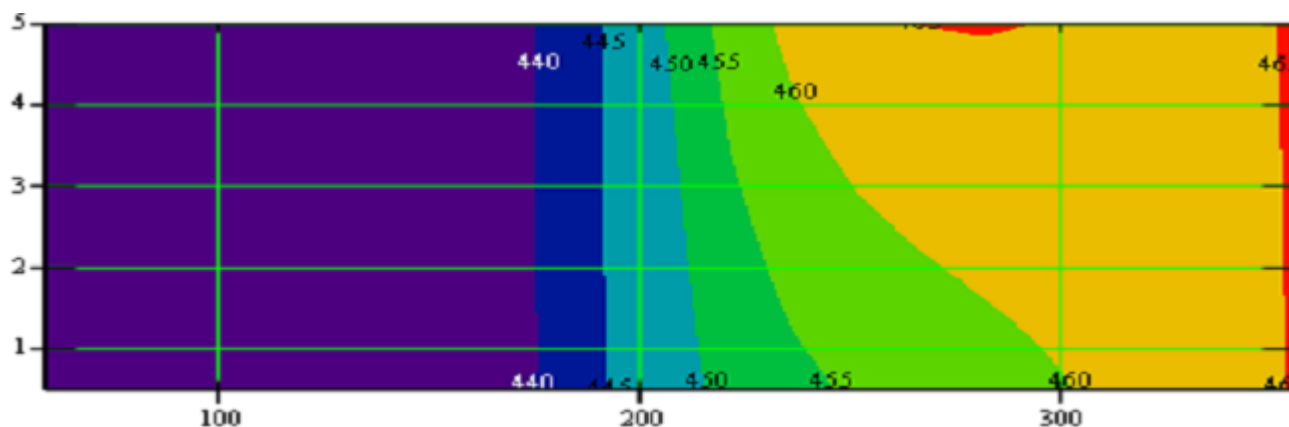


Рисунок 6 - Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива [кг] на плоскости: дата нештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность нештатного выключения двигателя [сутки]. Два вводимых пассивных участка. Первый активный участок.

На рисунке 7 показаны изолинии требуемой массы топлива для второго активного участка. Анализ приведенных изолиний показывает, что наиболее критичным моментом полета с точки зрения возможности парировать нештатное выключение двигателя являются 585...640 сутки полета. На 615 сутки полета

предельно допустимая продолжительность нештатного выключения двигателя достигает минимального значения – 2.75 суток.

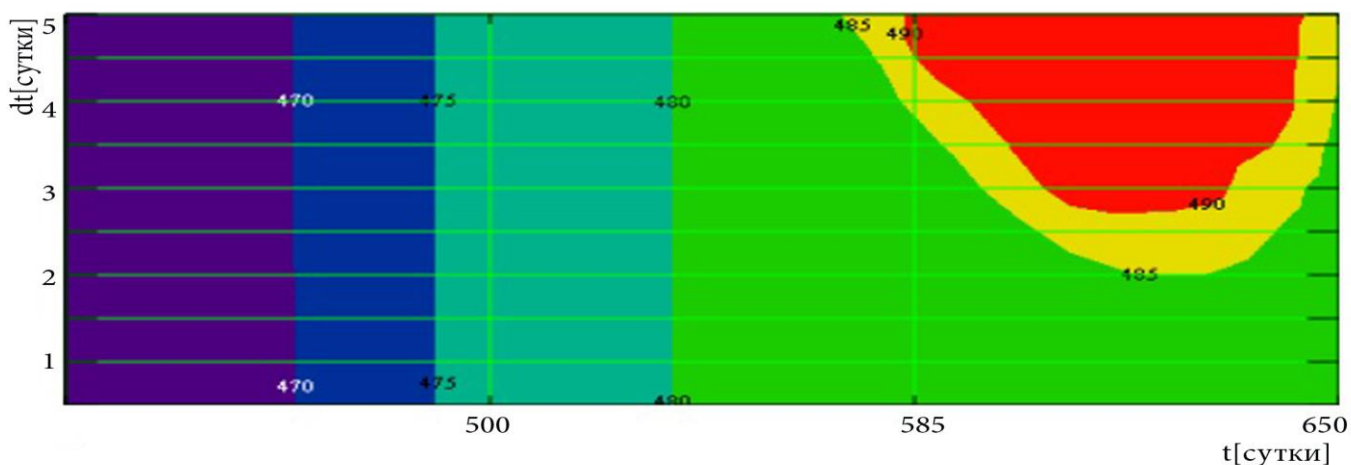


Рисунок 7 - Изолинии требуемой массы топлива [кг] на плоскости: дата внештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность внештатного выключения двигателя [сутки]. Второй активный участок.

На рисунке 8 показаны изолинии требуемой массы топлива для третьего активного участка. Длительность этого активного участка небольшая - 10.87 суток.

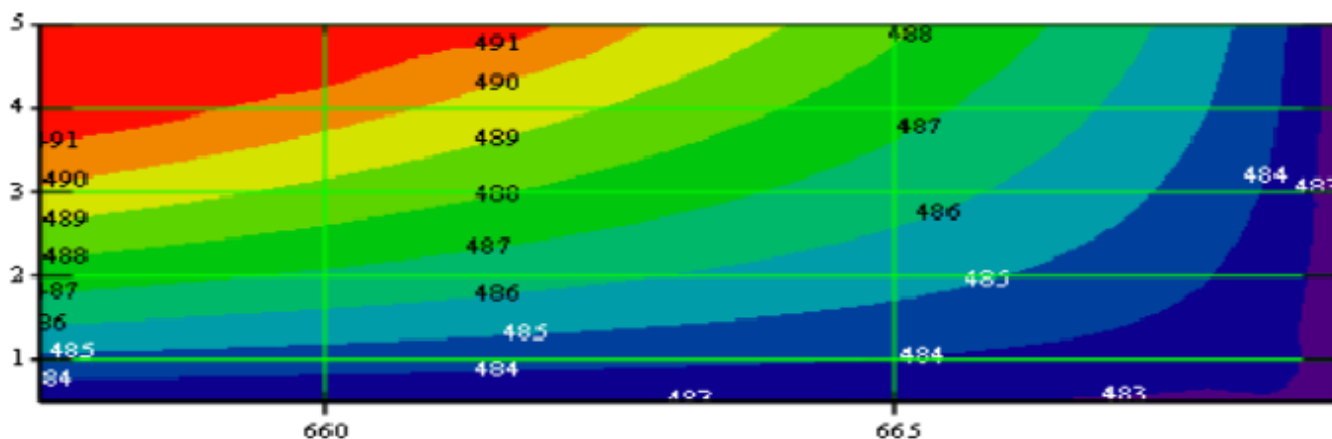


Рисунок 8 - Изолинии требуемой для гелиоцентрического перелета Земля - Земля массы топлива [кг] на плоскости: дата внештатного выключения двигателя [сутки, отсчитывается от даты старта] - продолжительность внештатного выключения двигателя [сутки]. Третий активный участок.

Анализ изолинии, соответствующей требуемой массе топлива равной 490 кг, показывает, что критичной для рассматриваемого активного участка является его

начальная точка. Предельно допустимое время нештатного выключения двигателя в ней равно 2.75 суток.

7. Характеристики новой номинальной траектории с двумя дополнительными пассивными участками

В таблице 4 представлены основные характеристики новой номинальной траектории КА, обеспечивающей возможность парирования аварийного отключения ЭРДУ в течение 2.75 суток в любой момент времени.

Таблица 4 - Основные характеристики новой номинальной траектории КА

Дата старта		18.05.2018
Величина вектора ГИС при отлете от Земли	м/с	445.11
Масса КА после отделения маршевой двигательной установки Фрегата	кг	2116.75
Время гелиоцентрического перелета Земля – Земля	сутки	683.87
Дата подлета КА к Земле		01.04.2020
Требуемая масса ксенона	кг	483.64
Масса КА при его подлете к Земле	кг	1639.04
Величина ГИС при подлете к Земле	км/с	9.2889
Угол поворота асимптоты гиперболы при гравитационном маневре у Земли	град.	47.85
Время перелета Земля – Юпитер	сутки	835
ГИС при подлете к Юпитеру	км/с	6.2411

На рисунке 9 показана проекция на плоскость эклиптики полученной новой номинальной гелиоцентрической траектории КА Земля – Земля – Юпитер.

Используются те же обозначения, что и на рисунке 2.

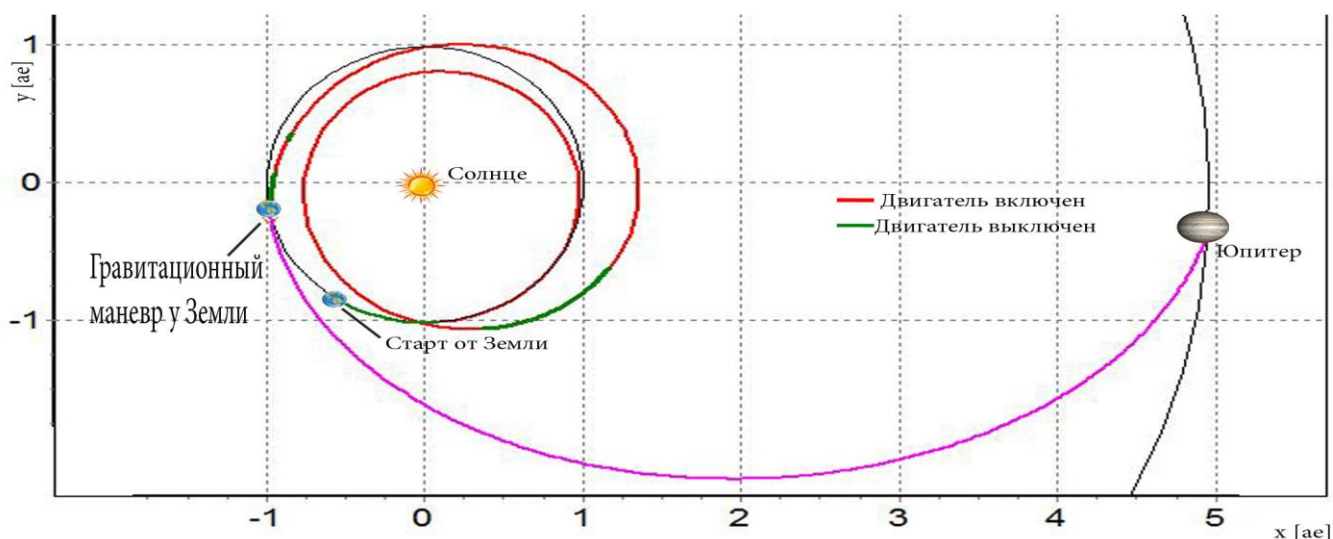


Рисунок 9 – Проекция на плоскость эклиптики новой номинальной траектории с двумя дополнительными активными участками

На траектории перелета Земля – Земля есть три активных и четыре пассивных участка. В таблице 5 представлены моменты переключения двигателя.

Таблица 5 - Моменты переключения двигателя новой номинальной траектории КА

Участок	Начало участка(i-й день)	Продолжительность (сутки)
1-й участок (пассивный)	0	42.292
2-й участок (активный)	42.292	313.283
3-й участок (пассивный)	355.575	68.757
4-й участок (активный)	424.332	230.668
5-й участок (пассивный)	655.000	3.000
6-й участок (активный)	658.000	10.870
7-й участок (пассивный)	668.870	15.000
Полное время перелета	683.870	

Ряд точек траектории, в которых осуществляется включение или выключение двигателя, совпадают с нулями функции переключения.

Заключение

1. В работе предложен подход к проектированию траектории межпланетного перелета КА с ЭРДУ к Юпитеру с учетом необходимости

парирования возмущения траектории, связанного с нештатным выключением ЭРДУ в любой точке любого активного участка траектории.

2. Получены оценки допустимой продолжительности нештатного выключения ЭРДУ для рассматриваемых ранее программных траекторий. Сделан вывод о целесообразности корректирования номинальных траекторий для увеличения предельно допустимого времени нештатного выключения двигателя.

3. Предложены два пути корректировки номинальных траекторий. Они основаны на введении (или увеличении длительности) пассивных участков на конечном участке гелиоцентрического перелета и на введении одного или нескольких дополнительных пассивных участков.

4. Для рассмотренной транспортной задачи нахождение новой номинальной межпланетной траектории КА позволило увеличить допустимое нештатное выключение ЭРДУ до 2.75 суток в любой точке траектории перелета.

Библиографический список

1. Константинов М.С., Мин Тейн. Оптимизация прямых полетов к Юпитеру с ядерной электроракетной двигательной установкой // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 5. С. 22-33.

2. Константинов М.С., Нгуен Д.Н. Оптимизация траектории КА с ЭРДУ к Юпитеру с гравитационным маневром в рамках задачи трех тел // Электронный журнал «Труды МАИ», 2014, выпуск № 72: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=47349> (дата публикации 27.01.2014).

3. Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелёта космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного манёвра у Земли // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2013. № 5 (21). С. 42-48.
4. Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории к Юпитеру космического аппарата с малой тягой с использованием двух гравитационных маневров у Земли // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 58-69.
5. Ракета-носитель «Союз-2». Официальный сайт РКК «Прогресс». URL: http://samspace.ru/products/launch_vehicles/rn_soyuz_2/ (дата обращения: 02.12.2014).
6. Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа Фрегат // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.
7. Ion Propulsion Systems. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/index.html> (дата обращения: 02.12.2014).
8. Константинов М.С., Петухов В.Г., Лёб Х.В. Применение высокочастотного ионного двигателя RIT-22 в проекте «Интергелио-Зонд» // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, выпуск № 60: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35090> (дата выпуска 10.12.2012).
9. Konstantinov M.S., Petukhov V.G., Min Thein. Optimization of the spacecraft insertion into the system of heliocentric orbits for Sun exploration. Proceeding of the 65-th International Astronautical Congress, Toronto, Canada, 2014. Paper IAC-14.C1.9.4. 11 p.