

ОПТИМАЛЬНЫЕ ТРАЕКТОРИИ ДЛЯ ЭКСПЕДИЦИИ ЗЕМЛЯ–АСТЕРОИД–ЗЕМЛЯ ПРИ ПОЛЁТЕ С БОЛЬШОЙ ТЯГОЙ

В. В. Ивашкин^{1,2,*}, Аньци Лан (Angi Lang)^{2,3}

Представлено академиком РАН А.М. Липановым 13.06.2018 г.

Поступило 15.06.2018 г.

Исследованы траектории для экспедиции к астероиду с пребыванием космического аппарата (КА) в течение некоторого времени у астероида и последующим возвращением к Земле. Разработан двух-этапный метод построения оптимальных (по максимуму полезной массы) межпланетных траекторий для экспедиции Земля–астероид–Земля при полете с двигателями большой тяги: в центральном Ньютоновском поле притяжения Солнца на первом этапе и с учетом возмущений на втором этапе. Разработан алгоритм построения сопряженных функций для случая максимизации полезной массы. Построены и проанализированы оптимальные траектории для экспедиции к астероиду. Показана принципиальная возможность осуществления экспедиции Земля–астероид–Земля на основе ракет «Союз», «Зенит» и разгонного блока «Фрегат» при полете в 2019–2022 гг.

Ключевые слова: экспедиция Земля–астероид–Земля, двигательная установка большой тяги; оптимальная траектория; сопряженные функции, астероид Апофис, экспедиция к астероиду Апофис.

DOI: <https://doi.org/10.31857/S0869-56524842161-166>

Экспедиции к астероидам и кометам очень актуальны для космонавтики. Ещё К.Э. Циолковский отмечал это [1]. Уже реализованы два проекта полётов к малым телам Солнечной системы с возвратом к Земле образцов их вещества: “Stardust” (США), “Hayabusa” (Япония) [2]. Сейчас реализуются ещё два таких проекта — “Hayabusa-2” (Япония), “OSIRIS-REx” (США) [3]. У нас в стране НПО им. С.А. Лавочкина разрабатывает проект полёта к опасному астероиду Апофис [4]. В рамках проблемы построения и анализа траекторий экспедиции к астероиду Апофис с возвратом к Земле нами исследованы две задачи. Это, во-первых, задача построения энергетически оптимальных межпланетных траекторий полёта от Земли к астероиду и траекторий возврата от астероида к Земле и, во-вторых, задача анализа и поиска стабильных орбит спутников астероида. Результаты исследования второй задачи приведены в [5, 6]. В настоящей работе исследуется первая задача. Отметим, что обычно при оптимизации межпланетных траекторий рассматривается полёт только до планеты-цели без возврата к Земле. Требование возврата существенно

усложняет задачу. Сначала рассматривается задача оптимизации траекторий полёта к произвольному астероиду с возвратом к Земле, затем результаты анализа будут применены для экспедиции к астероиду Апофис.

Рассмотрена следующая схема экспедиции Земля–астероид–Земля. Ракета-носитель (РН) выводит космический аппарат (КА) с разгонным блоком (РБ) большой тяги на опорную орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ). После пассивного движения по ней в некоторый оптимальный момент t_0 РБ сообщает КА импульс скорости ΔV_1 , производится разгон КА и КА переводится на орбиту полёта к астероиду. Затем разгонный блок отделяется от КА, и дальнейшие манёвры осуществляются с помощью второй двигательной установки большой тяги (ДУ2). В момент $t_{1\text{сд}}$ аппарат выходит из сферы действия Земли. Далее, в момент t_2 КА подлетает к астероиду. С помощью ДУ2 сообщается импульс скорости ΔV_2 , осуществляется торможение КА, и КА переходит на орбиту искусственного спутника астероида. В окрестности астероида КА пребывает некоторое время Δt_{23} , это “время ожидания” [7]. В течение этого времени возможны посадка на поверхность астероида, взятие образцов его грунта и другие исследования. Затем в момент t_3 основному КА сообщается импульс скорости ΔV_3 , КА разгоняется и переходит на траекторию возвращения к Земле. В момент $t_{4\text{сд}}$ КА подлетает к сфере действия Земли. От КА

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской Академии наук, Москва

²Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

³Xi'an Jiaotong University, China

*E-mail: ivashkin@keldysh.ru

отделяется спускаемый аппарат, и в момент t_f происходит его гиперболический вход в атмосферу Земли, затем торможение, посадка. Для уменьшения энергетических затрат в качестве основной принята схема полёта, когда тормозной импульс скорости двигателем не сообщается при подлете к Земле, как предлагал К.Э. Циолковский [1] и как сделано в проектах “Stardust”, “Hayabusa”. В этом случае энергетические затраты на экспедицию в номинале определяются тремя величинами импульсов скорости $\Delta V_1, \Delta V_2, \Delta V_3$.

Обычно при оптимизации траекторий рассматривают минимизацию характеристической скорости $V_{хар}$, равной сумме величин импульсов скорости,

$$V_{хар}(t_1, t_2, t_3, t_4) = \sum_{i=1}^n \Delta V_i \rightarrow \min, \quad (1)$$

или максимизацию конечной массы:

$$-m_f(t_1, t_2, t_3, t_4) \rightarrow \min. \quad (2)$$

Нами при построении оптимальных межпланетных траекторий перелёта в основном варианте анализа максимизируется полезная масса экспедиции m_p :

$$-m_p(t_1, t_2, t_3, t_4) \rightarrow \min. \quad (3)$$

При этом полагаем, что полезная масса получается вычитанием из конечной массы m_f массы ДУ2, зависящей от массы топлива, т.е. импульсов $\Delta V_1, \Delta V_2, \Delta V_3$. Этот функционал лучше отражает требование энергетической эффективности траектории.

Задача построения оптимальных межпланетных траекторий решается в два этапа. На первом этапе гелиоцентрические траектории перелёта КА Земля—астероид и астероид—Земля определяются в модели точечных сфер действия Земли и астероида, поэтому орбиты этих перелётов строятся в центральном поле притяжения Солнца. Схема решения задачи будет следующей. При задании граничных времён экспедиции t_1 (отлёт с орбиты Земли), t_2 (подлёт к орбите астероида), t_3 (отлёт с орбиты астероида), t_4 (подлёт к орбите Земли) гелиоцентрические орбиты перелёта между небесными телами определяются путём двукратного решения задачи Эйлера—Ламберта (с учётом возможности совершения пассивного витка хотя бы по одной орбите). Это позволяет найти скорости “на бесконечности” $V_{\infty 1}, V_{\infty 2}, V_{\infty 3}, V_{\infty 4}$ в граничные времена t_i и требуемые импульсы скорости для перелёта $\Delta V_1, \Delta V_2, \Delta V_3$. По этим скоростям определяются конечная m_f и полезная m_p массы КА. Полезная масса КА определяется с учётом отделяемых масс РБ и ДУ2, при этом скорости истечения газов c_1, c_2 из двигательных установок РБ и ДУ2,

вообще говоря, различны. Необходимо выбором времён t_1, t_2, t_3, t_4 (при заданных областях для этих времён) найти оптимальные траектории с максимальной полезной массой.

При этом рассмотрено несколько задач оптимизации.

1. Основная задача оптимизации сформулирована следующим образом: при заданной общей продолжительности экспедиции $\Delta t_{\Sigma} = t_4 - t_1$ и заданном времени пребывания КА у астероида $\Delta t_{23} = t_3 - t_2$ оптимизируются время старта t_1 и время перелёта от Земли до астероида $\Delta t_{12} = t_2 - t_1$, чтобы выполнялось соотношение (3). Это близко к постановке, данной в работе [8].

2. При заданном времени Δt_{23} и при ограничении на общую продолжительность экспедиции Δt_{Σ} (например, $\Delta t_{\Sigma} \leq 2$ года) оптимизируются времена $t_1, \Delta t_{12}$ и Δt_{Σ} .

3. При заданном времени Δt_{Σ} оптимизируются времена $t_1, \Delta t_{12}$ и Δt_{23} .

4. Оптимизируются все времена $\Delta t_{\Sigma}, t_1, \Delta t_{12}$ и Δt_{23} .

5. Полная четырёхпараметрическая оптимизация времён $\Delta t_{\Sigma}, t_1, \Delta t_{12}$ и Δt_{23} с учётом ограничения на скорость входа КА в атмосферу Земли при возврате от астероида $V_{вх}: V_{вх} \leq V_{\max}$.

Чтобы обеспечить нахождение глобального оптимума, на первом этапе анализа для поиска оптимальных траекторий использовано несколько методов: метод И.М. Соболя [9], генетический алгоритм [10] и квазиньютоновский BFGS (Broyden—Fletcher—Goldfarb—Shanno) метод [11]. Метод И.М. Соболя с точками ЛП_τ-последовательностей, которые очень равномерно распространены в пространстве, позволяет найти области, где лежат локальные оптимумы и глобальный оптимум. Запуск генетического алгоритма в этих областях имеет целью найти глобальный оптимум с точностью до суток. Метод BFGS позволяет затем, если надо, быстро (за 2–8 итераций) уточнить оптимум.

После построения на первом этапе оптимальных гелиоцентрических траекторий перелёта КА эти траектории проверяем на выполнение необходимых условий оптимальности в классе многоимпульсных перелётов с помощью сопряжённых функций. Получены выражения для базис-вектора Лоудена \mathbf{p} (вектора λ_v , сопряжённого к скорости КА \mathbf{V}) в граничные времена t_1, t_2, t_3, t_4 не только для обычных функционалов $V_{хар}$ и m_f , но и для полезной массы КА m_p [12]. При минимизации характеристической скорости $V_{хар}$ (1):

$$\begin{aligned} \mathbf{p}_1 &= \lambda_v(t_1) = \frac{\mathbf{V}_{\infty 1}}{V_{p1}}, & \mathbf{p}_2 &= \lambda_v(t_2) = -\frac{\mathbf{V}_{\infty 2}}{V_{\infty 2}}, \\ \mathbf{p}_3 &= \lambda_v(t_3) = \frac{\mathbf{V}_{\infty 3}}{V_{\infty 3}}, & \mathbf{p}_4 &= \lambda_v(t_4) = 0. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $V_{p1} = \sqrt{V_{\infty 1}^2 + 2\mu_E/r_0}$ — скорость в перигее орбиты отлёта от Земли; притяжение астероида для простоты не учитывается. Для случая (2)

$$\mathbf{p}_1 = \frac{c_2 m(t_0) \mu_1 \mu_2 \mu_3}{c_1 m_f} \frac{\mathbf{V}_{\infty 1}}{V_{p1}}, \quad (5a)$$

$$\mathbf{p}_2 = -\frac{\mathbf{V}_{\infty 2}}{V_{\infty 2}}, \quad \mathbf{p}_3 = \frac{\mathbf{V}_{\infty 3}}{V_{\infty 3}}, \quad \mathbf{p}_4 = 0, \quad (5b)$$

где $m(t_0)$ — начальная масса КА на опорной орбите ИСЗ; $\mu_1 = e^{-\Delta V_1/c_1}$, $\mu_2 = e^{-\Delta V_2/c_2}$, $\mu_3 = e^{-\Delta V_3/c_2}$, $m_f = (m(t_0)\mu_1 - \Delta m_1)\mu_2\mu_3$, Δm_1 — отделяемая после разгона у Земли масса РБ. При максимизации полезной массы КА m_p (3)

$$\mathbf{p}_1 = \frac{c_2 m(t_0) \mu_1}{c_1 m_f} \left(\mu_2 \mu_3 - \frac{a_{T2}}{1 + a_{T2}} \right) \frac{\mathbf{V}_{\infty 1}}{V_{p1}}, \quad (6)$$

$$\mathbf{p}_2 = -\frac{\mathbf{V}_{\infty 2}}{V_{\infty 2}}, \quad \mathbf{p}_3 = \frac{\mathbf{V}_{\infty 3}}{V_{\infty 3}}, \quad \mathbf{p}_4 = 0,$$

где a_{T2} — коэффициент пропорциональности массы топливных баков ДУ2 массе топлива. Зная эти граничные сопряжённые переменные, можно определить текущие сопряжённые переменные по переходной матрице Φ , удовлетворяющей уравнениям

$$\begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_f \\ \delta \mathbf{V}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_1 & \Phi_2 \\ \Phi_3 & \Phi_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_0 \\ \delta \mathbf{V}_0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где \mathbf{r} , \mathbf{V} — гелиоцентрические радиус-вектор и вектор скорости КА, индексы 0 и f соответствуют началу и концу каждой дуги перелёта,

$$\Phi_1 = \frac{\partial \mathbf{r}_f}{\partial \mathbf{r}_0}, \quad \Phi_2 = \frac{\partial \mathbf{r}_f}{\partial \mathbf{V}_0}, \quad \Phi_3 = \frac{\partial \mathbf{V}_f}{\partial \mathbf{r}_0}, \quad \Phi_4 = \frac{\partial \mathbf{V}_f}{\partial \mathbf{V}_0}. \quad (7a)$$

Поскольку переходная матрица для $(\mathbf{p}, \mathbf{p}')$ идентична матрице для вариаций $(\delta \mathbf{r}, \delta \mathbf{V})$, производная базис-вектора $\mathbf{p}' = \frac{d\mathbf{p}}{dt}$ в начальный момент

$$\mathbf{p}'_0 = \Phi_2^{-1} (\mathbf{p}_f - \Phi_1 \mathbf{p}_0). \quad (8)$$

Тогда можно определить базис-вектор на всей траектории

$$\mathbf{p}(t) = \Phi_1(t, t_0) \mathbf{p}_0 + \Phi_2(t, t_0) \mathbf{p}'_0, \quad (9a)$$

при этом Φ_1 , Φ_2 определяются по (7a) в каждый момент t . Можно также получить базис-вектор $\mathbf{p}(t)$ интегрированием системы уравнений [8]:

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}}{dt} &= \mathbf{V}, & \frac{d\mathbf{V}}{dt} &= -\mu_s \frac{\mathbf{r}}{r^3}, \\ \frac{d\mathbf{p}}{dt} &= \mathbf{p}', & \frac{d\mathbf{p}'}{dt} &= -\mu_s \frac{\mathbf{p}}{r^3} + (\mathbf{p}, \mathbf{r}) \frac{3\mu_s \mathbf{r}}{r^5}, \end{aligned} \quad (9b)$$

где μ_s — гравитационный параметр Солнца. Для оптимальности траекторий в классе многоимпульсных перелётов необходимо выполнение условия

$$p(t) = |\mathbf{p}(t)| \leq 1. \quad (10)$$

Если это условие, играющее здесь роль “принципа максимума”, нарушается на некотором участке, то траекторию можно улучшить введением дополнительных импульсов или вариацией граничных времён [12].

Также получены производные от функционалов (1)–(3) по граничным временам траектории [12], они могут быть использованы для проверки выполнения условий трансверсальности и для улучшения траектории по функционалу, например, градиентным или квазиньютоновским методами. Для функционала $J_3 = -m_p$ (3) имеем

$$\begin{aligned} \frac{\partial J_3}{\partial t_1} &= -d_3 p'_1 V_{\infty 1}, & \frac{\partial J_3}{\partial t_2} &= d_3 p'_2 V_{\infty 2}, \\ \frac{\partial J_3}{\partial t_3} &= -d_3 p'_3 V_{\infty 3}, & \frac{\partial J_3}{\partial t_4} &= d_3 (\mathbf{p}'_4, \mathbf{V}_{\infty 4}), \end{aligned} \quad (11)$$

$$d_3 = m_f (1 + a_{T2}) / c_2, \quad \mathbf{p}_i = \mathbf{p}(t_i),$$

$$p'_i = \frac{d|\mathbf{p}_i|}{dt} = \frac{d}{dt} \left[(\mathbf{p}_i \cdot \mathbf{p}_i)^{\frac{1}{2}} \right] = \frac{\mathbf{p}'_i \cdot \mathbf{p}_i}{|\mathbf{p}_i|}, \quad i = 1, 2, 3.$$

Если времена t_i ($i = 1, 2, 3, 4$) не зависят друг от друга и лежат внутри допустимых областей, то для оптимальной траектории должно быть $\frac{\partial J_3}{\partial t_i} = 0$.

Если между временами t_i есть связи, то переходим к независимым переменным x_j .

На втором этапе анализа уточняются характеристики полученных на первом этапе оптимальных межпланетных траекторий. При этом движение КА рассчитывается с учётом возмущений от притяжения небесных тел, сжатия Земли J_2 , давления солнечного света, координаты небесных тел определяются по эфемеридам JPL, а траектории КА определяются численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения КА и решением краевых задач для выполнения граничных условий. Выполнена также коррекция массово-энергетических характеристик. Для этого учтены гравитационные потери при разгоне КА у Земли из-за конечности тяги; предусмотрены дополнительные импульсы скорости на коррекцию траекторий и т.д. На множестве данных возмущённых траекторий выполняется их оптимизация по граничным временам экспедиции, методом поординатного спуска [13]. При этом, в частности,

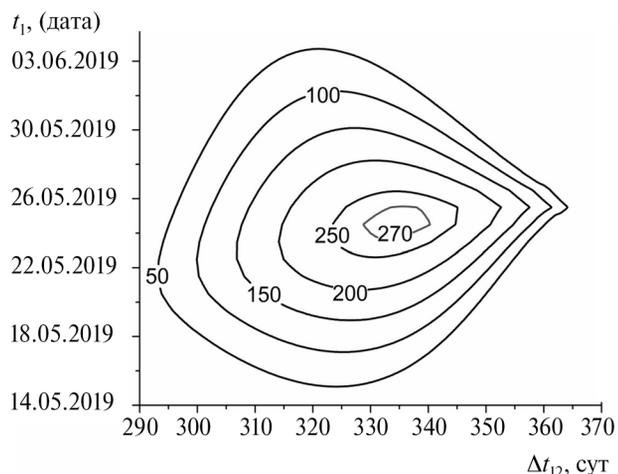


Рис. 1. Изолинии полезной массы в плоскости времен t_1 и Δt_{12} для варианта $\Delta t_{\Sigma} = 690$ сут, $\Delta t_{23} = 7$ сут. в окрестности оптимума.

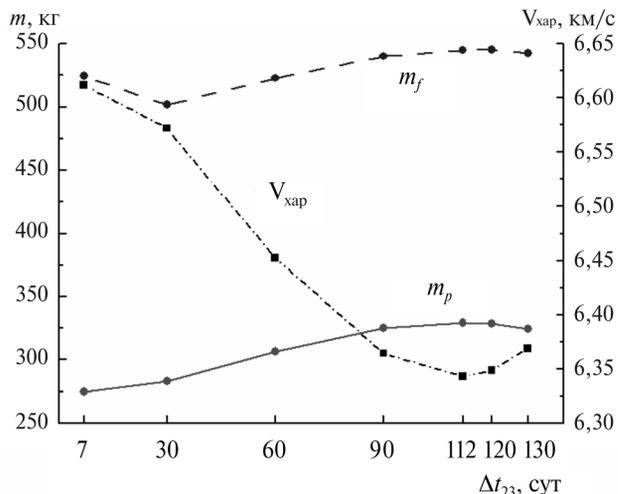


Рис. 2. Зависимости скорости $V_{хар}$ и масс m_f , m_p от времени Δt_{23} .

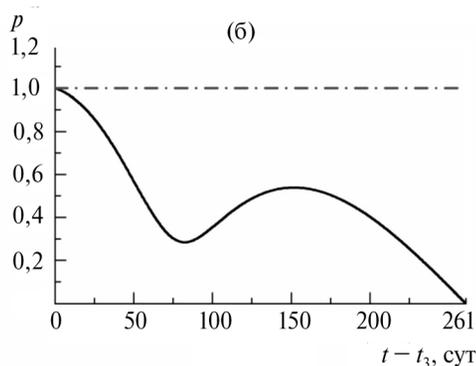
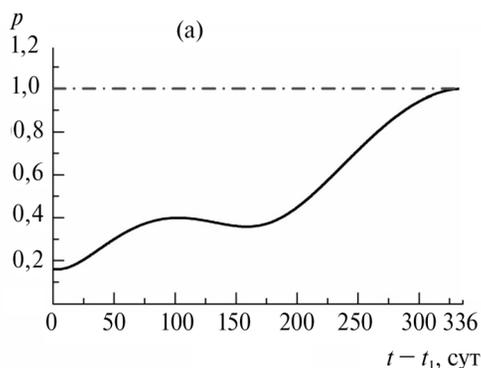


Рис. 3. Изменение модуля базис-вектора $p(t)$ на траектории № 19: (а) — перелёт от Земли до Апофиса; (б) — перелёт от Апофиса до Земли.

получаются времена t_0 отлёта от Земли и t_f входа в атмосферу Земли при возврате.

В соответствии с разработанным методом для экспедиции “Земля–Апофис–Земля” определены и исследованы энергетически оптимальные по максимуму полезной массы КА межпланетные траектории с запуском КА в течение 2019–2022 гг. Исследованы варианты с использованием РН “Союз-2.1а”, “Союз-2.1б”, “Зенит” и разгонного блока “Фрегат”. Для двигательной установки ДУ2 удельная тяга 304 с; постоянная составляющая массы $m_{20} = 100$ кг; в (6) коэффициент массы топливных баков $a_{T2} = 0,15$.

Сначала приведём данные для РН “Союз-2.1а”. Для задачи оптимизации 1 фиксировано время ожидания $\Delta t_{23} = t_3 - t_2 = 7$ сут. При этом суммарное время Δt_{Σ} выбиралось из множества $T_{\Sigma} = [390; 420; 450; 510; 540; 570; 600; 630; 660; 690; 730]$ сут. Решение этой задачи на первом этапе анализа дало оптимальные траектории для

разных времен Δt_{Σ} . Среди них максимальная полезная масса КА $m_p = 272$ кг получена для траектории № 16, для которой: $\Delta t_{\Sigma} = 690$ сут, $t_1 = 24.05.2019$, $\Delta t_{12} = t_2 - t_1 = 335$ сут, $t_4 = 13.04.2021$, $V_{хар} = 6,618$ км/с, $m_f = 527$ кг (см. рис. 1). На второй дуге полёта делается пассивный виток, прилёт к Земле — у восходящего узла орбиты Апофиса.

Решена задача 2 трёхмерной оптимизации при заданном времени ожидания $\Delta t_{23} \in [7; 30; 60; 90; 120; 130]$ сут, при $\Delta t_{\Sigma} \leq 2$ года. Получено, что оптимальное время ожидания КА у Апофиса Δt_{23opt} достигается на интервале 90–120 сут (см. рис. 2). Так, для траектории с $\Delta t_{23} = 120$ сут: $t_1 = 06.05.2020$, $\Delta t_{12} = 297$ сут, $\Delta t_{\Sigma} = 716$ сут., $V_{хар} = 6,35$ км/с, $m_p = 328$ кг.

В задаче 3 трёхмерной оптимизации при задании $\Delta t_{\Sigma} = 690$ сут для оптимального решения (траектория № 19): $t_1 = 23.05.2019$, $\Delta t_{12} = 336$ сут, $\Delta t_{23opt} = 93$ сут, $V_{хар} = 6,519$ км/с, $m_f = 544$ кг, $m_p = 293$ кг.

Таблица 1. Характеристики траекторий № 16а, 19а, 20а

Номер траектории	Δt_s , сут	t_0	t_2	t_3	t_f	$V_{\text{хар}}$, км/с	m_f , кг	m_p , кг
16а	692	21.05.2019	24.04.2020	01.05.2020	12.04.2021	6,721	492	226
19а	691	21.05.2019	24.04.2020	22.07.2020	11.04.2021	6,624	509	245
20а	715	06.05.2020	02.03.2021	23.06.2021	21.04.2022	6,447	517	290

Решена также задача 4 полной четырёхмерной оптимизации при условиях $\Delta t_s \leq 2$ года, $\Delta t_{23} \geq 7$ сут. Для неё получена траектория № 20 с характеристиками: $\Delta t_s = 716$ сут, $t_1 = 05.05.2020$, $\Delta t_{12} = 300$ сут, $\Delta t_{23\text{опт}} = 112$ сут, $V_{\text{хар}} = 6,343$ км/с, $m_f = 545$ кг, $m_p = 329$ кг.

Для полученных траекторий построены сопряженные функции, в частности, модуль базис-вектора. Для траектории № 16 $\Delta t_{23} = 7$ сут $< \Delta t_{23\text{опт}}$, и на некотором начальном отрезке второй дуги, после приложения импульса ΔV_3 : $p_3' = \frac{dp_3}{dp} > 0$,

$p(t) > 1$, условие (10) не выполняется, траекторию можно улучшить. Из выражений (11) для частных производных от функционала видно, что если $dt_3 > 0$, то уменьшим функционал, $dJ_3 < 0$. Это подтверждает улучшение характеристик траектории № 19, у которой большее время t_3 и время ожидания, $\Delta t_{23} = 93$ сут. На рис. 3 представлено изменение $p(t)$ для этой траектории. Здесь $p \leq 1$, условие оптимальности выполняется. Для траектории № 20 условие $p(t) \leq 1$ также выполняется.

Далее, на втором этапе анализа уточнены полученные на первом этапе характеристики оптимальных траекторий. В окрестности граничных времён полученных траекторий выполнена оптимизация задачи на множестве уточненных траекторий методом покоординатного спуска. Получены оптимальные траектории № 16а, 19а, 20а. Характеристики этих траекторий приведены в табл. 1. Здесь $\Delta t_s = t_f - t_0$. Уточнение на втором этапе привело к некоторому уменьшению полезной массы.

В табл. 2 даны значения масс m_f и m_p для траекторий № 16а, 19а, 20а при выведении с РН “Союз-2.1а”, “Союз-2.16”, “Зенит”. При разгоне у Земли для РН “Союз” делается два включения разгонного блока, для РН “Зенит” — три включения.

Для полученных траекторий при возврате к Земле оценена скорость входа КА в атмосферу Земли $V_{\text{вх}}$: $V_{\text{вх}} = 12,74$ км/с, $12,32$ км/с, $13,26$ км/с соответственно для траекторий № 16а, 19а, 20а. Отметим, что в проекте “Stardust” $V_{\text{вх}} = 12,9$ км/с, в проекте “Hayabusa” $V_{\text{вх}} = 12,5$ км/с, в проекте

Таблица 2. Конечная и полезная масса КА для траекторий № 16а, 19а, 20а с использованием разных РН

Траектория	Вариант Фрегата	m_f , кг	m_p , кг	
№ 16а	Союз-2.1а	1	492	226
	Союз-2.16	2	604	301
	Зенит	СБ	1193	700
№ 19а	Союз-2.1а	1	509	245
	Союз-2.16	2	624	325
	Зенит	СБ	1233	748
№ 20а	Союз-2.1а	1	517	290
	Союз-2.16	3	611	362
	Зенит	СБ	1287	877

Таблица 3. Изменение полезной массы со скоростью $V_{\text{вх}}$

$V_{\text{вх max}}$, км/с	m_p , кг		
	Союз-2.1а	Союз-2.16	Зенит
12,8	275,3	343,6	839,6
12,9	280	349	852
13	284	354	861
13,1	287,5	358	869,8
13,2	289	361	876
13,26	290	362	877

“OSIRIS-REx” $V_{\text{вх}} = 12,2$ км/с, т.е. современные технологии позволяют приземлять КА при скорости $V_{\text{вх}}$ до 12,9 км/с. Учитывая это, решена ещё задача 5 полной четырёхпараметрической оптимизации с ограничением на скорость входа, $V_{\text{вх}} \leq 12,8$ км/с — для траектории 20а. В таблице 3 приведены результаты анализа зависимости полезной массы от $V_{\text{вх}}$ (12,8 — 13,26 км/с). Отметим, что при этом для РН “Союз-2.16” и РН “Зенит” полезная масса остаётся большей, чем сухая масса КА “Stardust” (300 кг).

Таким образом, выполненный анализ показывает, что существует принципиальная возможность осуществить экспедицию к астероиду Апофис в течение 2019–2022 гг. на основе существующих РН типа “Союз”.

Авторы выражают искреннюю признательность сотрудникам НПО им. С.А. Лавочкина В.Г. Полю и А.В. Симонову, а также И.В. Крылову за поддержку и полезные обсуждения работы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами [1911–1912 гг.] Пионеры ракетной техники. Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. Избранные труды. М.: Наука, 1964.
2. Sandford S. A. The Power of Sample Return Missions: Stardust and Hayabusa [J] // Proc. Intern. Astron. Union. 2011. V. 7(S280). P. 275–287.
3. Ajluni T., Everett D., Linn T., et al. OSIRIS-REx, Returning the Asteroid Sample [C] // Aerospace Conf. IEEE. 2015. P. 1–15.
4. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под. ред. Г.М. Полищука, К.М. Пичхадзе М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.
5. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ орбитального движения космического аппарата вокруг астероида Апофис // ДАН. 2016. Т. 468. № 4. С. 403–407.
6. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ орбитального движения спутника астероида Апофис // Косм. исслед. 2017. Т. 55. № 4. С. 268–277.
7. Hohmann W. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. München; В.: Druck und Verlag R. Oldenbourg, 1926. 88 p.
8. Ильин В.А., Кузмак Г.Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. М.: Наука, 1976. 744 с.
9. Соболев И.М., Статинков Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981. 110 с.
10. Панченко Т.В. Генетические алгоритмы: учебно-методическое пособие. Астрахань: Издат. дом “Астрахан. ун-т”, 2007. 87 с.
11. Nocedal J.; Wright S. J. Numerical Optimization. 2nd ed. N.Y.: Springer, 2006. ISBN 978-0-387-30303-1.
12. Ивашкин В.В., Лан А. Анализ оптимальности траекторий экспедиции Земля–астероид–Земля. Препр. ИПМ им. М.В. Келдыша. М., 2017. № 113. 25 с. DOI:10.20948/prer-2017-113.
13. Аббасов М.Э. Методы оптимизации: Учеб. пособие. СПб.: Изд-во “ВВМ”, 2014. 64 с.

OPTIMUM TRAJECTORIES FOR AN EARTH–ASTEROID–EARTH MISSION WITH A HIGH THRUST FLIGHT

V. V. Ivashkin, Lang Anqi

Received by Academician of the RAS A. M. Lipanov June 13, 2018

Received June 15, 2018

The trajectories of a mission to an asteroid with the presence of a spacecraft (SC) near the asteroid for some time and including a return to the Earth have been studied. A two-stage method of constructing optimum (with respect to the maximum of the useful SC mass) interplanetary trajectories of an Earth–asteroid–Earth mission with high thrust engines has been developed: in the central Newtonian field of the Sun’s attraction at the first stage and with allowance for disturbances at the second stage. An algorithm of constructing conjugate functions for the case of maximizing the useful mass has been designed. The optimum trajectories for the Earth–Apo-phisis–Earth mission have been constructed and analyzed. The possibility in principle of organizing the Earth–Apo-phisis–Earth space mission based on the “Soyuz” and “Zenit” launch vehicles and “Fregat” upper stage for a flight has been demonstrated.

Keywords: Earth–asteroid–Earth mission, propulsion system of high thrust; optimal trajectory; conjugate functions, asteroid Apophis, expedition to the asteroid Apophis.