

ОЦЕНКА ЗАТРАТ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОГО ПОЛЕТА К ЕВРОПЕ

С.В. Сухова

ОАО “Корпорация “ВНИИЭМ”, Москва, Российская Федерация
e-mail: s.sukhova90@gmail.com

Проведены анализ затрат характеристической скорости для исследования Европы (спутника Юпитера) с помощью автоматической межпланетной станции, оснащенной жидкостным ракетным двигателем и оценка энергетических потребностей аппарата для перелета Земля–Юпитер и выхода на круговую полярную орбиту искусственного спутника Европы. Межпланетная траектория приближенно вычислена с использованием модели сопряженных конических сечений (метода сфер действия). Для снижения затрат импульса предложена серия маневров в гравитационном поле Ганимеда, самого массивного спутника Юпитера. В качестве результата оценки приведено сравнение импульсов траекторий двух вариантов: выход аппарата на орбиту Европы непосредственно после прибытия к Юпитеру и формирование орбиты после уменьшения гиперболического избытка скорости за счет выполнения необходимого числа гравитационных маневров в сфере действия Ганимеда.

Ключевые слова: модель сопряженных конических сечений; расчет траектории; гравитационный маневр; галилеевы спутники; импульсная тяга; межпланетный перелет; искусственный спутник Европы.

EVALUATION OF THE DELTA-V BUDGET FOR A MISSION OF EUROPA EXPLORATION

S.V. Sukhova

ОАО “Corporation “VNIIEEM”, Moscow, Russian Federation
e-mail: s.sukhova90@gmail.com

The delta-V budget of Europa (Jupiter’s moon) exploration using a space probe, equipped with a liquid-propellant rocket engine is analyzed, and power needs of the space probe for the Earth-to-Jupiter transfer and probe’s capture into a circular polar orbit of Europa’s satellite are evaluated. The approximate calculation of interplanetary trajectory is performed using the patched-conic method (method of spheres of influence). A series of Ganymede-flybys is suggested for reducing the delta-V budget (Ganymede is the Jupiter’s largest moon). As a result of evaluation, the delta-V budget comparison is presented for two trajectories: (1) probe’s capture into Europa’s orbit right after its arrival at Jupiter; (2) probe’s capture into orbit after reducing its hyperbolic velocity excess using the required number of gravity assist maneuvers in Ganymede’s sphere of influence.

Keywords: patched-conic approximation, trajectory computation, gravity assist maneuver, Galilean moons, impulsive thrust, interplanetary flight, Europa’s satellite.

Настоящая работа содержит анализ энергетических затрат автоматической межпланетной станции, выполняющей перелет к Юпитеру с формированием круговой полярной орбиты вокруг одного из галилеевых спутников, Европы.

Суммарные затраты характеристической скорости для такой траектории достаточно высоки. Схемы полета, предполагающие изучение

тел Солнечной системы с пролетной траектории, требуют меньших затрат импульса, но предоставляемые такими маршрутами возможности для исследований весьма ограничены. Поскольку от суммарного импульса скорости зависит необходимое количество топлива (и, следовательно, масса конструкции аппарата), то его снижение позволяет увеличить массу полезной нагрузки и расширить функциональные возможности космического аппарата (КА).

Для формирования подобной орбиты необходимо погасить гиперболический избыток скорости КА относительно Юпитера, следовательно, относительная скорость подлета аппарата должна быть как можно ниже. В настоящем расчете рассматривается возможность выполнения гравитационных маневров около Ганимеда, позволяющих снизить значение тормозного импульса, необходимого для формирования орбиты искусственного спутника Европы (ИСЕ).

Постановка задачи. Цель расчета — определение затрат характеристической скорости для выведения КА на орбиту ИСЕ и оценка возможного снижения значения тормозного импульса за счет выполнения гравитационных маневров в сфере влияния Ганимеда.

Задача рассматривается в следующей постановке: КА оснащен двигателем большой тяги (жидкостным ракетным двигателем); орбиты Земли и Юпитера считаются некомпланарными эллипсами; орбиты Европы и Ганимеда считаются компланарными окружностям, лежащими в плоскости экватора Юпитера; гравитационные потери не учитываются.

Расчет траектории межпланетного перелета проводился приближенно с использованием модели сопряженных конических сечений (метод сфер действия). В расчете использовались средние элементы орбит планет, относящиеся к средним эклиптике и равноденствию J2000 [1].

Расчет межпланетной траектории методом сфер действия. Суть данного метода заключается в разбиении траектории на участки: геоцентрический, гелиоцентрический и планетоцентрический. Границы участков определяются сферами действия Земли и планеты назначения, причем сферы действия перемещаются в соответствии с орбитальным движением планет [2].

Разбиение межпланетной траектории на три участка позволяет на каждом из них учитывать притяжение только одного небесного тела: Земли, Солнца, планеты назначения (в данном случае Юпитера). Тем самым расчет всей траектории сводится к трем задачам двух тел, решениями которых являются определяемые начальными условиями конические сечения, состыкованные на границах участков.

Расчет межпланетной траектории проводится в следующем порядке [3]:

1. Задаются радиус-вектор положения Земли в момент старта КА и радиус-вектор положения Юпитера в момент прилета аппарата, определяются скорости планет в моменты старта и прилета, а также время перелета КА.

2. Считая сферы действия планет бесконечно малыми, определяют параметры межпланетной орбиты в сфере действия Солнца и скорости КА на границах гелиоцентрического участка.

3. Зная гелиоцентрические скорости КА и планет в моменты старта и встречи, вычисляют необходимые гиперболические избытки скорости межпланетного аппарата.

4. Полученный вектор гиперболического избытка скорости не является достаточным условием для определения планетоцентрической траектории аппарата, поэтому необходимы дополнительные условия. При отлете от Земли такими условиями являются параметры стартовой орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ), при подлете к планете — параметры пролета у планеты (в зависимости от принятой схемы полета).

5. По имеющимся параметрам припланетных траекторий определяют затраты характеристической скорости, необходимые для ее формирования.

В данном расчете получено семейство траекторий межпланетного перелета Земля – Юпитер (радиус-векторы положения планет заданы с шагом в 5°). Чтобы выделить оптимальную для поставленной задачи траекторию, задают условия выбора:

$$\Delta V_1 < \Delta V_{\text{рн}}, \quad \Delta V_2 \rightarrow \min,$$

где ΔV_1 — гиперболический избыток скорости КА относительно Земли; $\Delta V_{\text{рн}}$ — максимальный импульс, сообщаемый ракетой-носителем; ΔV_2 — гиперболический избыток скорости КА относительно Юпитера.

Полученная траектория представлена на рис. 1 (оси соответствуют гелиоцентрической эклиптической системе координат).

Приведем основные соотношения, используемые в расчете.

Гелиоцентрический участок траектории. Положения Земли и Юпитера заданы радиус-векторами:

$$r_1 = (x_1, y_1, z_1); \quad r_2 = (x_2, y_2, z_2).$$

Наклонение плоскости перелета к плоскости эклиптики:

$$i_{\text{т}} = \arccos \left[\frac{|x_2 y_1 - y_2 x_1|}{\sqrt{(y_1 z_2 - y_2 z_1)^2 + (x_2 z_1 - x_1 z_2)^2 + (x_1 y_2 - x_2 y_1)^2}} \right],$$

$i_{\text{т}} \in \left[0, \frac{\pi}{2} \right]$, так как предполагается полет КА только в направлении движения планет.

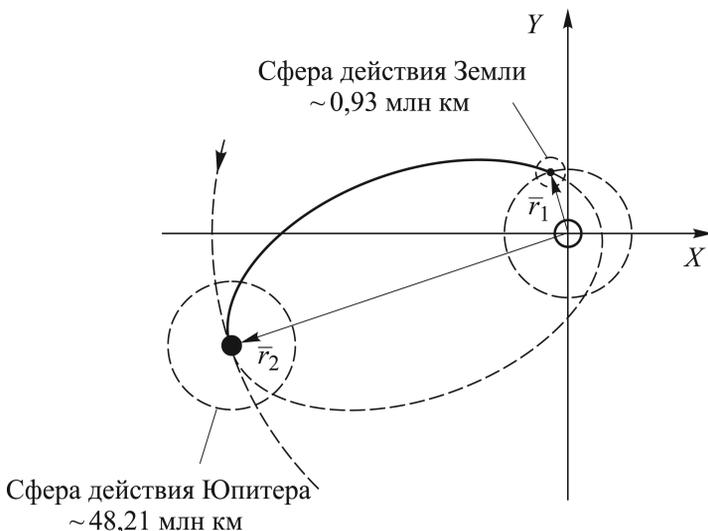


Рис. 1. Траектория перелета Земля – Юпитер

Долгота восходящего узла:

$$\Omega_{\Gamma} = \arcsin \left[\frac{(y_1 z_2 - y_2 z_1) \operatorname{sign}(x_1 y_2 - x_2 y_1)}{\sin i_{\Gamma} \sqrt{(y_1 z_2 - y_2 z_1)^2 + (x_2 z_1 - x_1 z_2)^2 + (x_1 y_2 - x_2 y_1)^2}} \right],$$

$$\Omega_{\Gamma} \in [0, 2\pi].$$

Долгота восходящего угла Ω_{Γ} и наклонение i_{Γ} гелиоцентрического участка траектории КА полностью определяют положение плоскости перелета в эклиптической системе координат.

Угловая дальность гелиоцентрического участка:

$$\Delta\vartheta = \arccos \left[\frac{x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2}{\sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2} \sqrt{x_2^2 + y_2^2 + z_2^2}} \right], \quad \Delta\vartheta \in (0, 2\pi).$$

Аргумент широты:

$$u_i = \arccos \left[\frac{x_i \cos \Omega_3 + y_i \sin \Omega_3}{\sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2}} \right], \quad u_i \in [0, 2\pi].$$

Вычисление элементов орбиты в плоскости перелета сводится к решению задачи Ламберта. С помощью соотношений, приведенных в работе [2], определим большую полуось a_{Γ} , эксцентриситет e_{Γ} , аргумент перицентра ω_{Γ} , время пролета перицентра t_{Π} и угол ϑ_i (угол между направлением восходящего узла гелиоцентрической траектории и радиус-вектором положения планеты).

Радиальные и трансверсальные составляющие скорости КА в начальных и конечных точках гелиоцентрического участка:

$$V_{ri} = \sqrt{\frac{\mu_0}{p_r}} e_r \sin \vartheta_i, \quad V_{ni} = \sqrt{\frac{\mu_0}{p_r}} (1 + e_r \cos \vartheta_i),$$

где μ_0 — гравитационный параметр Солнца; $p_r = a_r (1 - e_r^2)$ — параметр гелиоцентрической орбиты.

Составляющие скорости КА в гелиоцентрической эклиптической системе координат:

$$V_{xi} = -V_n (\sin u_i \cos \Omega_r + \cos i_r \cos u_i \sin \Omega_r) + \\ + V_r (\cos u_i \sin \Omega_r + \cos i_r \sin u_i \cos \Omega_r);$$

$$V_{yi} = -V_n (\sin u_i \sin \Omega_r - \cos i_r \cos u_i \cos \Omega_r) + \\ + V_r (\cos u_i \sin \Omega_r + \cos i_r \sin u_i \cos \Omega_r);$$

$$V_{zi} = V_n \sin i_r \cos u_i + V_r \sin i_r \sin u_i.$$

Планетоцентрические участки траектории. Составляющие вектора гиперболического избытка скорости КА в гелиоцентрической эклиптической системе координат:

$$\Delta V_{0ix} = V_{xi} - V_{xpi}, \quad \Delta V_{0iy} = V_{yi} - V_{ypi}, \quad \Delta V_{0iz} = V_{zi} - V_{zpi},$$

где V_{xpi} , V_{ypi} , V_{zpi} — составляющие вектора скорости планеты.

Составляющие вектора гиперболического избытка скорости КА в планетоцентрической экваториальной системе координат:

$$\Delta V_{xi} = \Delta V_{0ix},$$

$$\Delta V_{yi} = \Delta V_{0iy} \cos i_{\text{эпи}} + \Delta V_{0iz} \sin i_{\text{эпи}},$$

$$\Delta V_{zi} = -\Delta V_{0iy} \sin i_{\text{эпи}} + \Delta V_{0iz} \cos i_{\text{эпи}},$$

где $i_{\text{эпи}}$ — угол наклона плоскости экватора планеты к эклиптике.

Склонение и прямое восхождение вектора гиперболического избытка скорости КА:

$$\delta_i = \arcsin \left[\frac{\Delta V_{zi}}{\sqrt{\Delta V_{xi}^2 + \Delta V_{yi}^2 + \Delta V_{zi}^2}} \right]; \quad \alpha_i = \arccos \left[\frac{\Delta V_{xi}}{\sqrt{\Delta V_{xi}^2 + \Delta V_{yi}^2}} \right].$$

Зададим радиус перицентра гиперболической орбиты $r_{\pi i}$, а наклонение плоскости полета КА к экватору планеты примем равным склонению: $i_{\pi i} = \delta_i$.

Эксцентриситет, большая полуось и аргумент перицентра планетоцентрической орбиты:

$$e_{ri} = 1 + \frac{r_{\pi i} \Delta V_i^2}{\mu_{\pi i}}, \quad a_{ri} = \frac{\mu_{\pi i}}{\Delta V_i^2}, \quad u_{3i} = \arcsin \left[\frac{\sin \delta_i}{\sin i_{ri}} \right],$$

где $\Delta V_i = \sqrt{\Delta V_{xi}^2 + \Delta V_{yi}^2 + \Delta V_{zi}^2}$,
 $\mu_{\Gamma i}$ — гравитационный параметр планеты.

Истинная аномалия бесконечно удаленной точки и аргумент перицентра:

$$\theta_{\Gamma i} = \arccos \left[\frac{-1}{e_{\Gamma i}} \right]; \omega_{3i} = u_{3i} - \theta_{3i}.$$

Более подробно с используемыми в расчетах соотношениями можно ознакомиться в [2].

Гравитационные маневры в сфере действия Ганимеда. В результате расчета межпланетной траектории получаем необходимый стартовый импульс аппарата ΔV_1 и гиперболический избыток ΔV_2 скорости КА относительно Юпитера.

Гиперболический избыток скорости относительно Европы (рис. 2) составит

$$\Delta V_3 = \sqrt{\frac{2\mu_{Ю}}{r_E} + \Delta V_2^2} - V_E,$$

где $\mu_{Ю}$ — гравитационный параметр Юпитера; r_E — средний радиус орбиты Европы; V_E — средняя орбитальная скорость Европы.

Тормозной импульс для выхода на круговую экваториальную орбиту Европы (без выполнения промежуточных маневров) равен

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2\mu_E}{r_o} + \Delta V_3^2}, \quad (1)$$

где μ_E — гравитационный параметр Европы; r_o — радиус орбиты ИСЕ.

Рассмотрим возможность снижения значения тормозного импульса с помощью гравитационных маневров в сфере действия Ганимеда. Порядок проведения маневра состоит в следующем: пролет Юпитера и выход на экваториальную орбиту его искусственного спутника с апоцентром в районе орбиты Ганимеда, поворот вектора скорости КА за счет его гравитационного поля и выход на орбиту Европы. Схема маневра изображена на рис. 3 (промежуточные орбиты не показаны).

Пусть V_{π} — скорость КА сразу после пролета Юпитера и радиус перицентра орбиты $r_{\pi} = R_{Ю} + h_{Ю}$, где $R_{Ю}$ — радиус Юпитера, а $h_{Ю}$ — высота пролета КА над планетой. Используя интегралы энергии, площадей и геометрические соотношения, получаем:

$$\Delta V_3^2 = 3V_E^2 - V_{\Gamma}^2 + \Delta V_4^2 - 2 \left(\frac{r_{\Gamma}}{r_E} V_E - V_{\Gamma} \right) \Delta V_4 \cos \psi, \quad (2)$$

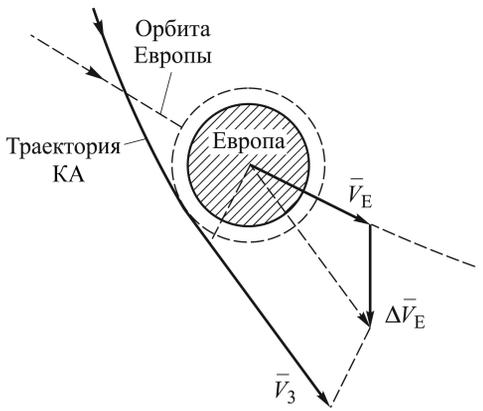


Рис. 2. Гиперболический избыток скорости КА относительно Европы

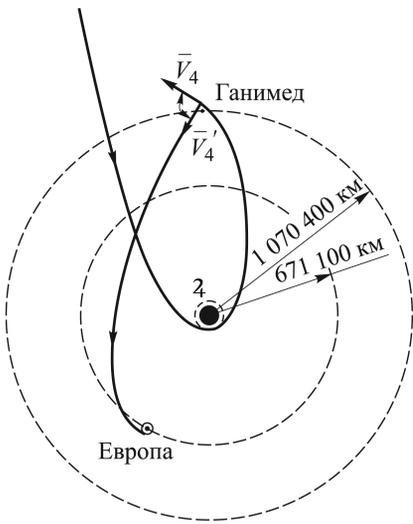


Рис. 3. Общая схема маневра

при $\varphi_1 = \angle(\vec{V}_E, \vec{V}_3) = 0$, где \vec{V}_3 – скорость КА вблизи Европы.

Используя интегралы площадей и геометрические соотношения, получаем:

$$V_3 = \rho(V_\Gamma + \Delta V_4 \cos(\psi)), \quad (4)$$

где $\rho = \frac{r_\Gamma}{r_E}$.

Подставляя V_3 из (3) в геометрические соотношения, найдем

$$\Delta V_4 \cos \psi = \frac{1}{\rho^2} \left[\sqrt{(2\rho^3 - 3\rho^2 + 1)V_\Gamma^2 + \rho^2 \Delta V_4^2} - (\rho^2 - 1)V_\Gamma \right]. \quad (5)$$

Подставляя (5) в (2), с учетом (3) получаем, что минимальное значение ΔV_3 достигается при минимальном значении V_π . Последнее условие выполняется, если у начальной траектории КА радиус апоцентра $r_\alpha = r_2$, т.е. $\varphi'_2 = \psi' = 0$, где $\varphi'_2 = \angle(\vec{V}_\Gamma, \vec{V}'_4)$, $\psi' = \angle(\vec{V}_\Gamma, \Delta \vec{V}'_4)$, \vec{V}'_4 – скорость КА после облета Ганимеда, $\Delta \vec{V}'_4$ – гиперболический избыток скорости КА после облета Ганимеда.

В этом случае скорость КА в апоцентре орбиты

$$V_\alpha = \sqrt{\frac{2\mu_{Ю}}{R_{Ю} + h_{Ю}} \frac{R_{Ю} + h_{Ю}}{r_\Gamma}}$$

и $\Delta V_4 = V_\Gamma - V_\alpha$.

Из (4) и (5) определим V_3 . Поскольку $\varphi_1 = 0$, то $\Delta V_3 = V_3 - V_E$ (рис. 4). Тогда из (1) находим тормозной импульс для выхода на орбиту Европы.

Из (5) определим угол χ , на который должен быть повернут вектор скорости КА в результате облетов Ганимеда (рис. 5). Определим угол,

где V_Γ – средняя орбитальная скорость Ганимеда; r_Γ – средний радиус орбиты Европы; ψ – угол между векторами \vec{V}_Γ и $\Delta \vec{V}_4$; ΔV_4 – гиперболический избыток скорости КА относительно Ганимеда:

$$\Delta V_4 = \left\{ 3V_\Gamma^2 + V_\pi^2 - 2 \frac{\mu_{Ю}}{R_{Ю} + h_{Ю}} - 2 \frac{R_{Ю} + h_{Ю}}{r_2} V_\Gamma V_\pi \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (3)$$

Из (2) следует, что поскольку $\frac{r_\Gamma}{r_E} V_E > V_\Gamma$, то минимальное значение ΔV_3 достигается при максимальном значении $\cos \psi$. Это выполняется

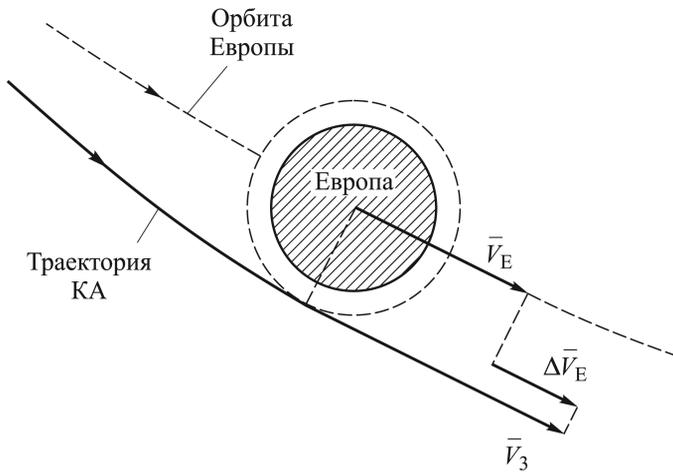


Рис. 4. Гиперболический избыток скорости КА после выполнения маневра

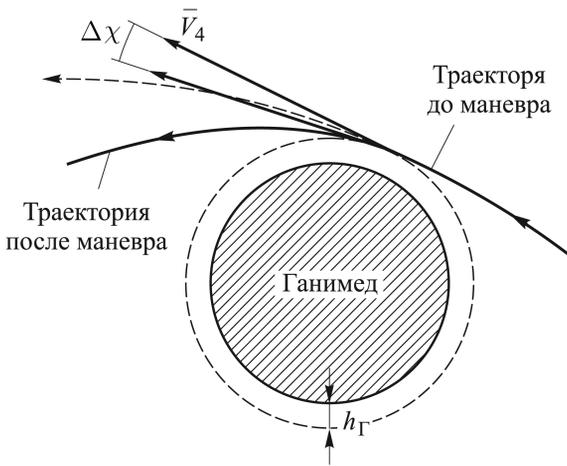


Рис. 5. Схема пролета Ганимеда

на который поворачивается вектор скорости за один пролет:

$$\Delta\chi = 2 \arcsin \left[\frac{\mu_{\Gamma}}{\mu_{\Gamma} + (R_{\Gamma} + h_{\Gamma})\Delta V_4^2} \right],$$

где μ_{Γ} — гравитационный параметр Ганимеда; R_{Γ} — радиус Ганимеда; h_{Γ} — высота пролета КА над поверхностью Ганимеда.

Тогда число пролетов Ганимеда, необходимых для поворота вектора скорости на угол χ , составит $n = \frac{\chi}{\Delta\chi}$.

Пример расчета. Определим затраты импульса на формирование орбиты ИСЕ для двух случаев: в первом случае КА выходит на орбиту Европы без совершения каких-либо маневров, во втором предварительно выполняет некоторое число пролетов в сфере действия Ганимеда. Значения физических параметров тел Солнечной системы, используемые в расчете, указаны в [4, 5].

В результате расчета межпланетной траектории получен импульс скорости, необходимый для старта космического аппарата с низкой околоземной орбиты (в случае прямого перелета Земля–Юпитер) $\Delta V_1 = 8,15$ км/с и гиперболический избыток скорости относительно Юпитера $\Delta V_2 = 4,55$ км/с. Время перелета составит приблизительно 26 месяцев.

Тормозной импульс для формирования круговой экваториальной орбиты ИСЕ высотой 100 км равен 6,53 км/с. Затраты импульса на перевод КА на полярную орбиту (поворот плоскости полета с помощью модифицированного трехимпульсного маневра) составят 1,28 км/с.

В случае предварительного выполнения гравитационных маневров значение необходимого тормозного импульса составит 4,42 км/с. В результате пролетов Ганимеда вектор скорости КА должен быть повернут на угол $\chi = 88,2^\circ$. За один пролет Ганимеда на высоте $h_G = 100$ км вектор поворачивается на угол $\Delta\chi = 7,8^\circ$, т.е. для максимально возможного снижения величины импульса требуется совершить 12 пролетов.

Заключение. Достоинством подобной схемы перелета является существенное снижение тормозного импульса (с 6,53 до 4,42 км/с, т.е. на 2,11 км/с), т.е. уменьшение необходимого запаса топлива, снижение общей массы аппарата и повышение доли полезной нагрузки. Значение стартового импульса (в данном случае при прямом перелете Земля–Юпитер он составляет 8,15 км/с) можно уменьшить за счет использования для разгона гравитационных полей внутренних планет Солнечной системы [6, 7].

Недостатками приведенной схемы является увеличение длительности перелета и достаточно продолжительный период нахождения КА в зоне радиационных поясов Юпитера. Поток электронов может представлять серьезную опасность для КА ввиду большого риска повреждения бортовой аппаратуры радиацией [8–10]. Также приведенный расчет не учитывает гравитационные потери и затраты импульса на коррекцию траектории для обеспечения встреч с Ганимедом, которые могут составить несколько сот метров в секунду.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Keplerian Elements for Approximate Positions of the Major Planets* // Jet Propulsion Laboratory (JPL). URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/?planet_pos (дата обращения: 04.03.2013).
2. *Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г.* Основы механики космического полета: учеб. пособие. М.: Наука, 1990. 448 с.
3. *Иванов Н.М., Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 296 с.
4. *Planets and Pluto: Physical Characteristics* // Jet Propulsion Laboratory (JPL). URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/?planet_phys_par (дата обращения 04.03.2013).

5. *Planetary Satellite Physical Parameters* // Jet Propulsion Laboratory (JPL). URL: http://ssd.jpl.nasa.gov/?sat_phys_par (дата обращения 04.03.2013).
6. Овчинников М.Ю., Трофимов С.П., Широбоков М.Г. Проектирование межпланетных полетов с пассивными гравитационными маневрами с помощью метода виртуальных траекторий // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2013. № 22. 26 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-22> (дата обращения 12.10.2013).
7. *JUICE Assessment Study Report* // European Space Agency (ESA). URL: <http://sci.esa.int/juice/49837-juice-assessment-study-report-yellow-book/#> (дата обращения 12.10.2013).
8. *Frederickson A.R., Garrett H.B., Kemski R.P., Whittlesey A.C.* Issues for Radiation Assurance Validation at Jupiter's Moon, Europa. *NASA ASTEC Conference*, Glenn Research Center, June 2000 / Ardan S.M., Fieseler P.D., Erickson J.K. // Jet Propulsion Laboratory BEACON ESspace. URL: <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/15546/1/00-1244.pdf> (дата обращения 23.10.2013).
9. *Leskovar B.* Radiation effects on optical data transmission systems // IEEE Xplore Digital Library. URL: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=34498> (дата обращения 23.10.2013).
10. *Fieseler P.D., Ardan S.M., Frederickson A.R.* The radiation effects on Galileo spacecraft systems at Jupiter // IEEE Xplore Digital Library. URL: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=1134214> (дата обращения 26.10.2013).

REFERENCES

- [1] Keplerian Elements for Approximate Positions of the Major Planets. *Jet Propulsion Laboratory (JPL)*. Available at: http://ssd.jpl.nasa.gov/?planet_pos (accessed 04.03.2013).
- [2] Ohocimskij D.E., Siharulidze Ju.G. *Osnovy mehaniki kosmicheskogo poleta* [The Basics spaceflight mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1990. 448 p.
- [3] Ivanov N.M., Dmitrievskij A.A., Lysenko L.N. *Ballistika i navigacija kosmicheskikh apparatov* [Ballistics and navigation of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1966. 296 p.
- [4] *Planets and Pluto: Physical Characteristics*. Jet Propulsion Laboratory (JPL). Available at: http://ssd.jpl.nasa.gov/?planet_phys_par (accessed 04.03.2013).
- [5] *Planetary Satellite Physical Parameters*. Jet Propulsion Laboratory (JPL). Available at: http://ssd.jpl.nasa.gov/?sat_phys_par (accessed 04.03.2013).
- [6] Ovchinnikov M.Ju., Trofimov S.P., Shirobokov M.G. *Proektirovanie mezhpplanetnyh poletov s passivnymi gravitacionnymi manevrami s pomoshh'ju metoda virtual'nyh traektorij* [Designing interplanetary flights with passive gravitational maneuvers using the method of virtual trajectories]. Moscow, Preprint no. 22, IPM im. M.V. Keldysh Publ., 2013. 26 p. Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2013-22> (accessed 12.10.2013).
- [7] *JUICE Assessment Study Report*. European Space Agency (ESA). Available at: <http://sci.esa.int/juice/49837-juice-assessment-study-report-yellow-book/#> (accessed 12.10.2013).
- [8] *Frederickson A.R., Garrett H.B., Kemski R.P., Whittlesey A.C.* Issues for Radiation Assurance Validation at Jupiter's Moon, Europa. *NASA ASTEC Conference*, Glenn Research Center, June 2000. Ardan S.M., Fieseler P.D., Erickson J.K. Jet Propulsion Laboratory BEACON ESspace. Available at: <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/15546/1/00-1244.pdf> (accessed 23.10.2013).

- [9] Leskovar B. Radiation effects on optical data transmission systems. *IEEE Xplore Digital Library*. Available at: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=34498> (accessed 23.10.2013).
- [10] Fieseler P.D., Ardalan S.M., Frederickson A.R. The radiation effects on Galileo spacecraft systems at Jupiter. *IEEE Xplore Digital Library*. Available at: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=1134214> (accessed 26.10.2013).

Статья поступила в редакцию 14.01.2014

Сухова Светлана Владимировна — инженер-конструктор ОАО “Корпорация “ВНИИЭМ”. Специализируется в области космической баллистики.

ОАО “Корпорация “ВНИИЭМ”, Российская Федерация, 107078, Москва, Хоромный тупик, д. 4, стр. 1.

S.V. Sukhova — design engineer of ОАО “Corporation “VNIEM”. Specializes in the field of space ballistics.

ОАО “Corporation “VNIEM”, Khoromnyi tupik 4, Moscow, 107078 Russian Federation.