

Научная статья
УДК 531.36, 629.7
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185003>
EDN: <https://www.elibrary.ru/BURMSP>



Применение пространственного аэродинамического маневра при выведении космического аппарата на орбиты галилеевых спутников Юпитера

Ольга Леонардовна Старинова¹, Алия Ринатовна Шарипова²✉

^{1, 2} Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева
(Самарский университет), Самара, Российская Федерация

¹ starinova@ssau.ru

² Sharipovaaliya2016@yandex.ru✉

Аннотация. В статье представлена методика использования аэродинамического маневра в атмосфере Юпитера для уменьшения расхода рабочего тела на переход космического аппарата (КА) с межпланетной траектории на орбиты галилеевых спутников Юпитера. Рассматривается движение космического аппарата в атмосфере Юпитера с постоянными углом атаки, углом скольжения и аэродинамическим качеством. Приведены примеры моделирования пространственного аэродинамического маневра для выведения космического аппарата на орбиты галилеевых спутников: Ио, Европа, Ганимед и Каллисто. По результатам расчета сделан вывод, что формирование заданных орбит в сфере действия Юпитера с помощью пространственного аэродинамического маневра позволяет значительно уменьшить расход топлива и увеличить массу полезной нагрузки.

Ключевые слова: космический аппарат для исследования Юпитера, движение в атмосфере Юпитера, пространственный аэродинамический маневр в атмосфере Юпитера, уравнения движения космического аппарата в атмосфере планеты, модель атмосферы Юпитера

Для цитирования: Старинова О.Л., Шарипова А.Р. Применение пространственного аэродинамического маневра при выведении космического аппарата на орбиты галилеевых спутников Юпитера // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 173–181. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185003>

Original article

Spacecraft Insertion into Jupiter Galilean Satellites Orbits by the Spatial Aerodynamic Maneuver

Ol'ga L. Starinova¹, Aliya R. Sharipova²✉

^{1, 2} Samara National Research University, Samara, Russian Federation

¹ starinova@ssau.ru

² Sharipovaaliya2016@yandex.ru✉

© Старинова О.Л., Шарипова А.Р., 2025

Abstract

Being energy intensive, the interplanetary flights to Jupiter and its satellites require large propellant margin. The objective of the work consists in developing a technique for an aerodynamic maneuver application in the atmosphere of Jupiter to reduce the working fluid consumption for the maneuver of the spacecraft transition from an interplanetary trajectory to the orbits of the Jupiter Galilean satellites.

The change of both the orbital plane and the spacecraft orbit parameters is necessary for a spacecraft injecting into the Jupiter Galilean satellites orbits. The orbital plane rotation with the orbit aphelion point radius changing with minimum working body consumption without the cruise engine activation is may be accomplished due to the dense Jupiter atmosphere by the spatial aerodynamic maneuver.

The article considers the spacecraft motion in the atmosphere of Jupiter with a constant angle of attack, angle of slip and lift-to-drag ratio. The atmosphere of Jupiter was described by a mathematical model based on the results of the Galileo probe exploration. The structure of the Jupiter atmosphere was measured at altitudes from $1,03 \cdot 10^6$ m to $1,33 \cdot 10^5$ m below the level of $1,0 \cdot 10^5$ Pa during the Galileo probe atmospheric entry and descent.

The flight is being by a spacecraft with a low-thrust engine. The speed and elements are being determined on the heliocentric section of the flight. To enter one of the orbits of the Jupiter Galilean satellites (Io, Europa, Ganymede and Callisto), it is necessary to decelerate the spacecraft on the planet account atmosphere and change the inclination. On leaving the Jupiter atmosphere, the spacecraft performs maneuvers by the propulsion system to form a specified orbit.

The spatial aerodynamic maneuver was modeled from the atmospheric altitude of $4,5 \cdot 10^5$ m. The entrance angle to the atmosphere of each planet of destination and gliding angle were being selected for the spacecraft transition to each of the Jupiter Galilean satellites orbits.

When modeling the spacecraft motion in the Jupiter atmosphere of, it is necessary to account for the overloads acting on the spacecraft. According to the computational results, the overload values are in the range from 1.7 to 3.05 units. By reference to the results, it is obvious that while the spatial aerodynamic maneuver performing, maximum overloads acting on the spacecraft do not reach critical values.

The authors performed modeling of the spatial aerodynamic maneuver with a view to entering orbits of each of the Jupiter Galilean satellites, as well as computation of the Io, Ganymede, Europa and Callisto satellites orbits forming. The graphs of velocity changing vs. altitude; the altitude changing vs. distance, velocity changing vs. time and angle of exit vs. time for each of the Galilean satellites were plotted by the results of modeling. The trajectories of the spacecraft entering the atmosphere of Jupiter during transition to the orbits of the Jupiter Galilean satellites are demonstrated as well.

Keywords: spacecraft for Jupiter exploration, motion in the Jupiter atmosphere, spatial aerodynamic maneuver in the Jupiter atmosphere, motion equations of a spacecraft in the atmosphere of the planet, model of the Jupiter atmosphere

For citation: Starinova O.L., Sharipova A.R. Spacecraft Insertion into Jupiter Galilean Satellites Orbits by the Spatial Aerodynamic Maneuver. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):173-181. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=185003>

List of Figures

Fig. 1. The graph of Jupiter atmosphere density versus altitude

Fig. 2. Velocity coordinate system

Fig. 3. Velocity change versus altitude: 1 – Callisto, 2 – Ganymede, 3 – Europa, 4 – Io

Fig. 4. Altitude change versus distance: 1 – Callisto, 2 – Ganymede, 3 – Europa, 4 – Io

Fig. 5. Velocity change versus time: 1 – Callisto, 2 – Ganymede, 3 – Europa, 4 – Io

Fig. 6. Entry angle change versus time: 1 – Callisto, 2 – Ganymede, 3 – Europa, 4 – Io

Fig. 7. The spacecraft motion trajectories in the Jupiter atmosphere for orbit entering: 1 – Callisto, 2 – Ganymede, 3 – Europa, 4 – Io

Fig. 8. Overloads affecting the spacecraft: 1 – Callisto, 2 – Ganymede, 3 – Europa, 4 – Io

List of tables

Table 1. Osculating orbital elements of the Jupiter Galilean satellites

Table 2. Simulation results

Введение

Проектно-баллистической оптимизации межпланетных миссий и управлению КА в атмосфере планет Солнечной системы посвящено много работ как российских, так и зарубежных ученых [1–6, 14–17]. Так, в статье [1] рассматривается аналитический метод расчета параметров движения космических аппаратов в атмосфере, который является эффективным инструментом для решения практических задач проектирования космических миссий. Задачи оптимизации межпланетных перелетов к Юпитеру рассматриваются в статьях [2, 3]. Основными критериями оптимальности в данных работах являются время перелета и расход рабочего тела для формирования траектории перелета. В названных выше статьях изменение траектории КА в сфере действия Юпитера предлагается осуществлять за счет гравитации планеты или ее спутников. На межпланетных участках траектории для повышения эффективности миссии также часто планируются гравитационные маневры у Венеры, Марса и Юпитера [4–6]. Маневр торможения и процесс спуска в атмосфере планет представлен в статьях [14–17]. Анализ данных работ показал, что задача проектно-баллистической оптимизации миссии КА к объектам системы Юпитера по критерию расхода рабочего тела недостаточно проработана. В частности, возможное сокращение расхода рабочего тела за счет пространственных аэродинамических маневров в атмосфере Юпитера подробно не анализируется. Аэродинамические маневры торможения были применены в США (на автоматической межпланетной станции (АМС) «Магеллан», космическом аппарате (КА) “Mars Global Surveyor”) и в Европе (на АМС «Венера-Экспресс» и зонде “Trace Gas Orbiter”) [21]. Изучались аэродинамические маневры космических аппаратов в атмосферах Венеры и Марса, применение же маневра торможения в атмосфере Юпитера для выведения аппарата на орбиты галилеевых спутников ранее не рассматривалось.

На сегодняшний день к системе Юпитера проведены семь пролетных и две орбитальные миссии – «Юнона» и «Галилео». Однако во всех межпланетных миссиях к Юпитеру построение целевой орбиты в системе Юпитера осуществлялось только посредством гравитационных маневров и использования собственного двигателя КА. В настоящей работе исследуются возможности аэродинамических маневров в атмосфере Юпитера с постоянными углами атаки и скольжения для формирования целевых орбит в системе Юпитера (достижения галилеевых спутников) за счет выбора угла входа и с учетом перегрузок КА.

Актуальность научной задачи, решаемой в статье, обусловлена растущим интересом к исследованиям удаленных планет и их спутников в рамках современных космических программ. Объектами такого интереса являются Юпитер, самая массивная планета Солнечной системы, и его галилеевы спутники – Ио, Европа, Ганимед и Каллисто. Космические миссии к Юпитеру требуют значительных затрат топлива, поэтому изучение методов оптимизации маневров приобретает особую значимость. Использование аэродинамических маневров в атмосфере Юпитера не только снижает затраты на топливо, но и открывает новые возможности для более глубокого изучения атмосферы этой планеты. Это особенно важно в условиях ограниченных ресурсов на космических аппаратах.

В данной статье описывается методика выбора параметров управления космическим аппаратом, совершающим пространственный аэродинамический маневр в атмосфере Юпитера с целью достижения орбит Ио, Европы, Ганимеда и Каллисто с учетом ограничений на перегрузки. Для выведения КА на орбиты галилеевых спутников Юпитера необходимо изменить положение плоскости орбиты и снизить скорость относительно Юпитера. Затраты рабочего тела на такой маневр можно сократить за счет использования плотной атмосферы Юпитера и проведения пространственного аэродинамического маневра.

В работах [11, 20] описывалась баллистическая схема миссии к спутнику Юпитера Кассини, выполняемой КА с двигателями малой тяги. В настоящей работе параметры гелиоцентрического движения на входе в сферу действия Юпитера соответствовали этой миссии. Для выхода на одну из заданных орбит галилеевых спутников Юпитера КА изменяет величину и направление скорости КА за счет входа в атмосферу Юпитера с определенными углами наклона траектории, углами атаки и скольжения. Планируется, что требуемые маневры у спутников Юпитера КА производит за счет собственной двигательной установки.

Модель атмосферы Юпитера и орбитальные характеристики спутников Юпитера

Атмосфера Юпитера описывалась математической моделью, приведенной в [7], по результатам исследования зонда «Галилео»:

$$\rho(H) = \rho_0 \exp\left(-\frac{H}{\Delta}\right),$$

где $\rho(H)$ – плотность атмосферы на высоте H , на которой avviene окружающего газа $p = 1,0 \cdot 10^5$ Па; ρ_0 – плотность атмосферы для номинальной модели; $\Delta \approx 2,35 \cdot 10^4$ м – масштаб неоднородности атмосферы [19].

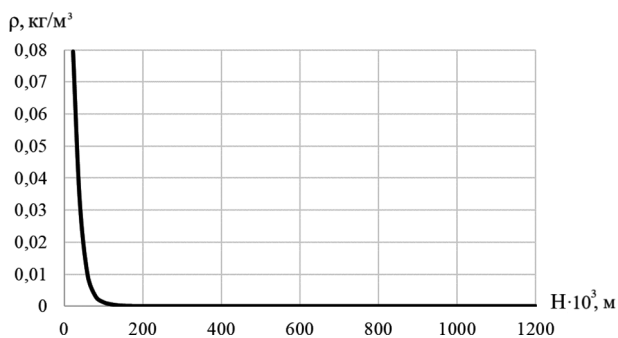


Рис. 1. График зависимости плотности атмосферы Юпитера от высоты

Характеристики атмосферы Юпитера были измерены на высотах от $1,03 \cdot 10^6$ до $1,33 \cdot 10^5$ м во время входа в атмосферу и спуска зонда «Галилео» [8]. График изменения плотности в зависимости от высоты, полученный на основе результатов работы [7], представлен на рис. 1.

Оскулирующие элементы орбит галилеевых спутников Юпитера приведены в табл. 1.

Математическая модель движения КА в атмосфере Юпитера

Пространственное движение КА в атмосфере планеты описывалось в скоростной системе координат [9, 10]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -c_x(\alpha) \frac{\rho(H)V^2}{2} - g(H) \sin \theta; \\ \dot{\theta} &= kc_x(\alpha) \frac{\rho(H)V^2}{2} \cos \gamma + \left(\frac{V}{R} - \frac{g(H)}{V} \right) \cos \theta; \\ \dot{\chi} &= kc_x(\alpha) \frac{\rho(H)V^2}{2} \frac{\sin \gamma}{\cos \theta} - \frac{V}{R} \cos \theta \cos \chi \operatorname{tg} \left(\frac{Z_b}{R} \right); \\ \dot{L}_{\text{прод}} &= \dot{V} \cos \theta \cos \chi; \\ \dot{Z}_{\text{бок}} &= \dot{L}_{\text{бок}} = V \cos \theta \sin \chi; \\ \dot{H} &= V \sin \theta, \end{aligned} \quad (1)$$

где V – скорость космического аппарата, м/с; $c_x(\alpha)$ – коэффициент аэродинамического сопротивления; α – угол атаки, °; H – высота над поверхностью планеты, м; $g = g_0 R^2 / (R + H)^2$ – ускорение

свободного падения на высоте H , м/с²; R – радиус Юпитера, м; θ – угол наклона траектории, °; k – аэродинамическое качество; γ – угол скольжения, °; χ – угол отклонения траектории от начальной плоскости движения, °; $L_{\text{прод}}$ – продольная дальность, м; $Z_{\text{бок}} = L_{\text{бок}}$ – боковая дальность, м.

На рис. 2 показаны углы и фазовые координаты, определяющие движение центра масс КА и его положение относительно центра масс в процессе выполнения маневра, где N – нормаль; L – дальность; $X_{\text{аэрод}}(\alpha, \gamma)$; $Y_{\text{аэрод}}(\alpha, \gamma)$; $Z_{\text{бок}}(\alpha, \gamma)$ – аэродинамические силы, действующие на КА; $mg(H)$ – сила тяжести, действующая на КА.

Моделирование движения КА проводилось численно со следующими начальными условиями:

$$\begin{aligned} V(0) &= V_0; \theta(0) = \theta_0; H(0) = H_0; \\ \chi_0 &= 0; L_{\text{прод}}(0) = L_0; L_{\text{бок}}(0) = 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где V_0 – начальная скорость входа КА в атмосферу, м/с.

Начальная скорость определялась согласно рассматриваемой баллистической схеме перелета.

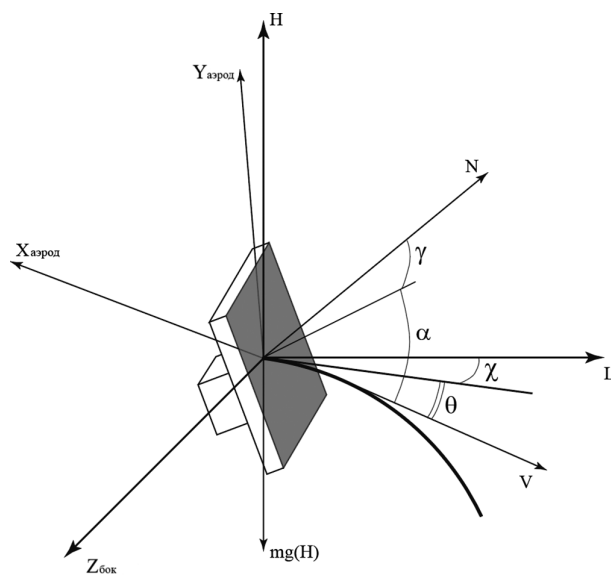


Рис. 2. Скоростная система координат

Таблица 1. Оскулирующие элементы орбит галилеевых спутников Юпитера

Параметр	Спутник			
	Ио	Европа	Ганимед	Каллисто
Наклонение, °	0,04	0,47	0,20	0,19
Большая полуось, м	$4218 \cdot 10^5$	$6711 \cdot 10^5$	$10704 \cdot 10^5$	$18827 \cdot 10^5$
Эксцентриситет	$4,1 \cdot 10^{-3}$	$9,4 \cdot 10^{-3}$	$1,3 \cdot 10^{-3}$	$7,4 \cdot 10^{-3}$
Радиус перицентра, м	$420,0 \cdot 10^5$	$664,8 \cdot 10^5$	$106,9 \cdot 10^7$	$186,9 \cdot 10^7$
Радиус апоцентра, м	$423,4 \cdot 10^5$	$677,4 \cdot 10^5$	$107,2 \cdot 10^7$	$189,7 \cdot 10^7$

Требуемые фазовые координаты космического аппарата на выходе из атмосферы Юпитера зависят от угла входа в атмосферу θ_0 , угла атаки α_0 и угла скольжения γ_0 и должны обеспечивать пересечение траектории движения с орбитой заданного спутника Юпитера. Параметры управления находились в ходе решения следующей задачи математического программирования:

$$\left|(\bar{r}, \bar{V})\right|_{\theta_0, \gamma_0, \alpha_0} - (\bar{r}_{\text{тр}}, \bar{V}_{\text{тр}}) \xrightarrow{N_{\text{max}} \leq N_{\text{пр}}} \min, \quad (3)$$

где $(\bar{r}, \bar{V})|_{\theta_0, \gamma_0, \alpha_0}$ — координаты и скорость космического аппарата в момент выхода из атмосферы Юпитера при заданных параметрах управления; $\bar{r}_{\text{тр}}$, м и $\bar{V}_{\text{тр}}$, м/с — координаты и скорость КА, требуемые для достижения заданного спутника, N_{max} — максимальные перегрузки, достигаемые КА во время маневра; $N_{\text{пр}} = 2,5$ — предельное допустимое значение перегрузки.

Результаты моделирования

Моделирование пространственного аэродинамического маневра проводилось начиная с высоты $4,5 \cdot 10^5$ м. Параметры закона управления (угол входа в атмосферу θ_0 , угол атаки α_0 и угол скольжения γ_0), соответствующего (3), определялись методом циклического покоординатного спуска. Орбиты спутников считались круговыми, даты пролета спутников не учитывались. В качестве начальных условий для моделирования использовались следующие значения [11]: масса КА $m_{\text{КА}} = 500$ кг, площадь мишеля $S_M = 12$ м, коэффициент аэродинамического сопротивления $c_x = 0,073$, коэффициент подъемной силы $c_y = k \cdot c_x = 0,0146$.

Параметры закона управления считались постоянными в ходе выполнения маневров и подбирались специально для достижения каждого из галилеевых спутников. Скорость входа в атмосферу определялась по данным расчета межпланетного перелета в работе [11]:

$$V(0) = V_{\pi} = 6,05 \cdot 10^5 \text{ м/с}; \theta(0) = \theta_0;$$

$$H(0) = 4,5 \cdot 10^5 \text{ м}; L(0) = 0.$$

Маневр считался законченным после достижения исходной высоты КА, то есть $H(T) = H(0)$. Здесь $H(0)$ — высота в точке входа в атмосферу, м; $H(T)$ — высота в точке выхода из атмосферы, м.

Полученные результаты представлены в табл. 2 и на рис. 3–6. Для маневров достижения всех галилеевых спутников был получен угол атаки $\alpha_0 = 6,1^\circ$. Если бы рассматриваемые маневры выполнялись за счет собственного двигателя КА (предполагалось, что используется электроракетный двигатель со скоростью истечения $3,6 \cdot 10^4$ м/с), то на выполнение маневров потребовалась бы масса топлива, составляющая от 3 до 12 % от массы КА на входе в сферу действия Юпитера (последний столбец табл. 2).

На рис. 3 представлены графики зависимости изменения скорости космического аппарата от высоты полета для маневров достижения Каллисто, Ганимеда, Европы и Ио. Как и следовало ожидать, наибольшее изменение скорости КА требуется при выведении КА на орбиту ближайшего к Юпитеру спутника Ио, наименьшее изменение скорости КА требуется при выведении КА на орбиту самого дальнего спутника Каллисто. Требуемое изменение вектора скорости достигается за счет неглубокого погружения в атмосферу Юпитера (от $1,1 \cdot 10^3$ м для Каллисто до $1,15 \cdot 10^4$ м для Ио), что подтверждается проекциями траекторий движения на плоскость $L-H$ (рис. 4).

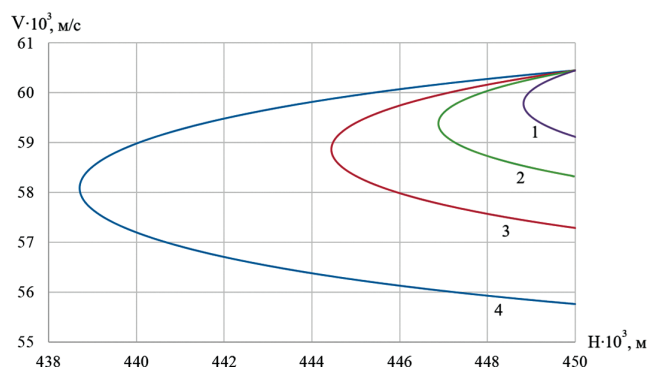


Рис. 3. Изменение скорости в зависимости от высоты: 1 — Каллисто, 2 — Ганимед, 3 — Европа, 4 — Ио

Таблица 2. Результаты моделирования

Спутник	$\theta_0, ^\circ$	$\gamma_0, ^\circ$	$\Delta V_{\text{атм}}, \text{ м/с}$	$i, ^\circ$ (к экватору Юпитера)	Потребные относительные запасы рабочего тела, %
Ио	−0,98	2,5	4690	0,04	11,64
Европа	−0,63	47,0	3160	0,05	7,79
Ганимед	−0,49	25,7	2120	0,20	5,09
Каллисто	−0,28	51,0	1340	0,19	2,98

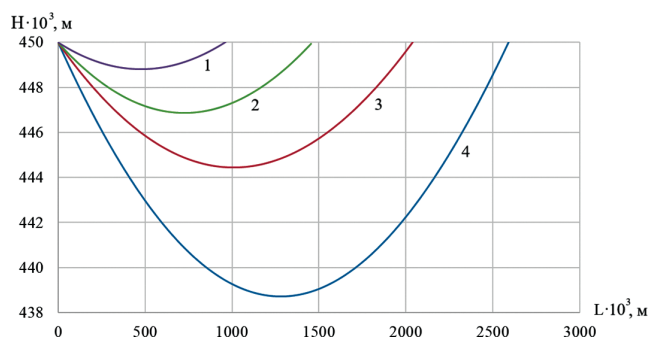


Рис. 4. Изменение высоты в зависимости от дальности:
1 – Каллисто, 2 – Ганимед, 3 – Европа, 4 – Ио

На рис. 5 представлены зависимости изменения скорости КА от времени в процессе выполнения маневра, что позволяет определить длительность рассматриваемых маневров: для выведения КА на орбиту Каллисто – 16 с, на орбиту Ганимеда – 24 с, на орбиту Европы – 35 с, на орбиту Ио – 45 с.

На рис. 6 представлены графики изменения угла наклона траектории при движении в атмосфере Юпитера в зависимости от времени полета. Начальные значения углов входа определялись совместно с углами скольжения для обеспечения граничных ус-

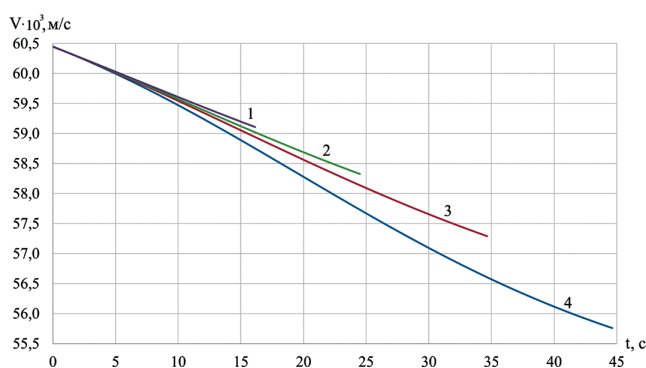


Рис. 5. Изменение скорости в зависимости от времени:
1 – Каллисто, 2 – Ганимед, 3 – Европа, 4 – Ио

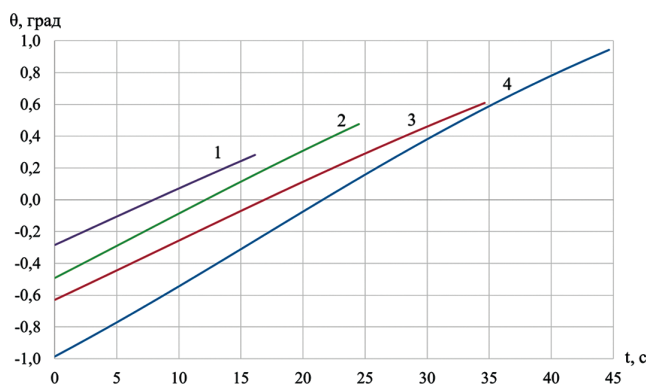


Рис. 6. Изменение угла входа в зависимости от времени:
1 – Каллисто, 2 – Ганимед, 3 – Европа, 4 – Ио

ловий и показаны в табл. 2. Наименьший угол входа в атмосферу составляет $-0,98^\circ$ (для Ио), наибольший угол составляет $-0,28^\circ$ (для Каллисто).

Поскольку требовалось не только уменьшить скорость КА, но и изменить направление его движения, траектория движения КА имела пространственный характер. Требуемое в конечный момент времени направление скорости обеспечивалось специально выбранными параметрами управления, показанными в табл. 2. Полученные пространственные траектории движения КА в атмосфере Юпитера при переходе на орбиты галилеевых спутников Юпитера представлены на рис. 7.

При моделировании движения КА в атмосфере Юпитера необходимо анализировать перегрузки, действующие на космический аппарат [12, 19], и нагрев поверхности аппарата [13, 18]. В данной работе проведен только анализ модуля перегрузок n (рис. 8) и показано, что максимальные значения

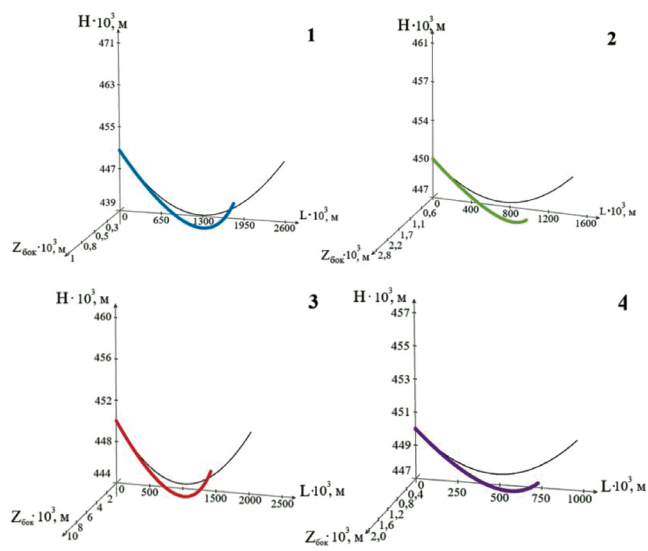


Рис. 7. Траектории движения КА в атмосфере Юпитера для выхода на орбиту:

1 – Ио, 2 – Ганимеда, 3 – Европы, 4 – Каллисто

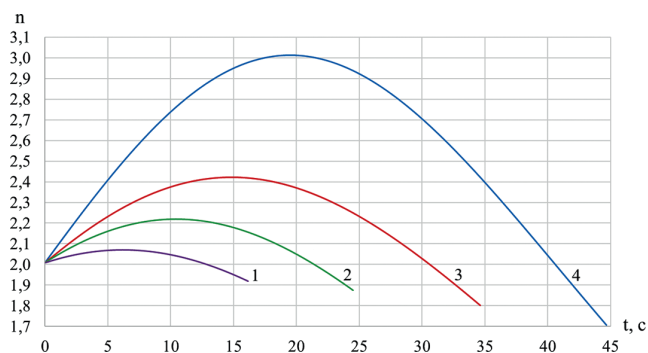


Рис. 8. Перегрузки, действующие на КА:
1 – Каллисто, 2 – Ганимед, 3 – Европа, 4 – Ио

перегрузок не превосходят 3,05 для всех рассматриваемых маневров.

Модули перегрузок для маневров для достижения орбит Каллисто, Ганимеда и Европы не превосходят допустимых значений в 2,5 ед. Для достижения орбиты Ио перегрузки превосходят допустимое значение на 22%, что может привести к повреждению или разрушению конструкции КА в ходе выполнения маневра.

Выводы

Описана методика расчета пространственного аэродинамического маневра в атмосфере Юпитера, основанная на целенаправленном выборе параметров управления и моделировании пространственного движения КА в атмосфере. Целью маневра является изменение величины и направления скорости КА для достижения орбит галилеевых спутников Юпитера. Проведен расчет маневров для формирования траекторий достижения орбит Ио, Ганимеда, Европы и Каллисто. Получены значения углов входа в атмосферу и угла скольжения, обеспечивающие требуемые изменения вектора скорости: для Ио – $\theta_0 = -0,98^\circ$, $\gamma_0 = 2,5^\circ$; для Европы – $\theta_0 = -0,63^\circ$, $\gamma_0 = 47^\circ$; для Ганимеда – $\theta_0 = -0,49^\circ$, $\gamma_0 = 25,7^\circ$; для Каллисто – $\theta_0 = -0,28^\circ$, $\gamma_0 = 51^\circ$.

Показано, что при проведении пространственного аэродинамического маневра максимальные перегрузки, действующие на космический аппарат, лежат в диапазоне от 1,7 до 3,05 ед. Минимальное значение перегрузок 1,7 ед. соответствует перелету на орбиту спутника Каллисто, максимальное значение перегрузок 3,05 ед. соответствует перелету на орбиту спутника Ио.

Результаты расчета показали высокую эффективность применения аэродинамического маневра торможения в атмосфере Юпитера для уменьшения скорости КА при выведении на орбиты галилеевых спутников в системе Юпитера по сравнению с использованием собственной двигательной установки КА. Аэродинамический маневр позволяет сформировать рабочие орбиты, касающиеся орбит галилеевых спутников Юпитера без включения маршевых двигателей КА, и сократить до 11% массы рабочего тела от массы КА на входе в сферу действия Юпитера (для миссии в Ио). Разработанная методика, предназначенная для расчета аэродинамического маневра, позволит повысить эффективность будущих российских межпланетных миссий по исследованию дальнего космоса.

Однако, несмотря на обнадеживающие результаты, подтверждающие возможность практической реализации маневров, требуется проведение дополнительных исследований. В первую очередь

это расчет управляемого движения КА в атмосфере Юпитера с изменяемыми углами атаки и скольжения, с учетом ограничений на максимальную температуру поверхности и максимальные перегрузки. Эти расчеты требуют знания проектного облика КА и его аэродинамических характеристик.

Список источников

1. Соколов Н.Л. Аналитический метод расчета траекторий движения космического аппарата в атмосфере // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 111-121.
2. Константинов М.С., Мин Т. Оптимизация прямых полетов к Юпитеру с ядерной электроракетной двигательной установкой // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 5. С. 22-33. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182553>
3. 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. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=48925>
4. Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелета космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного маневра у Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. Т. 21. № 5(21). С. 42-46.
5. Усачов В.Е., Ежов А.С., Симонов А.В. Оптимизация межпланетных траекторий перелета в ближайшее окосолнечное пространство // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2012. № 5(16). С. 19-27.
6. Jing Q., Hao Z., Li M. Trajectory optimization of flybys of multiple irregular satellites of Jupiter with Galilean moons gravity assist // Astrophysics and Space Science. 2024. Vol. 369. No. 40. DOI: 10.21203/rs.3.rs-3892642/v1
7. Alvin S., Donn B.K., Richard E.Y., et al. Thermal structure of Jupiter's atmosphere near the edge of a 5- μ m hot spot in the north equatorial belt // Journal of geophysical research. 1998. No. 103, pp. 22857-22889. DOI: 10.1029/98JE01766
8. Galileo. In Depth, NASA Solar System Exploration. 2018. URL: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/galileo/in-depth>
9. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. 3-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 529 с.
10. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. 3-е изд. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2015. 410 с.
11. Ковалев В.В., Марченко А.Д., Старостина Т.В. и др. Баллистический анализ миссии к спутнику Юпитера Каллисто с посадкой на поверхность // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23. № 1. С. 21-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-21-37

12. Соколов Н.Л., Орлов Д.А. Проектно-баллистические исследования проблемы спуска космических аппаратов в атмосфере Марса // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 1. С. 98–106.
13. Сидняев Н.И. Влияние аэродинамики космического аппарата на коридор входа и нагрев в атмосфере планет // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2021. Т. 184. № 5. С. 14–30.
14. Орлов Д.А., Саитова А.Г. Оптимальное управление космическим аппаратом при формировании орбиты искусственного спутника Юпитера на участке предварительного аэродинамического торможения // Труды МАИ. 2018. № 100. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=93375>
15. Казаковцев В.П., Корянов В.В., Зо М.Т. Коррекция траектории перехода космического аппарата на круговую орбиту спутника при использовании торможения в атмосфере в условиях неопределенности ее параметров // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2015. № 5(104). С. 38–46.
16. Зо М.Т. Анализ перехода космического аппарата на орбиту планеты с учетом торможения в атмосфере // Интернет-журнал «Науковедение». 2015. Т. 7. № 2. DOI: 10.15862/29TVN215
17. Зо М.Т. Анализ движения космического аппарата при переходе на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере // Интернет-журнал «Науковедение». 2014. Т. 7. № 2. URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/100TVN214.pdf>
18. Юн С.У. Тепловой анализ спускаемого аппарата при траектории движения в атмосфере планет // Гагаринские чтения – 2019: сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции (16–19 апреля 2019; Москва, Барнаул, Ахтубинск). М.: Изд-во МАИ, 2019. С. 578–579.
19. Орлов Д.А. Методика многокритериальной оптимизации управления движением космического аппарата при спуске в атмосфере планеты: Дисс. ... канд. техн. наук. М., 2021. 128 с.
20. Шарипова А.Р. Применение аэродинамического маневра при выведении космического аппарата на орбиту спутника Юпитера – Каллисто // Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XXVI Всероссийского семинара (14–16 июня 2023; Самара). Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2023. С. 91–95.
21. Siddiqi A.A. Beyond Earth: A Chronicle of Deep Space Exploration, 1958–2016. National Aeronautics & Space Administration. 2018. 390 p.

References

1. Sokolov NL. Analytical calculations of a spacecraft motion path in atmosphere. *Aerospace MAI Journal*. 2016;23(4):111–121. (In Russ.).
2. Konstantinov MS, Min T. Optimal direct trajectories to the Jupiter with nuclear electric propulsion. *Aerospace MAI Journal*. 2013;20(5):22–33. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=48022>
3. Konstantinov MS, Orlov AA. Optimization of low thrust trajectory to the jupiter flight with two gravity assists near the earth. *Aerospace MAI Journal*. 2014;21(1):58–69. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=48925>
4. Konstantinov MS, Orlov AA. Trajectory optimization of low-thrust spacecraft for jupiter research using earth gravity assist maneuver. *Journal “Vestnik “NPO im. S.A.Lavochkina”*. 2013;21(5):42–46. (In Russ.).
5. Usachov VE, Ezhov AS, Simonov AV. Optimization of interplanetary trajectories for flight to the neighboring circumsolarspace. *Journal “Vestnik “NPO im. S.A.Lavochkina”*. 2012;16(5):19–27. (In Russ.).
6. Jing Q, Hao Z, Li M. Trajectory optimization of flybys of multiple irregular satellites of Jupiter with Galilean moons gravity assist. *Astrophysics and Space Science*. 2024;369(40). DOI: 10.21203/rs.3.rs-3892642/v1
7. Alvin S, Donn BK, Richard EY. et al. Thermal structure of Jupiter’s atmosphere near the edge of a 5- μ m hot spot in the north equatorial belt. *Journal of geophysical research*. 1998(103):22857–22889. DOI: 10.1029/98JE01766
8. Galileo. *In Depth*. NASA Solar System Exploration. 2018. URL: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/galileo/in-depth>
9. Ivanov NM, Lysenko LN. *Ballistics and navigation of spacecraft*. 3rd ed. Moscow: BMGTU; 2016. 529 p. (In Russ.).
10. Sikharulidze YuG. *Ballistics and guidance of aircraft*. 3rd ed. Moscow: BINOM. Laboratoriya znaniy; 2015. 410 p. (In Russ.).
11. Kovalev VV, Marchenko AD, Starostina TV. et al. Ballistic analysis of a mission to jupiter’s moon callisto with landing on the surface. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024;23(1):21–37. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-21-37
12. Sokolov NL, Orlov DA. Design-ballistic studies of the problem of a spacecraft descent in Mars atmosphere. *Aerospace MAI Journal*. 2016;23(1):98–106. (In Russ.).
13. Sidnyaev NI. Influence of aerodynamics spacecraft to the entrance corridor and heating in the atmosphere of planets. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM*. 2021;184(5): 14–30. (In Russ.).
14. Orlov D A, Saitova A G. Spacecraft optimal control while forming an orbit of the Jupiter artificial satellite at the section of preliminary aerodynamic deceleration braking. *Trudy MAI*. 2018(100). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=93375>
15. Kazakovtsev VP, Koryanov VV, Zaw MT. Correction of spacecraft trajectory during its transition into circular satellite orbit using atmospheric braking with uncertain atmospheric parameters. *Herald of the Bauman Moscow State Technical*

- University Series Mechanical Engineering*. 2015;104(5):38–46. (In Russ.).
16. Zo MT. Analysis of the spacecraft's transition to the planet's orbit, taking into account atmospheric deceleration. *Internet-zhurnal "Naukovedenie"*. 2015;7(2). (In Russ.). DOI: 10.15862/29TVN215
17. Zo MT. Analysis of the motion of a spacecraft during the transition to the orbit of a planet using atmospheric braking. *Internet-zhurnal "Naukovedenie"*. 2014;7(2). (In Russ.). URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/100TVN214.pdf>
18. Yun SU. Thermal analysis of the descent vehicle with a trajectory in the atmosphere of planets. *Materialy XLV Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "Gagarinskie chteniya – 2019"* (April 16–19, 2019; Moscow, Barnaul, Akhtubinsk). (In Russ.). Moscow: MAI; 2019. p. 578–579.
19. Orlov DA. *Methodology of multicriteria optimization of spacecraft motion control during descent in the atmosphere of the planet. PhD thesis*. Moscow: RUDN; 2021. 128 p. (In Russ.).
20. Sharipova AR. Application of an aerodynamic maneuver when launching a spacecraft into the orbit of the Jupiter – Callisto satellite. *Materialy XXVI Vserossiiskogo seminara "Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatel'nykh apparatov" (June 14–16, 2023; Samara)*. Samara: Samarskii un-t; 2023. p. 91–95. (In Russ.).
21. Siddiqi AA. *Beyond Earth: A Chronicle of Deep space Exploration, 1958–2016*. National Aeronautics & Space Administration; 2018. 390 p.

Статья поступила в редакцию / Received 04.02.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 15.05.2025
Принята к публикации / Accepted 17.05.2025