

БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МИССИИ К СПУТНИКУ ЮПИТЕРА КАЛЛИСТО С ПОСАДКОЙ НА ПОВЕРХНОСТЬ

© 2024

В. В. Ковалёв аспирант кафедры динамики полёта и систем управления;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
vadkovalev97@mail.ru

А. Д. Марченко аспирант кафедры динамики полёта и систем управления;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
anzhela_marchenko_97@mail.ru

Т. В. Старостина студент института авиационной и ракетно-космической техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
samara-tanya2000@mail.ru

А. Р. Шарипова аспирант кафедры динамики полёта и систем управления;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
Sharipovaaliya2016@yandex.ru

Представлены результаты исследования, на основании которых был разработан комплекс математических моделей для баллистического анализа миссии по отправке малого космического аппарата к спутнику Юпитера Каллисто и его посадки на поверхность спутника. В данной миссии предлагается применить гравитационный манёвр около Земли и аэродинамический манёвр около Юпитера для снижения затрат рабочего тела космического аппарата. Оценена минимальная необходимая тяга двигателей и длительность манёвра для мягкой посадки космического аппарата с заданной массой на спутник. Была найдена оптимальная дата старта для возможности запуска космического аппарата с помощью ракеты-носителя «Союз-2» среднего класса. Моделирование движения проводилось численно, в математическом пакете Mathcad построены все необходимые для анализа движения графические зависимости.

Космический аппарат; межпланетный перелёт; гравитационный манёвр; математическое моделирование; кусочно-коническая аппроксимация; спутник Юпитера Каллисто; посадка на поверхность

Цитирование: Ковалёв В.В., Марченко А.Д., Старостина Т.В., Шарипова А.Р. 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

Введение

На сегодняшний день важной задачей является исследование Солнечной системы, в частности, исследование системы Юпитера. Примером таких исследований являются результаты, полученные от космических аппаратов (КА) «Вояджер-1» и «Вояджер-2» [1], «Пионер-10» и «Пионер-11» [2], «Галилео» [3], «Юнона» [4] и др.

Достижение системы Юпитера требует использования как ракет-носителей для обеспечения выхода КА на опорную орбиту вокруг Земли, так и собственных маршевых двигателей КА для обеспечения необходимых манёвров в сфере действия планеты назначения. Полёты «напрямую» к далёким областям Солнечной системы требует огромных энергетических затрат и, следовательно, огромных затрат топлива. В качестве альтернативы для экономии топлива можно воспользоваться гравитационными манёврами (ГМ) [5]. Такой манёвр заключается в применении гравитации промежуточного небесного тела в качестве источника энергии, необходимой аппарату для измене-

ния скорости. Такие манёвры применялись для реализации всех вышеперечисленных миссий [1 – 4].

При совершении межпланетных перелётов к Юпитеру основной проблемой является большая величина потребной характеристической скорости, необходимой как для осуществления перелёта, так и для формирования требуемой орбиты в сфере действия Юпитера. Для изменения скорости КА с помощью маршевых двигателей требуются большие запасы рабочего тела. Снизить затраты топлива можно за счёт использования аэродинамического манёвра (АМ) в плотной юпитерианской атмосфере. Таким образом, применение ГМ и АМ позволит снизить затраты топлива при совершении перелёта к Юпитеру.

Целью настоящего исследования является баллистический анализ миссии по отправке малого космического аппарата на спутник Юпитера Каллисто с применением ГМ около Земли и аэродинамического манёвра около Юпитера, а также осуществления посадки на поверхность спутника. Исследование проводилось на базе международной молодёжной группы Самарского университета по проектированию малого космического аппарата для исследования Каллисто [6].

Каллисто – второй по размеру спутник Юпитера, третий по размеру в Солнечной системе, является одним из четырёх галилеевых спутников и самый удалённый среди них от планеты. Размер спутника близок к размеру Меркурия. Поверхность спутника покрыта смесью камня и льда. Предполагается, что под поверхностью спутника содержится солёный океан. За счёт своей удалённости от Юпитера и нахождения вне его радиационных поясов, Каллисто выбран как один из кандидатов для возможной колонизации в будущем [7]. В 2003 году в работе «Human Outer Planets Exploration» [8], проведённой группой учёных из НАСА, Каллисто выбран одной из целей для пилотируемого полёта. Каллисто обладает разреженной атмосферой, которая должна учитываться при расчёте посадки на поверхность [9].

Характеристики орбиты Каллисто относительно Юпитера и её физические параметры приведены в табл. 1 [8].

Таблица 1. Характеристики орбиты Каллисто относительно Юпитера и её физические параметры

Характеристика	Значение
Наклонение, град	0,192
Большая полуось, км	1 882 700
Эксцентриситет	0,0074
Перицентр, км	1 869 000
Апоцентр, км	1 897 000
Гравитационный параметр, $\text{м}^3/\text{с}^2$	$\mu_{Cal} = 7,17487 \cdot 10^{12}$
Средний радиус поверхности, км	$R_{Cal} = 2410,3$

Баллистическая схема перелёта и математические модели движения

Описание схемы перелёта

Была разработана следующая баллистическая схема миссии. Ракета-носитель выводит КА на гелиоцентрическую траекторию Земля-Земля, рассчитанную для осуществления наиболее эффективного гравитационного манёвра. За счёт выполнения ГМ и дополнительного импульса от бортовой двигательной установки (ДУ) КА будет осуществлять перелёт к системе Юпитера. Далее аппарат за счёт аэродинамического манёвра (торможение в атмосфере Юпитера) выводится на юпитероцентрическую орбиту Каллисто и с помощью собственной ДУ формирует требуемую для проведения исслед-

дований орбиту. Затем от КА отделяется посадочный модуль, который осуществляет посадку на поверхность Каллисто.

При расчётах применялась теория сфер действия, позволяющая разделить весь перелёт на несколько участков (решаемых в рамках задачи двух тел). Таким образом, рассматривая перелёт с момента выхода космического аппарата из сферы действия Земли, баллистический расчёт проводился для следующих участков перелёта:

- 1) геоцентрический участок выведения КА;
- 2) гелиоцентрический участок 1 (перелёт Земля – Земля);
- 3) геоцентрический участок гравитационного манёвра;
- 4) гелиоцентрический участок 2 (перелёт Земля – Юпитер);
- 5) планетоцентрический участок движения в сфере действия Юпитера, включающий аэродинамический манёвр;
- 6) участок формирования орбиты вокруг Каллисто;
- 7) участок движения в атмосфере Каллисто для осуществления мягкой посадки на его поверхность.

При рассмотрении гелиоцентрических участков полагаем, что сферы действия планет «свёрнуты» в точку. Поэтому координаты КА в момент подлёта к планетам и отлёта от них будут соответствовать координатам соответствующих планет. В вычислениях рассматривается пространственная задача, что подразумевает учёт наклона и долготы восходящего узла орбит рассматриваемых в вычислениях небесных тел. В качестве основной плоскости выбрана плоскость эклиптики. Положение небесных тел на заданный момент времени определялось с помощью базы данных эфемерид небесных тел, получаемых из системы Horizons Лаборатории реактивного движения [10].

Гелиоцентрический участок 1 (перелёт Земля – Земля)

На данном участке рассматривается перелёт КА с момента выхода из сферы действия Земли и перехода на орбиту возвращения до момента входа в сферу действия Земли для осуществления ГМ (рис. 1). Предполагается, что это выведение осуществляется с помощью разгонного блока (или последней ступени ракеты-носителя).

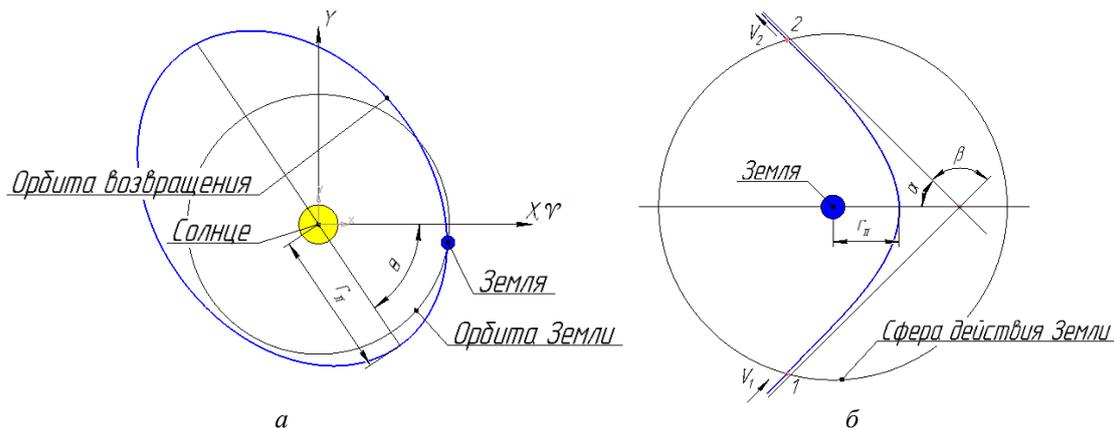


Рис. 1. Схематичное отображение гелиоцентрического участка 1 (а) и схематичное отображение геоцентрического участка (б):

- 1, 2 – точки входа и выхода из сферы действия Земли соответственно;
 V_1, V_2 – скорости космического аппарата при прохождении точек 1 и 2 соответственно;
 α – угол полураствора конуса; β – угол отклонения вектора скорости аппарата после совершения гравитационного манёвра

Для осуществления ГМ период движения КА должен совпадать с периодом обращения Земли вокруг Солнца, то есть большая полуось траектории гелиоцентрического участка 1 должна быть равна 1 а.е. Для определения параметров орбиты соответствующих наиболее эффективному ГМ КА будем изменять эксцентриситет орбиты e_{req} , являющийся регулируемым параметром при моделировании этого участка.

Геоцентрический участок гравитационного манёвра

На данном участке рассматривается гравитационный манёвр КА около Земли (рис. 1, б). Здесь в качестве регулируемого параметра выступает радиус перицентра гиперболической орбиты КА r_{π} , поскольку от него зависит величина отклонения вектора скорости, что влияет на результирующую траекторию полёта к Юпитеру. В расчётах учитывается время, за которое происходит полёт аппарата на геоцентрическом участке и изменение углового положения Земли за время осуществления ГМ:

$$\delta u = \frac{t_{\theta}}{T_E} 2\pi, \quad (1)$$

где t_{θ} – время перелёта КА на геоцентрическом участке; T_E – период обращения Земли.

Гелиоцентрический участок 2 (перелёт Земля – Юпитер)

Данный участок рассматривает перелёт КА с момента завершения гравитационного манёвра (второго выхода из сферы действия Земли) до момента достижения сферы действия Юпитера (рис. 2).

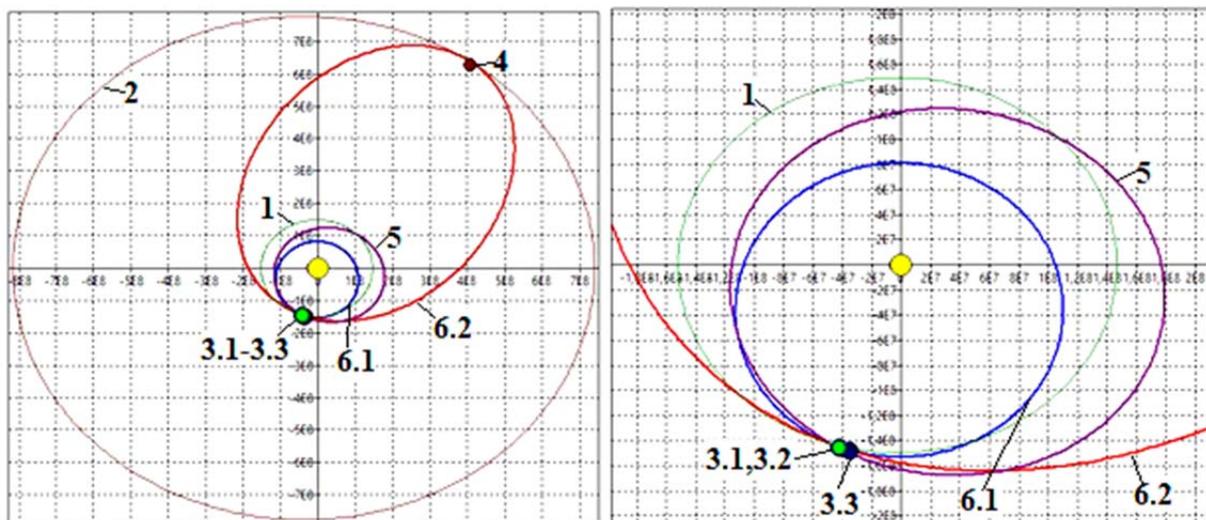


Рис. 2. Схематичное отображение траекторий КА:

1, 2 – орбита Земли и Юпитера соответственно; 3.1-3.3 – положения Земли в момент старта, возвращения аппарата и после завершения гравитационного манёвра соответственно; 4 – положение Юпитера на момент подлёта космического аппарата; 5 – траектория перелёта Земля – Земля; 6.1, 6.2 – результирующие орбиты при пролёте с внутренней или с внешней стороны Земли соответственно

В качестве регулируемой величины на этом участке выступает характеристическая скорость ΔV_φ от дополнительного импульса, который обеспечивается бортовой двигательной установкой КА и даётся в момент выхода аппарата из сферы действия Земли. Для получения наибольшей эффективности от дополнительного импульса необходимо, чтобы направление скорости от этого импульса совпадало с направлением движения КА после совершения гравитационного манёвра. Поэтому применяются следующие формулы:

$$\Delta \mathbf{V}_{\varphi par} = \left| \Delta \mathbf{V}_{\varphi par} \right| \frac{\mathbf{V}_{AGA}}{|\mathbf{V}_{AGA}|},$$

$$\left| \Delta \mathbf{V}_{\varphi par} \right| = \left| \Delta \mathbf{V}_\varphi \right|, \quad (2)$$

$$\mathbf{V}_{AGA} = M(\beta) \mathbf{V} + \mathbf{V}_{E_\delta u},$$

$$M(\beta) = \begin{pmatrix} \cos(\beta) & -\sin(\beta) & 0 \\ \sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где $\Delta \mathbf{V}_{\varphi par}$ – скорость от дополнительного импульса бортовой ДУ КА; \mathbf{V}_{AGA} – вектор скорости КА после осуществления гравитационного манёвра; $M(\beta)$ – матрица поворота, определяющая поворот вектора скорости КА на угол β после совершения гравитационного манёвра (рис. 1, б); \mathbf{V} – вектор скорости КА до совершения гравитационного манёвра; $\mathbf{V}_{E_\delta u}$ – вектор скорости Земли после совершения аппаратом гравитационного манёвра.

Планетоцентрический участок движения в сфере действия Юпитера, включающий аэродинамический манёвр

На данном участке рассматривается движение в сфере действия Юпитера с осуществлением аэродинамического манёвра. Для расчёта участка требуется знать скорость КА в момент входа в сферу действия Юпитера $V_{2\infty}$. Далее рассчитывается движение в атмосфере Юпитера и параметры отлётной траектории, а также величина характеристической скорости, сообщаемой КА при последующих манёврах, формирующих окончательную орбиту относительно Каллисто. При расчёте аэродинамического манёвра учитываются ограничения на величину максимальной перегрузки, температуру поверхности КА, а также безопасную высоту полёта над поверхностью планеты $h_{БЕЗ}$. Модель движения КА в атмосфере планеты в траекторной системе координат имеет следующий вид [11]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -C\rho(h)V^2 - g(h)\sin(\theta), \\ \dot{\theta} &= K_{эф} C\rho(h)V^2 + \left(\frac{V}{R_{пл} + h} - \frac{g(h)}{V} \right) \cos(\theta), \\ \dot{h} &= V \sin(\theta), \\ \dot{L} &= V \frac{R_{пл}}{R_{пл} + h} \cos(\theta). \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь V – модуль скорости КА; θ – угол наклона траектории; h – высота КА над поверхностью планеты; L – дальность полёта; ρ – плотность атмосферы на высоте h ; C – баллистический коэффициент КА; $g(h) = \frac{g_0 R_{\text{ПЛ}}^2}{(R_{\text{ПЛ}} + h)^2}$ – ускорение свободного падения на высоте h ; $R_{\text{ПЛ}}$ – радиус планеты; $K_{\text{эф}}$ – эффективное аэродинамическое качество КА; $g_0 = 3,71 \cdot 10^{-3}$ км/с² – ускорение свободного падения на расстоянии $R_{\text{ПЛ}} = 69911$ км от центра Юпитера.

Перегрузка n аппарата вычисляется по формуле:

$$n = \frac{\rho V^2}{2g_0 P_x} \sqrt{1 + K_{\text{эф}}^2}, \quad (5)$$

где P_x – приведённая нагрузка на лобовую поверхность КА.

Температура КА рассчитывается по методике, предложенной в работе [12]:

$$T = \sqrt[4]{\frac{q_{\text{конв}} + q_{\text{рад}}}{\sigma \varepsilon}}, \quad (6)$$

$$q_{\text{конв}} = \frac{A_k}{\sqrt{R_k}} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^n \left(\frac{V}{V_1} \right)^m, \quad q_{\text{рад}} = A_p \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^2 \left(\frac{V}{10^4} \right)^{14} R_k, \quad (7)$$

где $q_{\text{конв}}$ – конвективный тепловой поток; $q_{\text{рад}}$ – радиационный тепловой поток; $\sigma = 5,6696 \cdot 10^{-12}$ Вт · см⁻² · град⁻⁴ – постоянная Стефана-Больцмана; ε – коэффициент, характеризующий излучательную способность материала теплозащитного покрытия (берётся обычно равным 0,85...0,9); R_k – радиус кривизны поверхности КА в соответствующей критической точке; V_1 – значение первой космической скорости на поверхности планеты; A_p, A_k, n, m – некоторые постоянные, зависящие от характеристик теплового воздействия в пограничном слое и от кинетических свойств газа $A_k = 1,291 \cdot 10^5$ Дж/м^{3/2} · ч, $A_p = 3,035 \cdot 10^7$ Вт/м², $n = 0,5$, $m = 3$ для Юпитера [13;14].

КА входит в атмосферу Юпитера по гиперболической траектории. Чтобы выйти на заданную орбиту спутника Юпитера Каллисто, необходимо погасить избыток гиперболической скорости в сфере действия Юпитера в точке перигея. Скорость в точке перигея:

$$V_{\pi} = \sqrt{V_{2\infty}^2 + V_{\text{осв}}^2}, \quad (8)$$

где $V_{2\infty}$ – избыток гиперболической скорости на границе сферы действия Юпитера в системе координат, определяемой гелиоцентрическим участком движения; $V_{\text{осв}}$ – вторая космическая скорость Юпитера на высоте перигея.

Потребный импульс скорости при переходе на эллиптическую орбиту с радиусом апоцентра r_a , равным радиусу орбиты Каллисто, в районе перигея орбиты определяется по формуле:

$$\Delta V_{\text{торм}} = V_{\pi} - V_{\alpha}, \quad (9)$$

где $V_{\alpha} = \sqrt{\frac{2\mu r_{\pi}}{(r_{\pi} + r_{\alpha})r_{\alpha}}}$ – необходимая скорость на орбите Юпитера;

$\mu = 126686534 \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Юпитера; r_{π} – радиус перицентра переходной орбиты.

При моделировании движения КА использовалась уточнённая модель атмосферы Юпитера [15]. Плотность атмосферы Юпитера (рис. 3) зависит от высоты h , на которой давление окружающего газа $p = 1$ бар, а плотность $\rho = \rho_0 = 15,2 \text{ кг/м}^3$. Данная высота принимается за нулевой уровень. На высотах, где $p > 1$ бар, атмосфера Юпитера изотермична, а распределение давления и плотности аппроксимируется экспоненциальной зависимостью.

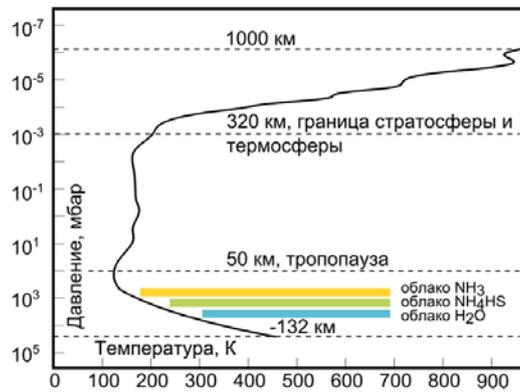


Рис. 3. Изменение параметров атмосферы Юпитера в зависимости от высоты

На высотах, где $p < 1$ бар, $h > 0$ плотность меняется по закону:

$$\rho = \rho_0 e^{-\frac{h-h_0}{\Delta}}, \quad (10)$$

где $\Delta = 23500 \text{ м}$ – масштаб неоднородности атмосферы; $h_0 = 50000 \text{ м}$. В расчётах принималось, что условная граница атмосферы находится на высоте 450 км.

Участок движения в атмосфере Каллисто для осуществления мягкой посадки на поверхность

Выбранная баллистическая схема миссии предполагает, что от исследовательского КА после прибытия на орбиту Каллисто будут отделены два спускаемых аппарата (СА). Основной орбитальный модуль будет использоваться для передачи информации на Землю, а также для картографирования поверхности и изучения космического пространства вблизи Каллисто. Два идентичных спускаемых аппарата предназначены для спуска на поверхность с целью проведения исследований непосредственно на поверхности.

СА (рис. 4) содержит верхний отсек с научной и обслуживающей аппаратурой и нижний отсек с двигательной установкой и заполненными баками. ДУ с суммарной тягой $P = 80 \text{ Н}$ включает в себя четыре двигателя с тягой 20 Н каждый со скоростью истечения рабочего тела $c = 2865 \text{ м/с}$. В соответствии с задачами миссии определена мас-

са научных приборов посадочного модуля, составившая 6,47 кг. Общая масса заправленного СА составила 40 кг.

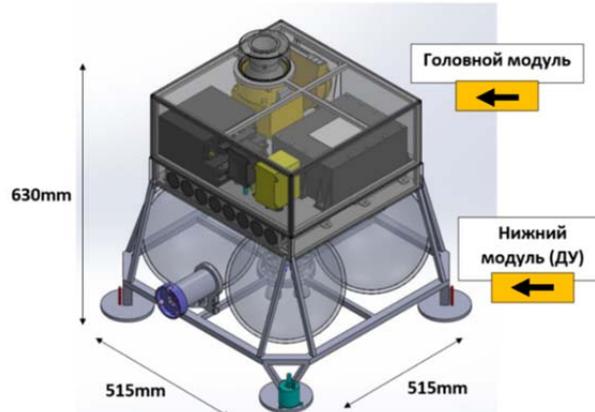


Рис. 4. Спускаемый аппарат

Предполагается, что КА, достигнув сферы действия Юпитера и выполнив все манёвры, переходит на низкую круговую полярную орбиту вокруг Каллисто. Такая орбита позволяет за короткое время осмотреть всю поверхность спутника с близкого расстояния и выбрать место посадки с учётом рельефа местности и перспектив проведения исследований.

Для посадки с круговой орбиты требуются два импульса двигательной установки. Обозначим t_0 , t_1 – время, за которое космический аппарат совершает гравитационный разворот; t_2 – длительность пассивного вертикального движения; t_3 – длительность активного вертикального движения. Первый импульс от $t_0 = 0$ до t_1 уменьшает орбитальную скорость, и КА совершает гравитационный разворот, то есть переходит от горизонтального полёта относительно поверхности Каллисто к вертикальному спуску. Второй импульс от $t_1 + t_2$ до $t_1 + t_2 + t_3$ обеспечивает равенство нулю высоты и скорости полёта в момент посадки. В течение времени от t_1 до $t_1 + t_2$ двигатель КА выключен.

Таким образом, нужно определить три времени включения двигателя, чтобы выполнить три условия мягкой посадки для высоты h , скорости V и угла траектории полёта θ в момент конечного времени $t_1 + t_2 + t_3$:

$$\begin{aligned} h(t_1 + t_2 + t_3) &= 0, \\ V(t_1 + t_2 + t_3) &= 0, \\ \theta(t_1 + t_2 + t_3) &= -\frac{\pi}{2}. \end{aligned} \quad (11)$$

Движение СА рассматривается при следующих допущениях:

1. На СА действуют сила тяжести, сопротивление атмосферы Каллисто и сила тяги ДУ; изменение массы КА учитывается.
2. Гравитационное поле Каллисто считается однородным и центральным, гравитационный параметр $\mu_{Cal} = 7,17487 \cdot 10^{12} \text{ м}^3 / \text{с}^2$ [9].
3. Каллисто - это сфера с радиусом $R_{Cal} = 2410,3 \text{ км}$ [10].
4. Влияние атмосферы Каллисто не учитывается на этапе гравитационного разворота. На этапе вертикальной посадки плотность атмосферы Каллисто рассчитывается в соответствии с данными работы [10].

На этапе гравитационного разворота рассматривается движение спускаемого аппарата в плоскости орбиты ожидания в скоростной системе координат:

$$\begin{aligned}\frac{dh}{dt} &= V \sin(\theta), \\ \frac{dL}{dt} &= V \cos(\theta) \frac{R_{Cal}}{R_{Cal} + h}, \\ \frac{dV}{dt} &= -\frac{P}{m_0 - \frac{P}{c}t} - \frac{\mu_{Cal}}{(R_{Cal} + h)^2} \sin(\theta), \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\mu_{Cal}}{(R_{Cal} + h)^2} \cos(\theta) + \frac{V \cos(\theta)}{R_{Cal} + h}.\end{aligned}\quad (12)$$

Здесь h – высота СА над поверхностью; L – дальность полёта; V – скорость; θ – угол траектории полёта; P и c – тяга и скорость истечения продуктов сгорания из сопла ДУ; m_0 – начальная масса СА.

Метод гравитационного разворота является простейшим методом управления, при котором система управления ориентирует вектор тяги двигателя в противоположном направлении относительно вектора скорости. Доказано, что расход топлива при таком управлении близок к минимальному. В конце участка торможения скорость КА стремится к нулю, а ориентация продольной оси космического аппарата из-за действия гравитационного ускорения переходит в вертикальное положение.

После выполнения этих условий начинается этап вертикальной посадки. Уравнения движения КА на вертикальном участке посадки имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}\frac{dh}{dt} &= -V, \\ \frac{dV}{dt} &= -\frac{P\delta}{m_1 - \frac{P}{c}\delta t} + \frac{\mu_{Cal}}{(R_{Cal} + h)^2} - \sigma \frac{\rho(h)V^2}{2}.\end{aligned}\quad (13)$$

Здесь m_1 – масса СА в конце этапа гравитационного разворота; δ – функция включения-выключения двигателей СА, $\delta = 1$ на втором участке вертикального спуска, когда двигатель включён.

Траектория вертикального спуска начинается с пассивного участка, где КА разгоняется под действием силы тяжести, и активного участка, где торможение происходит под воздействием тяги двигательной установки. При отсутствии атмосферы продолжительность пассивной и активной секций может быть рассчитана аналитически, как решение системы уравнений:

$$\begin{aligned}V_1 + \frac{\mu_{Cal}}{R_{Cal}^2}(t_2 + t_3) + c \ln\left(1 - \frac{P}{cm_1}t_3\right) &= 0, \\ h_1 - V_1(t_2 + t_3) - \frac{\mu_{Cal}}{2R_{Cal}^2}(t_2 + t_3)^2 - \frac{c^2 m_1}{P} \left(\left(\frac{P}{cm_1}t_3 - 1 \right) \left(\ln\left(1 - \frac{P}{cm_1}t_3\right) - 1 \right) - 1 \right) &= 0.\end{aligned}\quad (14)$$

Здесь h – высота СА над поверхностью; m_1 – масса СА в конце этапа гравитационного разворота; V – скорость; R_{Cal} – радиус спутника; μ_{Cal} – гравитационный параметр спутника; δ – функция включения-выключения двигателей СА; P, c – тяга и скорость истечения рабочего тела, соответствующие спускаемому аппарату; ρ – плотность атмосферы спутника; σ – баллистический коэффициент СА, $\delta = 1$ на втором участке вертикального спуска, когда двигатель включён.

Однако, если учитывать влияние слабой атмосферы Каллисто, следует уточнить продолжительность периодов включения-выключения двигателей. Это уточнение не может быть выполнено аналитически, мы решили задачу определения двух управляющих параметров и одновременного выполнения двух оставшихся граничных условий. При этом в качестве начальных приближений использовались значения, полученные по формулам (14).

Результаты расчётов

Расчёт гелиоцентрического движения с гравитационным манёвром

Для КА со стартовой массой на границе сферы действия Земли и проектными характеристиками, представленными в табл. 2, в результате расчётов была определена траектория перелёта к системе Юпитера, в которую входят ранее описанные два гелиоцентрических и один геоцентрический с представленными в табл. 3 характеристиками. На рис. 5 показана результирующая орбита перелёта к Юпитеру (получается при пролёте с внутренней стороны Земли).

Таблица 2. Характеристики космического аппарата

Характеристика	Значение
Длина (с учётом солнечных батарей), м	1,65×1,7×1,4
Тяга (основной ДУ), Н	415
Тяга (дополнительной ДУ), Н	4×10
Масса, кг	500
Масса (топлива), кг	93
Баллистический коэффициент, м ² /кг	0,018

Таблица 3. Характеристики гелиоцентрического перелёта

Дата старта:	01.09.2023
Время перелёта по траектории Земля – Земля, сут.	108,008
Расход рабочего тела при перелёте по траектории Земля – Земля, кг	281609,872
Время перелёта при совершении ГМ, сут.	2,404
Расход рабочего тела при совершении ГМ, кг	1,916
Время перелёта к системе Юпитера, сут.	1047,938
Расход рабочего тела при подлёте к системе Юпитера, кг	162,19
Эксцентриситет орбиты возвращения по траектории Земля – Земля	0,322
Перицентрическое расстояние от Земли при совершении ГМ, км	1005
Необходимая характеристическая скорость от ракеты-носителя, км/с	14,365
Дополнительный импульс скорости разгона от бортовой двигательной установки, км/с	0,001
Результирующая скорость КА после совершения ГМ, км/с	38,497
Скорость КА (планетоцентрическая) на момент входа в сферу действия Юпитера, км/с	5,453

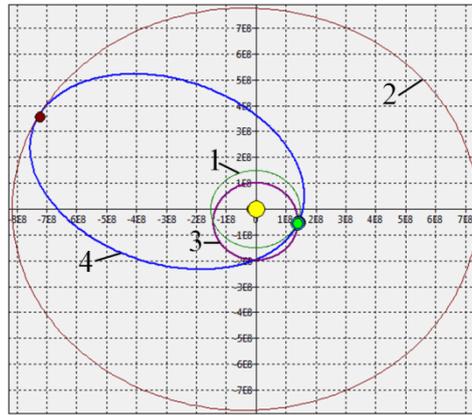


Рис. 5. Траектория гелиоцентрического движения КА к системе Юпитера:
1 – зелёным цветом обозначена орбита Земли; 2 – красным цветом – орбита Юпитера;
3 – фиолетовым цветом – траектория перелёта Земля – Земля; 4 – синим цветом – орбита перелёта к системе Юпитера после совершения гравитационного манёвра

Выбор ракеты-носителя

На основании заданной стартовой массы КА (500 кг) и требуемой характеристической скорости (14,365 км/с) для выведения аппарата с опорной орбиты на орбиту возвращения к Земле с заданным эксцентриситетом (0,322), можно подобрать ракету-носитель (РН) обеспечивающую выведение с наименьшими затратами. Для этого, исходя из известных данных [16 – 21], вычисляем располагаемую характеристическую скорость (табл. 4) каждой ракеты-носителя по следующей формуле:

$$V_R = \sum_{i=1}^n P_{ydi} \ln(z_i), \quad (15)$$

где n – количество ступеней ракеты с учётом использования разгонного блока; P_{ydi} – удельная тяга двигательной установки i -й ступени; z_i – число Циолковского i -й ступени.

Таблица 4. Располагаемые характеристические скорости рассматриваемых ракет-носителей

Наименование ракеты-носителя	Тип ракеты-носителя	Величина располагаемой характеристической скорости, км/с
Союз-2.1а	Трёхступенчатая, среднего класса	14,603
Союз-2.1б	Трёхступенчатая, среднего класса	15,035
Союз-СТ-А	Трёхступенчатая, среднего класса	14,603
Союз-СТ-Б	Трёхступенчатая, среднего класса	15,011
Союз-2.1в	Двухступенчатая, лёгкого класса	11,686
Рокот	Трёхступенчатая, лёгкого класса	10,508
Ангара 1.2	Двухступенчатая, лёгкого класса	11,587

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что из рассматриваемых ракет-носителей, представленных в табл. 4, для найденной даты старта возможно применение ракет-носителей «Союз-2.1а» и «Союз-СТ-А» среднего класса.

Движение в сфере действия Юпитера и аэродинамический манёвр

При совершении межпланетных перелётов к Юпитеру основной проблемой является большая величина потребной характеристической скорости, необходимой для формирования требуемой орбиты в сфере действия Юпитера. Это приводит к большим потребным запасам рабочего тела для двигателей КА, которые к тому же требуется ещё доставить в систему Юпитера. Снизить затраты топлива можно за счёт использования аэродинамического манёвра в плотной Юпитерианской атмосфере.

В качестве начальных условий для моделирования аэродинамического манёвра использовались следующие значения:

$$V(0) = V_{\pi} = 60450 \text{ м/с}, \theta(0) = \theta_0, h(0) = h_0 = 450000 \text{ м}, L(0) = 0 \text{ м}. \quad (16)$$

Угол входа в атмосферу θ_0 подбирался для перехода КА на орбиту Каллисто, начальная скорость КА входа в атмосферу рассчитывалась в соответствии со скоростью гелиоцентрического движения на границе сферы действия Юпитера.

В результате расчёта аэродинамического манёвра торможения (рис. 6, 7) было выявлено, что для перехода КА на орбиту Каллисто требуется войти в атмосферу Юпитера с углом входа $\theta = -0,345^\circ$.

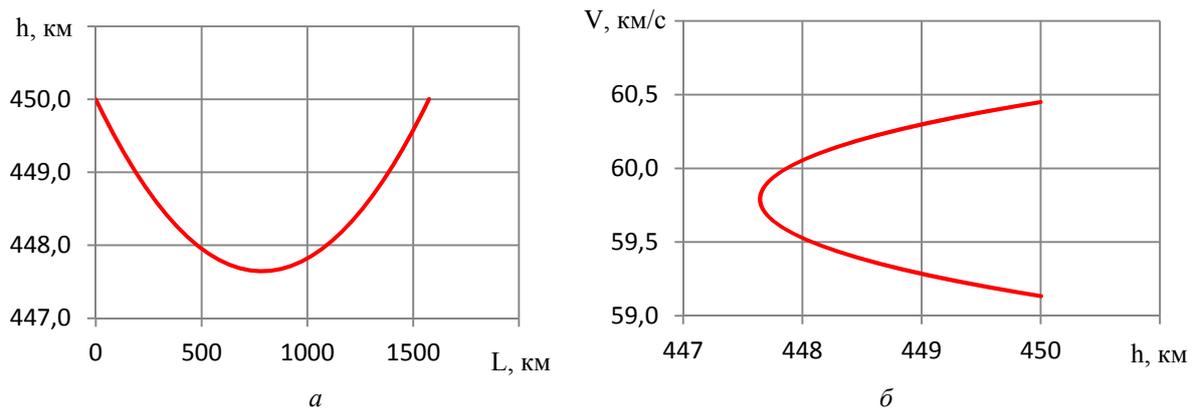


Рис. 6. Траектория манёвра (а), изменение скорости от высоты полёта (б)

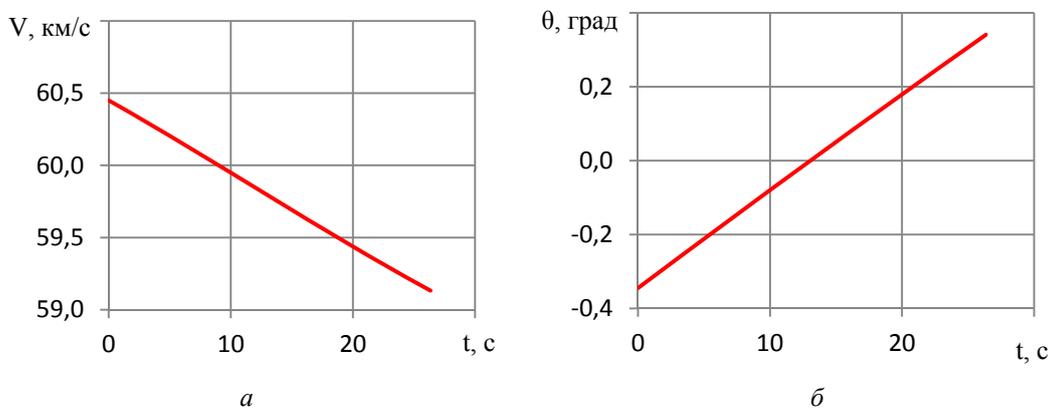


Рис. 7. Изменение скорости (а), изменение угла наклона траектории (б)

При применении аэродинамического манёвра торможения в верхних слоях атмосферы на КА действуют перегрузки, значения которых могут превышать предельно допустимые. Кроме того, при движении в атмосфере существенно повышается температура поверхности КА, что может привести к выходу из строя целевой аппаратуры. Поэтому при моделировании манёвра проводился контроль выполнения ограничений по температуре нагрева поверхности КА и максимальным перегрузкам.

После завершения аэродинамического манёвра КА переходит на орбиту с апоцентром, равным радиусу орбиты Каллисто относительно Юпитера. Для перехода на заданную орбиту относительно Каллисто требуется использовать собственную ДУ КА. Необходимый импульс скорости равен 0,629 км/с.

Результаты моделирования мягкой посадки на поверхность Каллисто

Для расчёта посадки КА на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами был разработан программный комплекс. Участок гравитационного разворота рассчитывался для следующих начальных условий: высота орбиты $h = 700$ км, скорость СА равна круговой скорости на этой орбите $V = 1,519$ км/с, начальный угол наклона траектории $\theta = -0,1^\circ$. Длительность гравитационного разворота составила 610,4 с. Результаты моделирования представлены на рис. 8.

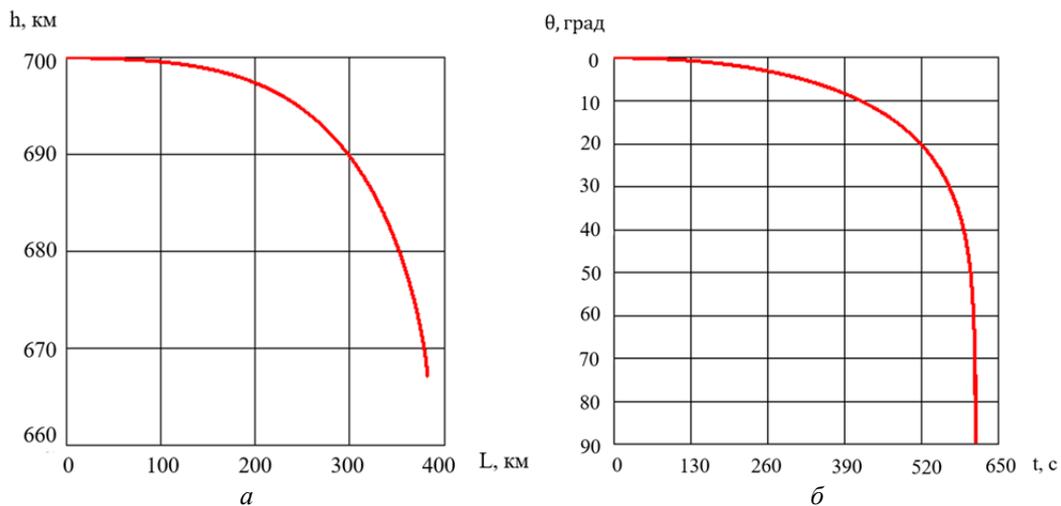


Рис. 8. Траектория движения (а) и изменение угла наклона траектории (б) на участке гравитационного разворота

В процессе выполнения гравитационного разворота высота СА снижается до $h_1 = 667,1$ км, а скорость достигает $V_1 = 0,257$ м/с. На выполнение манёвра расходуется 17,047 кг рабочего тела ДУ, то есть после гравитационного разворота масса СА составляет $m_1 = 22,953$ кг. Эти данные являются начальными условиями для этапа вертикального спуска. Система уравнений (14) позволяет получить начальные приближения длительности участков пассивного движения и включения ДУ 869,1 с и 332,5 с. После уточнения, с учётом тормозящего воздействия атмосферы Каллисто, продолжительность отрезков составила 1124,2 с и 322,6 с.

На рис. 9 показаны результаты моделирования участка вертикального спуска. На обоих рисунках сплошной линией показана пассивная траектория, пунктирной линией показана зона торможения перед посадкой. На рис. 9, а показана зависимость измене-

ния высоты спуска СА от времени для двух случаев. Пунктирная линия соответствует условию спуска с учётом атмосферы Каллисто, а сплошная линия без учёта атмосферы. На рис. 9, б показаны графики зависимости высоты от скорости для двух случаев. Хотя длины секций изменились незначительно, можно отметить, что если бы коррекция не была проведена, условия мягкой посадки не были бы соблюдены.

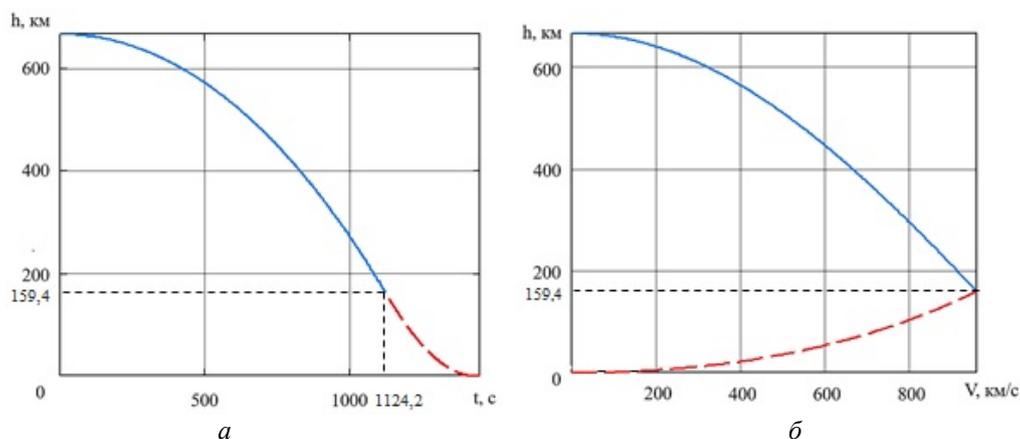


Рис. 9. График зависимости изменения высоты спуска спускаемого аппарата от времени (а) и высоты от скорости (б) на участке вертикального спуска

Кроме того, максимальная скорость спускаемого аппарата на траектории снизилась с 1056 м/с до 987 м/с. После вертикального спуска масса космического аппарата составит 13,64 кг. Для осуществления всего спуска потребовалось 26,36 кг рабочего тела.

Заключение

Представлены результаты баллистического анализа миссии по отправке малого космического аппарата к спутнику Юпитера Каллисто с применением гравитационного манёвра около Земли и аэродинамического манёвра около Юпитера, и его посадки на поверхность спутника. Был разработан комплекс математических моделей для баллистического анализа данной миссии. Оценена минимальная необходимая тяга двигателей и длительность манёвра для мягкой посадки космического аппарата с заданной массой на спутник. Была определена возможность запуска космического аппарата с помощью ракет-носителей «Союз-2» среднего класса.

Библиографический список

1. Voyager. Mission overview. <https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/>
2. The Pioneer missions. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20020060778>
3. Galileo. <https://solarsystem.nasa.gov/missions/galileo/in-depth/>
4. Juno overview. https://web.archive.org/web/20180907181255/https://www.nasa.gov/mission_pages/juno/overview/index.html
5. Левантовский В.И. Механика космического полёта в элементарном изложении. М.: Наука, 1980. 512 с.
6. Лукьянов С.В., Ковалёв В.В., Иванов Д.П., Галинсога Х., Бай В., Цай Ш. Выбор научной аппаратуры малого космического аппарата для исследования спутника Юпитера – Каллисто // Сборник трудов XXIV Всероссийского семинара по управлению

движением и навигации летательных аппаратов «Управление движением и навигация летательных аппаратов» (17-18 июня 2021 г., Самара). Самара: Издательство Самарского университета, 2022. С. 84-88.

7. Callisto. <https://solarsystem.nasa.gov/moons/jupiter-moons/callisto/in-depth/>
8. Troutman P.A., Bethke K., Stillwagen F., Caldwell Darrell L.Jr., Manvi R., Strickland C., Krizan Sh.A. Revolutionary concepts for human outer planet exploration (HOPE) // AIP Conference Proceedings. 2003. V. 654. P. 821-828. DOI: 10.1063/1.1541373
9. Planetary satellite mean orbital parameters. <https://ssd.jpl.nasa.gov/sats/elem/>
10. Horizons system. <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>
11. Шалыгин А.С., Санников В.А., Петрова И.Л. Навигация и наведение космических аппаратов: учеб. пособие. СПб: Издательство Балтийского государственного технического университета, 2008. 142 с.
12. Иванов Н.М., Мартынов А.И. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет. М.: Наука, 1985. 384 с.
13. Иванов Н.М., Мартынов А.И., Соколов Н.Л. Оптимальное управление КА в атмосфере Юпитера // Космические исследования. 1979. Т. 17, № 3. С. 348-365.
14. Sieff A., Kirk D.B., Knight T.C.D., Young R.E., Mihalov J.D., Young L.A., Milos F.S., Schubert G., Blanchard R.C., Atkinson D. 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: Planets. 1998. V. 103, Iss. 10. P. 22857-22889. DOI: 10.1029/98JE01766
15. Орлов Д.А. Методика многокритериальной оптимизации управления движением космического аппарата при спуске в атмосфере планеты. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2021. 128 с.
16. Ракета-носитель «Союз-2.1в». <https://www.roscosmos.ru/20067/>
17. Ракета-носитель «Рокот». <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=43>
18. Ракета-носитель «Союз-2». <https://www.roscosmos.ru/468/>
19. Семейство ракет-носителей «Ангара». <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44>
20. Универсальный разгонный блок «Фрегат». <https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/>
21. «Бриз-КМ». <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=50>

BALLISTIC ANALYSIS OF A MISSION TO JUPITER'S MOON CALLISTO WITH LANDING ON THE SURFACE

© 2024

- V. V. Kovalev** Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
vadkovalev97@mail.ru
- A. D. Marchenko** Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
anzhela_marchenko_97@mail.ru
- T. V. Starostina** Student of the Institute of Aeronautical and Space Rocket Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
samara-tanya2000@mail.ru
- A. R. Sharipova** Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
Sharipovaaliya2016@yandex.ru

The article presents the results of a study on the basis of which a set of mathematical models was developed for ballistic analysis of a mission to send a small spacecraft to the satellite of Jupiter, Callisto and its landing on the surface of the satellite. In this mission, it is proposed to use a gravity assist maneuver around the Earth and an aerodynamic maneuver near Jupiter to reduce the cost of the working fluid of the spacecraft. The minimum required thrust of the engines and the duration of the soft landing maneuver of a spacecraft with a given mass on the satellite are estimated. The optimal launch date was found for the possibility of launching a spacecraft using a medium-lift Soyuz-2 launch vehicle. The simulation of the movement was carried out numerically, in the Mathcad mathematical package, all the dependence diagrams necessary for the analysis of the movement were constructed.

Spacecraft; interplanetary flight; gravity assist; mathematical modeling; piecewise conical approximation; Jupiter's moon Callisto; landing on the surface

Citation: Kovalev V.V., Marchenko A.D., Starostina T.V., Sharipova A.R. Ballistic analysis of a mission to Jupiter's moon Callisto with landing on the surface. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 1. P. 21-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-21-37

References

1. Voyager. Mission overview. Available at: <https://voyager.jpl.nasa.gov/mission/>
2. The Pioneer missions. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20020060778>
3. Galileo. Available at: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/galileo/in-depth/>
4. Juno Overview. Available at:
https://web.archive.org/web/20180907181255/https://www.nasa.gov/mission_pages/juno/overview/index.html
5. Levantovskiy V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii* [Mechanics of space flight in an elementary presentation]. Moscow: Nauka Publ., 1980. 512 p.
6. Luk'yanov S.V., Kovalev V.V., Ivanov D.P., Galinsoga Kh., Bay V., Tsay Sh. Vybor nauchnoy apparatury malogo kosmicheskogo apparata dlya issledovaniya sputnika Yupitera – Kallisto. *Sbornik trudov XXIV Vserossiyskogo seminara po upravleniyu dvizheniem i navigatsii letatel'nykh apparatov «Upravlenie Dvizheniem i Navigatsiya Letatel'nykh Apparatov» (June, 17-18, 2021, Samara)*. Samara: Samara University Publ., 2022. P. 84-88. (In Russ.)
7. Callisto. Available at: <https://solarsystem.nasa.gov/moons/jupiter-moons/callisto/in-depth/>
8. Troutman P.A., Bethke K., Stillwagen F., Caldwell Darrell L.Jr., Manvi R., Strickland C., Krizan Sh.A. Revolutionary concepts for human outer planet exploration (HOPE). *AIP Conference Proceedings*. 2003. V. 654. P. 821-828. DOI: 10.1063/1.1541373
9. Planetary satellite mean orbital parameters. Available at: <https://ssd.jpl.nasa.gov/sats/elem/>
10. Horizons system. Available at: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/app.html#/>
11. Shalygin A.S., Sannikov V.A., Petrova I.L. *Navigatsiya i navedenie kosmicheskikh apparatov: ucheb. posobie* [Navigation and guidance of spacecraft] Saint Petersburg: Baltic State Technical University Publ., 2008. 142 p.
12. Ivanov N.M., Martynov A.I. *Dvizhenie kosmicheskikh letatel'nykh apparatov v atmosferakh planet* [Motion of spacecraft in the atmospheres of planets] Moscow: Nauka Publ., 1985. 384 p.
13. Ivanov N.M., Martynov A.I., Sokolov N.L. Optimal spacecraft control in Jupiter's atmosphere. *Kosmicheskie Issledovaniya*. 1980. V. 17, no. 3. P. 348-365. (In Russ.)
14. Sieff A., Kirk D.B., Knight T.C.D., Young R.E., Mihalov J.D., Young L.A., Milos F.S., Schubert G., Blanchard R.C., Atkinson D. Thermal structure of Jupiter's atmosphere near the edge of a 5- μm hot spot in the north equatorial belt. *Journal of*

Geophysical Research: Planets. 1998. V. 103, Iss. 10. P. 22857-22889.
DOI: 10.1029/98JE01766

15. Orlov D.A. *Metodika mnogokriterial'noy optimizatsii upravleniya dvizheniem kosmicheskogo apparata pri spuske v atmosfere planety. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [A technique for multi-criteria optimization of spacecraft motion control during descent in a planet's atmosphere. Dissertation for the Candidate Degree (Engineering)]. Moscow, 2021. 128 p.

16. *Raketa-nositel' «Soyuz-2.1v»* [Soyuz-2.1v launch vehicle]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/20067/>

17. *Raketa-nositel' «Rokot»* [Rokot launch vehicle]. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=43>

18. *Raketa-nositel' «Soyuz-2»* [Soyuz-2 launch vehicle]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/468/>

19. *Semeystvo raket-nositeley «Angara»* [Family of Angara launch vehicles]. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44>

20. *Universal'nyy razgonnyy blok «Fregat»* [Fregat universal upper stage]. Available at: <https://www.laspacespace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/>

21. *«Briz-KM»* [Briz-KM]. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=50>