

2. Ляо С.Дж., Предложенный метод гомотопического анализа для решения нелинейных задач, докторская диссертация, Шанхайский университет Цзяо Тун, 1992.

3. Sergey A. Ishkov, Andrew A. Khramov, Gregory A. Filippov Formation Algorithms of Sequential Control for Spacecraft Rendezvous with Low-Thrust. AIP Conference Proceedings 2046, 020043 (2018); <https://doi.org/10.1063/1.5081563>.

4. R. F. Appazov, O. G. Sytin Methods of Designing Trajectories of Carriers and Satellites of the Earth. М.: Science, 1978.

5. М. S. Konstantinov. Mechanics of Space Flight. М.: Science, 1989.

6. Ishkov S A, Filippov G A, Xiao Z, et al. Pareto-optimal control of relative motion in the orbital maneuvering problem of spacecraft with finite thrust[J]. Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(3): 529-536.

7. Понтрягин Л С, Болтянский В Г, Гамкрелидзе Р В, et al. Математическая теория оптимальных процессов[М]. 1969.

*УДК 531.36, 629.7*

*Шаринова А.Р.*

## **ПРИМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МАНЁВРА ПРИ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОРБИТУ СПУТНИКА ЮПИТЕРА–КАЛЛИСТО**

**Введение.** Основной проблемой при совершении межпланетных перелётов к Юпитеру и его спутникам является большой расход рабочего тела, необходимого для осуществления перелёта, а также для формирования требуемой орбиты в сфере действия Юпитера. Однако, затраты топлива можно сократить за счёт использования аэродинамического манёвра в плотной атмосфере Юпитера.

Для выведения космического аппарата на орбиту спутника Юпитера необходимо погасить его скорость. После выхода из атмосферы Юпитера КА производит манёвры с помощью двигательной установки для формирования заданной орбиты с требуемой высотой  $h_{ОРБ}$ .

### Математическая модель движения КА в атмосфере Юпитера

Модель движения КА в атмосфере Юпитера в траекторной системе координат имеет следующий вид [1]:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -\sigma\rho(h)V^2 - g(h) \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= K_{ЭФ}\sigma\rho(h)V^2 + \left(\frac{V}{R_{ПЛ}+h} - \frac{g(h)}{V}\right) \cos \theta, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \\ \dot{L} &= V \frac{R_{ПЛ}}{R_{ПЛ}+h} \cos \theta.\end{aligned}$$

Здесь  $V$  – модуль скорости СА;  $\theta$  – угол наклона траектории;  $h$  – высота КА над поверхностью планеты;  $L$  – дальность полёта;  $g$  – ускорение свободного падения на поверхности планеты;  $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$  – плотность атмосферы на высоте  $h$ ;  $\rho_0$  – плотность атмосферы на поверхности планеты;  $\beta$  – коэффициент;  $\sigma$  – баллистический коэффициент КА;  $g = \frac{g_0 R_{ПЛ}^2}{(R_{ПЛ}+h)^2}$  – ускорение свободного падения на высоте  $h$ ;  $R_{ПЛ}$  – радиус планеты;  $K_{ЭФ}$  – эффективное аэродинамическое качество КА;  $g_0 = 3,71 \cdot 10^{-3}$  км/сек<sup>2</sup> – ускорение свободного падения на расстоянии  $R_{ПЛ}$  от центра Юпитера.

Начальные условия движения следующие:

$$V(0) = V_0, \theta(0) = \theta_0, h(0) = h_0, L(0) = L_0.$$

Чтобы выйти на заданную орбиту спутника Юпитера Каллисто, необходимо погасить избыток гиперболической скорости в сфере действия Юпитера в точке перицентра. Скорость в перицентре орбиты:

$$V_{\pi} = \sqrt{v_{\text{ВХ}}^2 + v_{\text{ОСВ}}^2}$$

где  $v_{\text{ВХ}}$  – избыток гиперболической скорости, на границе сферы действия Юпитера в системе координат, определяемый гелиоцентрическим участком движения, а  $v_{\text{ОСВ}}$  – вторая космическая скорость Юпитера на высоте перицентра.

Потребный импульс скорости при переходе с гиперболической орбиты на эллиптическую орбиту с радиусом апоцентра  $r_{\alpha}$ , равным радиусу спутника Юпитера, в районе перицентра пролёта орбиты определяется по формуле:

$$\Delta V_{\text{Торм}} = V_{\pi} - V_{\alpha},$$

где  $V_{\alpha} = \sqrt{\frac{2\mu r_{\pi}}{(r_{\pi} + r_{\alpha})r_{\alpha}}}$  – потребная скорость на орбите Юпитера,  $\mu = 126686534 \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$  – гравитационный параметр Юпитера,  $r_{\pi}$  – радиус перицентра переходной орбиты.

При моделировании движения КА использовалась уточнённая модель атмосферы Юпитера [2, 5]. Шкала высот атмосферы Юпитера (рис. 1) зависит от высоты  $h$  на которой давление окружающего газа  $p = 1 \text{ бар}$  [3].

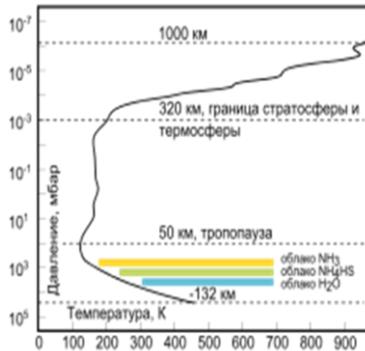


Рис. 1. Атмосфера Юпитера

Для перехода КА на каждую из орбит Галилеевых спутников Юпитера подбирался угол входа в атмосферу  $\theta_0$ . Полученные результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты расчёта

Спутник	$\theta_0$ , град	$\Delta V_{\text{атм}}$ , км/с
Ио	-0,879	55,760
Европа	-0,700	57,290
Ганимед	-0,521	58,330
Каллисто	-0,4005	59,110

Результаты расчёта перехода КА на орбиту Каллисто показаны на рисунках 2–3 для расчётного случая с углом входа в атмосферу  $\theta = -0.4005$  град.

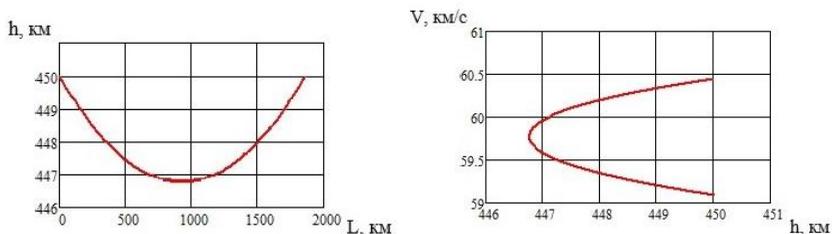


Рис. 2. Траектория манёвра и изменение скорости КА от высоты полёта

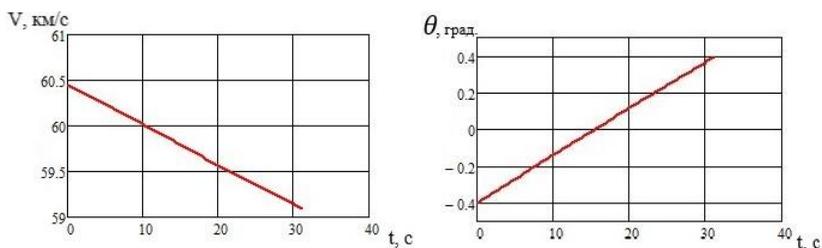


Рис. 3. Изменение скорости КА и угла наклона траектории в процессе движения

**Заключение.** Использование аэродинамического манёвра в атмосфере Юпитера может быть использовано для торможения в сфере действия Юпитера при баллистических расчётах миссий ко всем Галилеевым спутникам Юпитера.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-29-01092, <https://rscf.ru/project/22-29-01092/>.

### *Библиографический список*

1. Шалыгин, А.С. Навигация и наведение космических аппаратов / А.С. Шалыгин, В.А. Санников, И.Л. Петрова; Балт. Гос. техн. ун-т. – Санкт-Петербург, 2008. – 142 с.

2. Орлов, Д.А. Методика многокритериальной оптимизации управления движением космического аппарата при спуске в атмосфере планеты: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.09. – РУДН, Москва, 2021 – 128 с.

3. Иванов, Н.М. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет / Н.М. Иванов, А.И. Мартынов. – Москва: Наука. 1985. – 384 с.

4. Иванов, Н.М. Оптимальное управление КА в атмосфере Юпитера / Н.М. Иванов, А.И. Мартынов, Н.Л. Соколов // Космические исследования. – 1980. – № 3. – Т. 17. – С. 348–365.

5. Alvin Seiff, Donn B. Kirk and others. Thermal structure of Jupiter's atmosphere near the edge of a 5- $\mu$ m hot spot in the north equatorial belt // Journal of geophysical research. – september 25, 1998. – Vol. 103, No. e 10. P. 22,857-22,889.