

УДК 629.78

doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-66-74

Управление движением космического аппарата с электрореактивным двигателем между точками либрации L_1 и L_2 системы Земля — Луна

М.К. Файн, О.Л. Старина

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
(Самарский университет)

Motion Control of Electric Propulsion Spacecraft Transfers between the Libration Points L_1 and L_2 of the Earth–Moon System

M.K. Fain, O.L. Starinova

Samara National Research University named after S.P. Korolev

Рассмотрено движение космического аппарата с электрореактивным двигателем. Космический аппарат совершает перелеты между точками либрации L_1 и L_2 системы Земля — Луна. Учтено влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной, а также возмущения от Земли, Луны и Солнца. Математическая модель перелетов описана в барицентрической системе координат. Точное оптимальное решение подобной задачи получено с использованием формализма принципа максимума Понтрягина и численного решения краевой задачи. В данной работе использована методика оптимизации параметров и управлений межпланетными траекториями космических аппаратов, которая базируется на оптимизации составных динамических систем и методе последовательной линеаризации Р.П. Федоренко, допускающем ограничения на функционалы с производными Фреше. В результате моделирования найдены законы управления и соответствующие траектории.

Ключевые слова: космический аппарат, двигатель малой тяги, метод последовательной линеаризации, система Земля — Луна, точка либрации

This article presents a study of nonlinear motion of an electric propulsion spacecraft. Spacecraft transfers between the libration points L_1 and L_2 of the Earth-Moon system are analyzed. The influence of the shaded areas and gravitational effects of the Earth, the Moon and the Sun is taken into account. The mathematical model of the transfers is described within the barycentric coordinate frame. The exact optimal solution of the problem is obtained using Pontryagin's maximum principle formalism and the numerical solution of the boundary value problem. The method of optimizing the parameters and controls of interplanetary trajectories of the spacecraft based on the optimization of dynamic system components and on Fedorenko's method of sequential linearization is applied in this study. This method allows limitations on composite functions with Fréchet derivatives. As the results of the simulation, the control laws and corresponding trajectories are obtained.

Keywords: spacecraft, low thrust engine, sequential linearization method, Earth–Moon system, libration point

В последнее время развитые страны и космические предприятия разрабатывают перспективные лунные проекты [1–5]. Одной из самых сложных задач является создание космической станции на Луне и в окрестностях точек (т.) либрации L_1 и L_2 системы Земля — Луна. Эта проблема требует развития транспортной системы, способной обеспечить необходимый трафик.

К наиболее сложным задачам относится отыскание программ оптимального управления перелетами и угловым движением космического аппарата (КА) [6–8]. Использование электроракетных двигателей (ЭРД) позволит значительно сократить затраты топлива на такие операции, уменьшить стоимость создания и обслуживания миссии. Благодаря более высокому удельному импульсу тяги ЭРД по сравнению с химическими двигателями могут обеспечить существенную экономию массы КА [9–12].

Цель работы — нахождение программ управления и соответствующих траекторий движения КА в системе Земля — Луна.

При проектировании миссий учитывались гравитационные поля Земли и Луны, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной. Приведены результаты перелетов КА с минимизированным временем перелета между точками либрации L_1 и L_2 , полученные с помощью метода Р.П. Федоренко для определения произ-

водных и градиентного метода для оптимизации законов управления.

Математическая модель. Сформулируем общую задачу оптимизации. Введем в рассмотрение следующие параметры:

- вектор фазовых координат КА, который подчиняется граничным условиям, соответствующим цели перелета и возможным ограничениям,

$$\mathbf{x}(t) = \{\mathbf{r}(t), \mathbf{v}(t), m_f(t), \mathbf{r}_E(t), \mathbf{r}_M(t), \mathbf{r}_S(t)\}^T \in \mathbf{X};$$

- вектор функций управлений, зависящих от конструктивных особенностей КА с ЭРД,

$$\mathbf{u}(t) = \{\delta(t), \mathbf{e}(t)\}^T \in \mathbf{U};$$

- вектор проектных параметров КА, ограниченных областью допустимых проектных параметров \mathbf{P} ,

$$\mathbf{p} = (a_0, j_{sp})^T \in \mathbf{P},$$

где t — текущее время; $\mathbf{r}(t)$ — радиус-вектор КА; $\mathbf{v}(t)$ — вектор скорости КА; $m_f(t)$ — текущая масса израсходованного рабочего тела; $\mathbf{r}_E(t)$, $\mathbf{r}_M(t)$ и $\mathbf{r}_S(t)$ — радиусы-векторы Земли, Луны и Солнца соответственно; \mathbf{X} — область возможных значений фазовых координат; $\delta(t)$ — функция включения/выключения ЭРД; $\mathbf{e}(t)$ — вектор направления тяги ЭРД; \mathbf{U} — область возможных значений функций управлений;

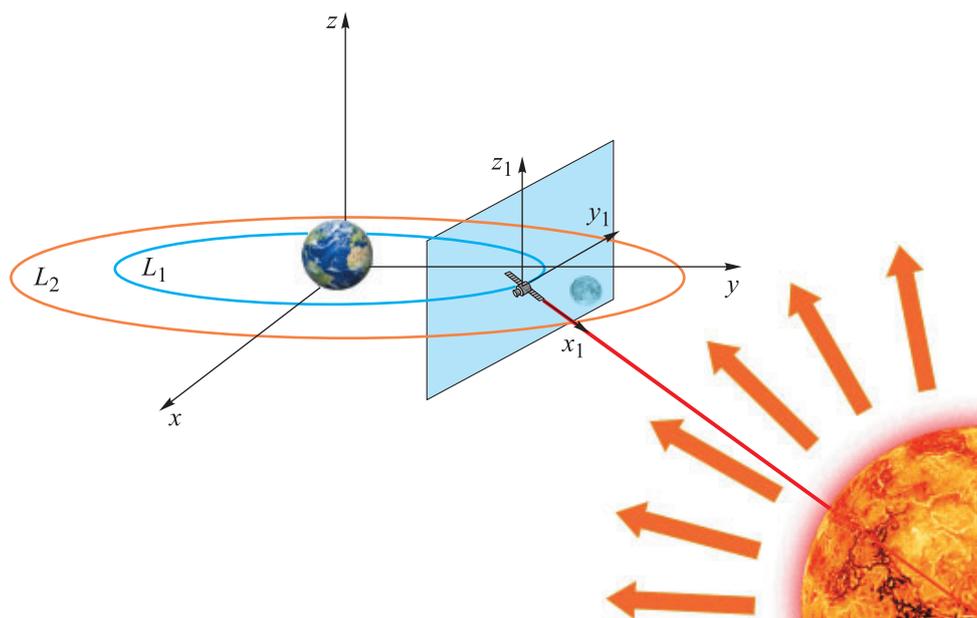


Рис. 1. СК, использованные для описания перелетов КА

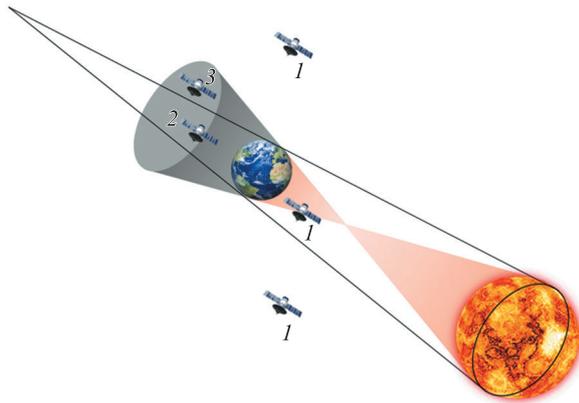


Рис. 2. Возможные положения КА при исследовании теневых зон

1 — тень тела не влияет на движение КА (функция затененности $\chi = 1$); 2 и 3 — КА попадает в зону полной тени ($\chi = 0$) и полутени ($\chi \in (0; 1)$), создаваемой телом, соответственно

a_0 — номинальное ускорение КА на опорной орбите; j_{sp} — удельный импульс ЭРД.

Для оптимизации данных перелетов КА необходимо определить оптимальные векторы $\mathbf{u}_{opt}(t)$ и \mathbf{p}_{opt} , чтобы обеспечить минимальный расход топлива μ_M и удовлетворить целям миссии:

$$\mu_M = \arg \min_{\mathbf{u}_{opt} \in U} \times \{M_{PT}(\mathbf{u}_{opt}, \mathbf{p}, T_0) | \mathbf{p} = fix; T = fix; \mathbf{x}(T_0) \in X_0; \mathbf{x}(T_k) \in X_k\},$$

где M_{PT} — масса топлива; fix — заранее заданный ограниченный набор значений.

Перелеты КА описывались в рамках комбинированной барицентрической системы координат (СК) [13]. При этом учитывались возмущения от Солнца, Земли, Луны и влияние тене-

вых зон, создаваемых двумя последними телами, а эксцентриситет орбит Луны и Земли вокруг барицентра не принимался во внимание.

На рис. 1 показаны две СК, использованные для описания перелетов КА: $Oxyz$ — барицентрическая СК [8] и $Ox_1y_1z_1$ — подвижная вращающаяся СК, связанная с КА. Ось x_1 направлена на Солнце так, что его проекция на плоскость Oy_1z_1 всегда находится в центре. Ось z_1 параллельна оси z барицентрической СК, а ось y_1 дополняет СК $Ox_1y_1z_1$ до правой.

СК $Ox_1y_1z_1$ удобно применять при изучении углового движения и теневых зон. Согласно модели конической тени, существуют три возможных положения КА относительно Солнца и тела, создающего тень (рис. 2).

Так как движение КА рассматривалось в рамках ограниченной задачи трех тел, теньевые зоны создавались Землей и Луной. Наиболее сложное для расчета положение КА показано на рис. 3, когда КА попадает в зону полутени и от Земли, и от Луны.

Для расчета функции затененности необходимо спроецировать Землю и Луну на плоскость Oy_1z_1 (рис. 4). Проекция Солнца всегда находится в центре, поэтому плоскость Oy_1z_1 будет выглядеть так, как показано на рис. 4.

Функция затененности χ равна отношению незатененной площади проекции Солнца к полной площади проекции Солнца на плоскость Oy_1z_1 .

Методы оптимизации программы управления КА. Оптимальную программу управления, как правило, рассчитывают с помощью метода максимума Понтрягина, являющегося эффектив-

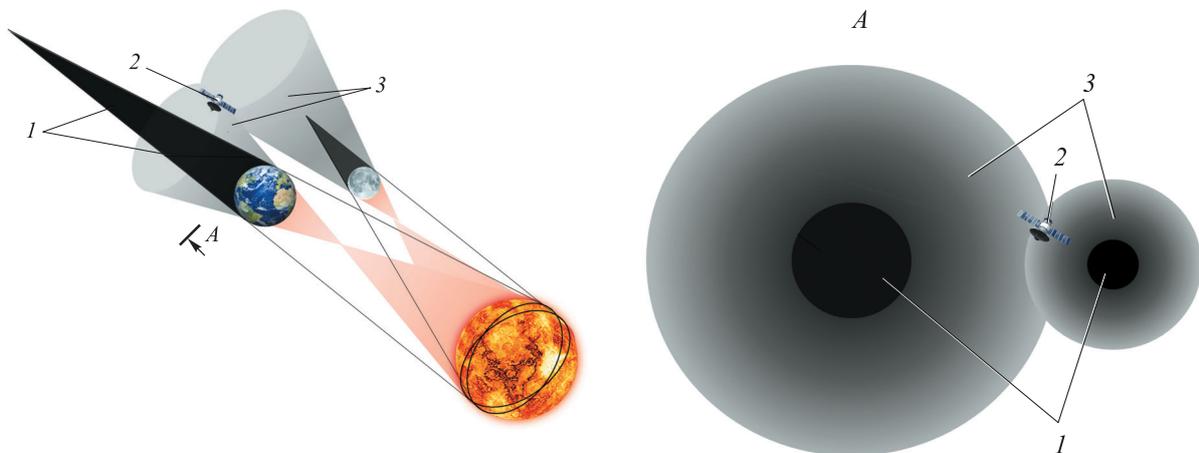


Рис. 3. Положение КА, попавшего в зоны полутени Земли и Луны:

1 — зоны полной тени; 2 — КА; 3 — зоны полутени

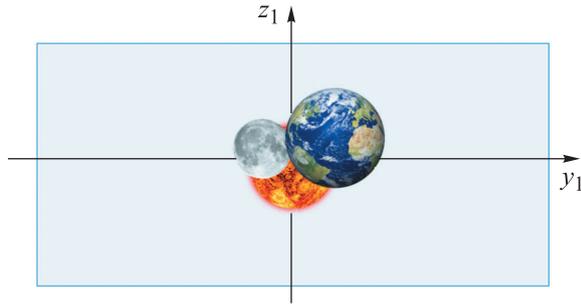


Рис. 4. Проекция Земли, Луны и Солнца на плоскость $O_{y_1z_1}$

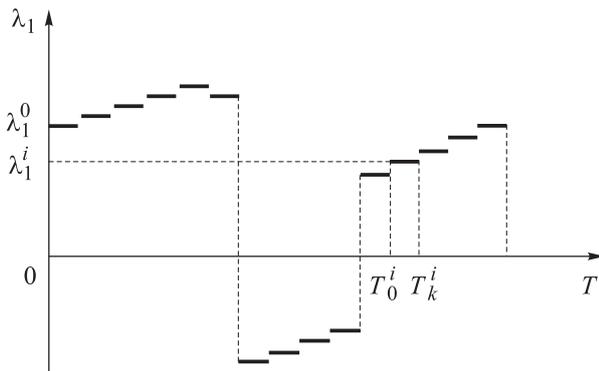


Рис. 5. Общая ступенчатая программа управления перелетами КА (λ_1 — угол между продольной осью КА и направлением тяги)

ным средством решения круговой ограниченной задачи трех тел.

В данной работе задача решена с помощью метода последовательной линеаризации Р.П. Федоренко [14], отличающегося от других методов простотой технической реализации полученной программы управления при сохранении необходимой точности вычислений. Метод основан на сведении задачи вариационного

оптимального управления к итерационной задаче линейного программирования.

Программа управления перелетами КА включает в себя три основных участка (рис. 5), каждый из разбит на несколько ступенчатых которых подучастков для обеспечения большей точности.

В качестве оптимизируемого функционала I выбрана сумма массы топлива и условий попадания КА на конечную орбиту:

$$I = m(t_k^n) + [r^n(t_k^n) - r_k]^2 + [\varphi^n(t_k^n) - \varphi_k^n]^2 + v_r^n(t_k^n)^2 + [v_\varphi^n(t_k^n) - v_{\varphi k}]^2 \rightarrow \min, \quad (1)$$

где t_k — время окончания участка; k — индекс, обозначающий конец участка; n — номер участка; r — радиус-вектор КА, r_k — целевой радиус-вектор КА на конец участка; φ — аргумент широты КА; φ_k — целевой аргумент широты КА на конце участка; v_r , v_φ и $v_{\varphi k}$ — соответственно радиальная, угловая и целевая угловая скорость КА.

Тяга направлена под постоянным углом λ_1^i к радиусу-вектору КА. Таким образом, вектор \mathbf{u} — кусочно-непрерывная функция управления, которую определяют следующие параметры: угол между продольной осью КА и направлением тяги λ_1^i , даты начала T_0^i и окончания T_k^i i -го участка траектории.

Согласно обозначениям, используемым в методе Р.П. Федоренко, имеем

$$\mathbf{u}_i = \{\lambda_1^i\}, \quad \mathbf{p}^i = \{T_0^i\}, \quad \mathbf{q} = \{a_0, j_{sp}\}.$$

Из выражения (1) следует, что функционал не содержит интегральной части, а состоит

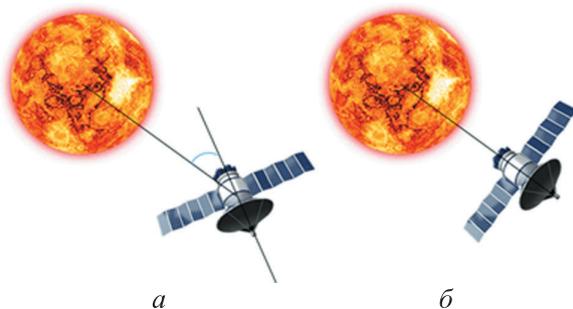


Рис. 6. Положения неориентированного (а) и ориентированного (б) КА

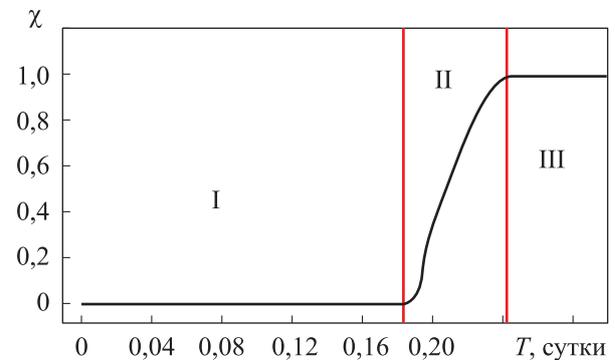


Рис. 7. Зависимость функции затененности χ от времени перелета T для миссии L_1-L_2 :

I — зона полной тени; II — зона полутени; III — зона без тени

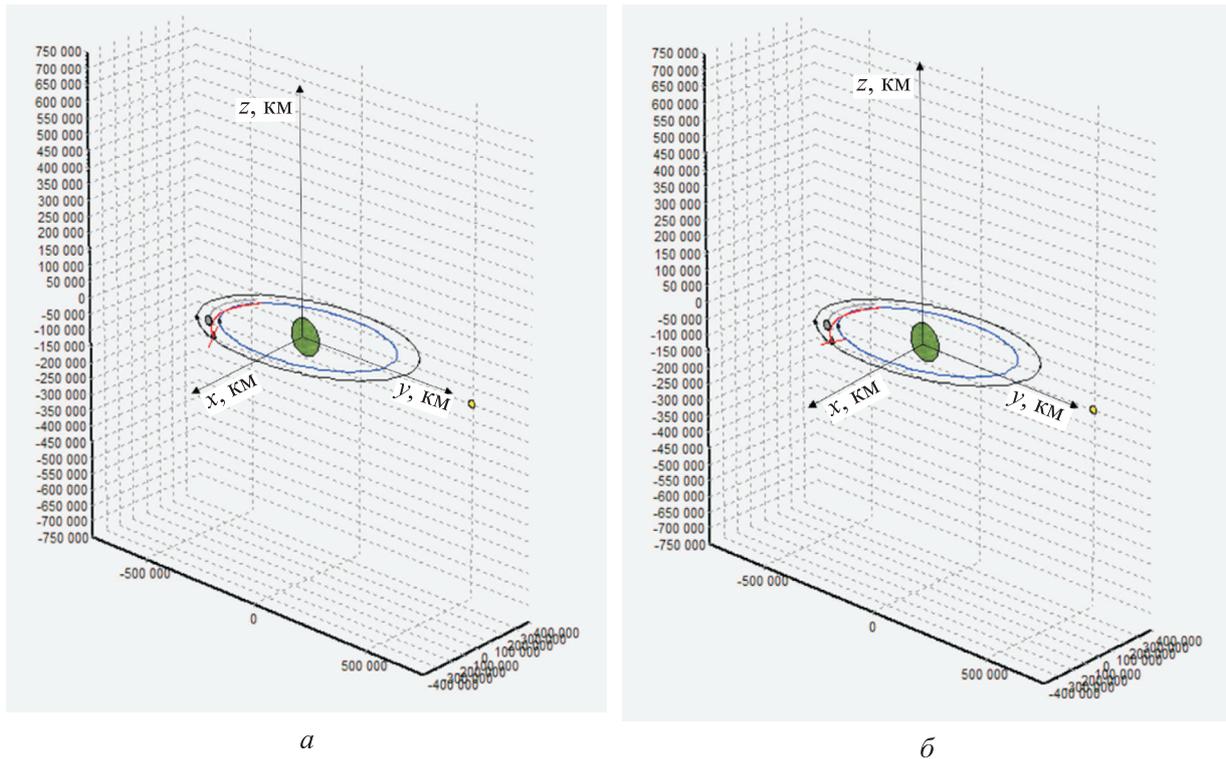


Рис. 8. Ориентированное (а) и неориентированное (б) угловые движения КА

только из терминальной части и зависит от фазового вектора

$$\mathbf{x}^i(t^i) = \{r, \varphi, v_r, v_\varphi, m\}^T = \{x_1, x_2, x_3, x_4, x_5\}.$$

Проинтегрировав уравнения движения [8] с граничными условиями, соответствующими точкам либрации, имеем значения фазовых координат в безразмерных величинах для конечного момента времени. Гамильтониан и соответствующие сопряженные функции получены в работе [10].

Итак, задача сводится к нахождению следующих частных производных:

$$\frac{\partial I}{\partial T_0^i}; \frac{\partial I}{\partial T_k^i}; \frac{\partial I}{\partial \lambda_1^i}; \frac{\partial I}{\partial a_0}; \frac{\partial I}{\partial c_0}.$$

Управляют угловым движением маховики, вращая солнечные панели КА на каждом шаге программы управления, чтобы сориентировать их на Солнце. На рис. 6, а показано общее положение КА, когда угловое управление выключено, а на рис. 6, б — положение КА, ориентированного на 0° .

Результаты исследования. С помощью разработанного авторами программного комплекса

[15] получены траектории перелета КА с ЭРД и соответствующие программы управления.

В начале перелета L_2-L_1 (из т. L_2 в т. L_1) и в конце перелета L_1-L_2 есть промежуток времени, когда КА находится в зонах полутени, создаваемых Землей, и Луной. Зависимость функции затененности от времени перелета для миссии L_1-L_2 показан на рис. 7.

Существенная нелинейность функции затененности в начале участка полутени вызвана влиянием теневых зон от обоих тел. Затененный участок перелета составил 0,07 суток, однако продолжительность такого участка может достигать 0,25 суток, что составляет 2...5 % всего времени перелета.

Следовательно, необходимо осуществлять угловую ориентацию. Например, КА общей мощностью 400 кВт при активированной программе углового управления (рис. 8, а) можно полностью зарядить в 2 раза быстрее, чем при неактивированной (рис. 8, б).

Программы управления и соответствующие траектории движения КА для перелетов L_1-L_2 и L_2-L_1 приведены на рис. 9, где красными линиями обозначены участки перелета с включенным двигателем, а зелеными — с выключенным.

Продолжительность миссии L_1-L_2 составила 5,9 суток, а L_2-L_1 — 6,7 суток.

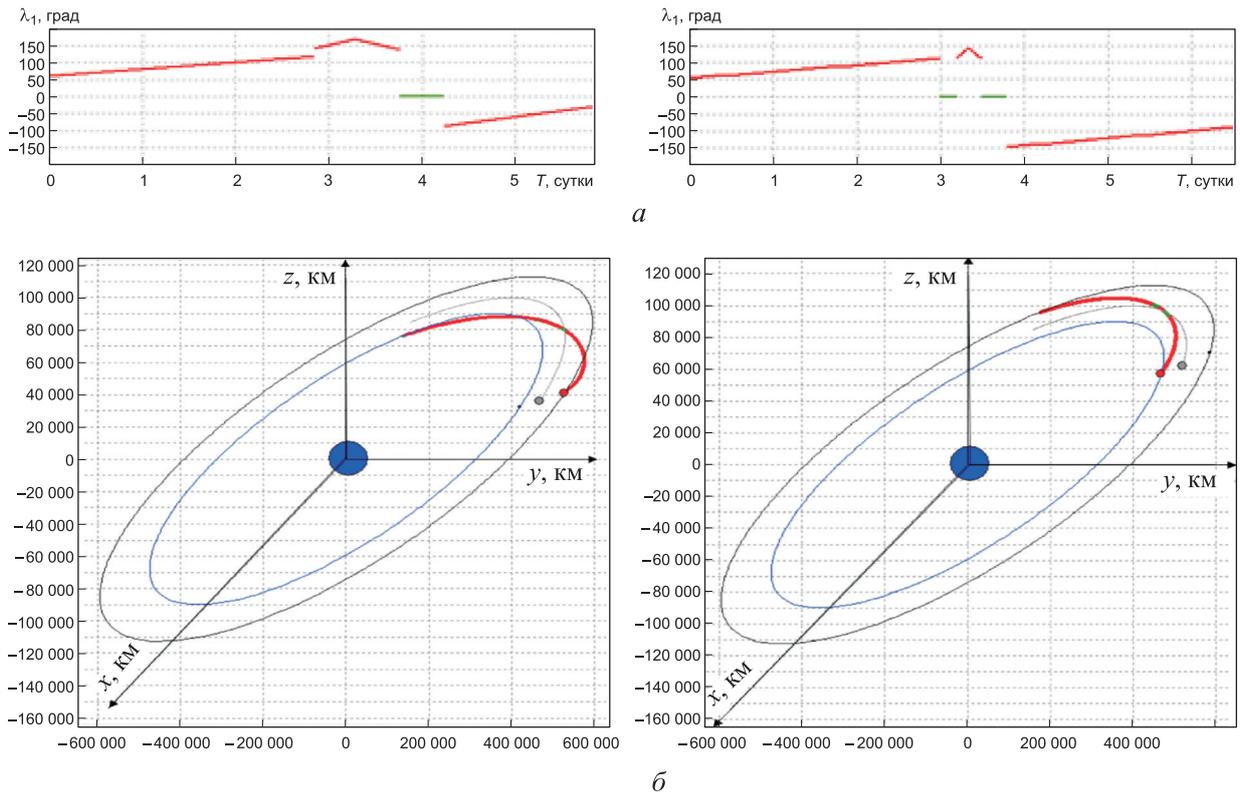


Рис. 9. Программы оптимального управления (а) и соответствующие траектории (б) для перелета КА L_1-L_2 и (слева) и L_2-L_1 (справа)

Анализ результатов моделирования и оптимизации показал, что общая траектория перелета состоит из чередующихся активных и пассивных участков, а при перелете L_1-L_2 один из пассивных участков вырождается. Найденные программы управления и траектории согласуются с полученными в работах [16, 17]. Очевидно, баллистическое проектирование миссии предполагает поиск компромисса между расходом топлива и общим временем перелета.

Выводы

1. Одним из наиболее перспективных достоинств точек либрации является тот факт, что КА может начать перелет в любой момент.

Поэтому, если КА «висит» в одной из точек либрации, а миссия является срочной, все мощности должны быть полностью заряжены. Поэтому необходимо рассчитывать влияние затененных областей на режим работы ЭРД на базе солнечной энергоустановки и осуществлять управление угловым движением КА.

2. Использование метода Р.П. Федоренко совместно с градиентным методом в задаче трех тел позволяет найти оптимальные программы управления и соответствующие траектории перелета КА с двигателем малой тяги.

3. Полученные результаты могут быть применены при баллистическом проектировании будущих лунных миссий.

Литература

- [1] Ye P., Sun Z., Zhang H., Li F. An overview of the mission and technical characteristics of Change-4 Lunar Probe. *Science China Technological Sciences*, 2017, vol. 60, iss. 5, pp. 658–667, doi: 10.1007/s11431-016-9034-6
- [2] *Mars Orbiter Mission: Annual Report 2014–2015*. Government of India, Department of Space, 2015.
- [3] Djachkova M.V., Mitrofanov I.G., Litvak M.I., Sanin A.B. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon. *Solar System Research*, 2017, vol. 51(3), pp. 185–195, doi: 10.1134/S0038094617030029

- [4] Hashimoto T., Hoshino T., Wakabayashi S., Otake H., Ohtake M., Tanaka S., Morimoto H., Masuda K., Shimada T., Sutoh M., Inoue H. *Lunar polar Exploration Mission*. Japan Aerospace Exploration Agency, 2017, January 6, 48 p.
- [5] Grossman Y., Aharonson O., Novoselsky A. Landing site selection for the SpaceIL mission to the Moon. *Lunar and Planetary Science Conference XLVIII*, Woodlands, Texas, 20–24 March, 2017, Lunar and Planetary Institute (LPI), pp. 1914–1915.
- [6] Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon. *SIAM Journal on Applied Dynamical Systems*, 2003, vol. 2, no. 2, pp. 144–170, doi: 10.1137/S1111111102409080
- [7] McKay R., Macdonald M., Biggs J., McInnes C. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 645–666.
- [8] Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *AIP Conference Proceedings*, 2012, vol. 1493, pp. 964–971, doi: 10.1063/1.4765603
- [9] Loeb H.W., Feili D., Popov G.A., Obukhov V.A., Balashov V.V., Mogulkin A.I., Murashkov V.M., Nesterenko A.N., Khartov S. Design of High-Power High-Specific Impulse RF-IonThruster. *32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, 11–15 September, 2011, pp. 290–297.
- [10] Jones R.M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1984, vol. 21, no. 1, pp. 88–95, doi: 10.2514/3.8612
- [11] Rayman M.D., Williams S.N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, vol. 39, no. 4, pp. 589–595, doi: 10.2514/2.3848
- [12] Andrews D.G., Wetzel E.D. Solar Electric Space Tug to Support Moon and Mars Exploration Missions. *Collection of Technical Papers — AIAA Space 2005 Conference and Exposition*, 2005, vol. 2, pp. 1045–1055.
- [13] Starinova O.L., Fain M.K. Ballistic Optimization of the L1-L2 and L1-L2 Low Thrust Transfers in the Earth-Moon System. *RAST 2015 — Proceedings of 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 2015, art. no. 7208322, pp. 95–98, doi: 10.1109/RAST.2015.7208322
- [14] Kazmerchuk P.V., Malyshev V.V., Usachev V.E. Method for optimization of trajectories including gravitational maneuvers of a spacecraft with a solar sail. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2007, 46(1), 01, pp. 150–161, doi: 10.1134/S1064230707010170
- [15] Старинова О.Л., Файн М.К. Программный комплекс «Баллистическое проектирование перелета космического аппарата с двигателями малой тяги в системе Земля–Луна». Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2017612907, 06.03.2017.
- [16] Starinova O.L. Optimization methods of laws control of electric propulsion spacecraft in the restricted three-body task. *AIP Conference Proceedings*, 2014, vol. 1637, pp. 1056–1065, doi: 10.1063/1.4904680
- [17] Ozimek M.T., Howell K.C. Low-thrust transfers in the Earth-Moon system, including applications to libration point orbits. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, vol. 33, no. 2, pp. 533–549, doi: 10.2514/1.43179

References

- [1] Ye P., Sun Z., Zhang H., Li F. An overview of the mission and technical characteristics of Change⁴ Lunar Probe. *Science China Technological Sciences*, 2017, vol. 60, iss. 5, pp. 658–667, doi: 10.1007/s11431-016-9034-6
- [2] *Mars Orbiter Mission: Annual Report 2014–2015*. Government of India, Department of Space, 2015.

- [3] Djachkova M.V., Mitrofanov I.G., Litvak M.I., Sanin A.B. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon. *Solar System Research*, 2017, vol. 51(3), pp. 185–195, doi: 10.1134/S0038094617030029
- [4] Hashimoto T., Hoshino T., Wakabayashi S., Otake H., Ohtake M., Tanaka S., Morimoto H., Masuda K., Shimada T., Sutoh M., Inoue H. *Lunar polar Exploration Mission*. Japan Aerospace Exploration Agency, 2017, January 6, 48 p.
- [5] Grossman Y., Aharonson O., Novoselsky A. Landing site selection for the SpaceIL mission to the Moon. *Lunar and Planetary Science Conference XLVIII*, Woodlands, Texas, 20–24 March, 2017, Lunar and Planetary Institute (LPI), pp. 1914–1915.
- [6] Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon. *SIAM Journal on Applied Dynamical Systems*, 2003, vol. 2, no. 2, pp. 144–170, doi: 10.1137/S1111111102409080
- [7] McKay R., Macdonald M., Biggs J., McInnes C. Survey of highly non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 645–666.
- [8] Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *AIP Conference Proceedings*, 2012, vol. 1493, pp. 964–971, doi: 10.1063/1.4765603
- [9] Loeb H.W., Feili D., Popov G.A., Obukhov V.A., Balashov V.V., Mogulkin A.I., Murashkov V.M., Nesterenko A.N., Khartov S. Design of High-Power High-Specific Impulse RF-IonThruster. *32nd International Electric Propulsion Conference*, Wiesbaden, Germany, 11–15 September, 2011.
- [10] Jones R.M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1984, vol. 21, no. 1, pp. 88–95, doi: 10.2514/3.8612
- [11] Rayman M.D., Williams S.N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, vol. 39, no. 4, pp. 589–595, doi: 10.2514/2.3848
- [12] Andrews D.G., Wetzel E.D. Solar Electric Space Tug to Support Moon and Mars Exploration Missions. *Collection of Technical Papers — AIAA Space 2005 Conference and Exposition*, 2005, vol. 2, pp. 1045–1055.
- [13] Starinova O.L., Fain M.K. Ballistic Optimization of the L1-L2 and L1-L2 Low Thrust Transfers in the Earth-Moon System. *RAST 2015 — Proceedings of 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 2015, art. no. 7208322, pp. 95–98, doi: 10.1109/RAST.2015.7208322
- [14] Kazmerchuk P.V., Malyshev V.V., Usachev V.E. Method for optimization of trajectories including gravitational maneuvers of a spacecraft with a solar sail. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2007, 46(1), 01, pp. 150–161, doi: 10.1134/S1064230707010170
- [15] Starinova O.L., Fain M.K. *Programmnyy kompleks “Ballisticheskoye proyektirovaniye pereleta kosmicheskogo apparata s dvigatelyami maloy tyagi v sisteme Zemlya-Luna”* [Program complex “Ballistic design of spacecraft flight with small thrust engines in the Earth-Moon system”]. Certificate of state registration of computer programs no. 2017612907, 03 March 2017.
- [16] Starinova O.L. Optimization methods of laws control of electric propulsion spacecraft in the restricted three-body task. *AIP Conference Proceedings*, 2014, vol. 1637, pp. 1056–1065, doi: 10.1063/1.4904680
- [17] Ozimek M.T., Howell K.C. Low-thrust transfers in the Earth-Moon system, including applications to libration point orbits. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, vol. 33, no. 2, pp. 533–549, doi: 10.2514/1.43179

Информация об авторах

ФАЙН Максим Кириллович — инженер кафедры «Космическое машиностроение». Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет) (443086, Самара, Российская Федерация, ул. Московское шоссе, д. 34, e-mail: fain.maxim@gmail.com).

СТАРИНОВА Ольга Леонардовна — доктор технических наук, профессор кафедры «Космическое машиностроение». Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет) (443086, Самара, Российская Федерация, ул. Московское шоссе, д. 34, e-mail: solleo@mail.ru).

Information about the authors

FAIN Maksim Kirillovich — Engineer, Department of Aerospace Engineering. Samara National Research University named after S.P. Korolev (Samara University) (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Shosse, Bldg. 34, e-mail: fain.maxim@gmail.com).

STARINOVA Olga Leonardovna — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Engineering. Samara National Research University named after S.P. Korolev (Samara University) (443086, Samara, Russian Federation, Moskovskoye Shosse, Bldg. 34, e-mail: solleo@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Файн М.К., Старинова О.Л. Управление движением космического аппарата с электрореактивным двигателем между точками либрации L_1 и L_2 системы Земля — Луна. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 11, с. 66–74, doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-66-74

Please cite this article in English as:

Fain M.K., Starinova O.L. Motion Control of Electric Propulsion Spacecraft Transfers between the Libration Points L_1 and L_2 of the Earth–Moon System. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 11, pp. 66–74, doi: 10.18698/0536-1044-2019-11-66-74



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет учебное пособие
П.П. Телепнева, Д.А. Кузнецова

Под редакцией д-ра техн. наук, профессора В.В. Ефанова
**«Основы проектирования транспортных
космических систем»**

Рассмотрены основы проектирования виброзащиты прецизионных космических аппаратов для улучшения разрешающей способности устанавливаемой на борту целевой аппаратуры при влиянии динамических источников возмущений. Представлены методы и средства виброзащиты, а также принципы работы, математические модели и практические примеры создания виброзащитных устройств. Приведен инженерный алгоритм в виде структурной схемы обеспечения виброзащиты космических конструкций для практической реализации.

Для студентов аэрокосмического факультета, обучающихся по специальностям «Проектирование летательных аппаратов и их комплексов», «Космические аппараты и разгонные блоки», также может представлять интерес для специалистов предприятий космической отрасли.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru