

## ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО БУКСИРА МЕЖДУ ТОЧКАМИ ЛИБРАЦИИ СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ – ЛУНА

© 2017

**О. Л. Старинова**

доктор технических наук, профессор кафедры космического машиностроения;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[solleo@mail.ru](mailto:solleo@mail.ru)

**М. К. Файн**

аспирант кафедры космического машиностроения;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[fain.maxim@gmail.com](mailto:fain.maxim@gmail.com)

Рассматривается локально-оптимальное управление движением электроракетного буксира между точками либрации системы Земля – Луна с использованием двигателей малой тяги. Программа управления получена с помощью метода Федоренко для нахождения производных и градиентного метода с переменным шагом для оптимизации законов управления. Все перелёты рассматривались в рамках ограниченной задачи трёх тел. Математическая модель перелётов описана в барицентрической системе координат. В качестве критерия оптимизации принято полное время перелёта. Учтены возмущения от Земли, Луны и Солнца. Рассмотрено влияние теневых зон, создаваемых Землёй и Луной. В результате оптимизации получены законы управления, траектории и значения общего времени перелёта.

*Электроракетный буксир; космический аппарат; двигатель малой тяги; баллистическая оптимизация; система Земля – Луна; точка либрации.*

---

**Цитирование:** Старинова О.Л., Файн М.К. Локально-оптимальное управление движением электроракетного буксира между точками либрации системы Земля – Луна // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 114-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-114-124

---

В настоящее время в ряде стран разрабатываются программы полётов на Луну. Известно, что оптимальные межпланетные траектории и траектории перелётов к низкой окололунной орбите проходят вблизи точки либрации L1 системы Земля – Луна [1–3]. Использование электроракетных двигателей позволит значительно сократить затраты топлива на такие операции, а также уменьшить стоимость создания и обслуживания миссии. За счёт более высокого удельного импульса тяги по сравнению с химическими двигателями электроракетные могут обеспечить существенную экономию массы космического аппарата (КА) [4–7].

Таким образом, эффективным решением может быть создание ряда межорбитальных электроракетных буксиров (ЭРБ). В работе рассматриваются перелёты ЭРБ между орбитами точек либрации L1 и L2 системы Земля – Луна. Предполагается, что в начале движения ЭРБ состыкован с космическим аппаратом на орбите одной из точек либрации, а в результате перелёта выводит его на другую орбиту. В работе [8] подробно описываются проекты многоразовых ЭРБ на базе ядерной или солнечной энергетических установок. Применение ЭРБ позволит реализовать эффективный грузопоток в системе Земля – Луна.

Основной целью данного исследования является нахождение программ управления и соответствующих траекторий движения ЭРБ в системе Земля – Луна. При проектировании миссий учитывались следующие факторы: гравитационные поля Земли и Луны, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землёй и Луной. В статье представлены результаты перелётов ЭРБ с минимизиро-

ванном временем перелёта между точками либрации L1 и L2, полученные с помощью метода Федоренко для нахождения производных и градиентного метода для оптимизации законов управления.

Сформулируем общую задачу оптимизации. Введём в рассмотрение следующие параметры:

$\mathbf{x}(t) = (\mathbf{r}(t), \mathbf{V}(t), m_f(t), \mathbf{r}_E(t), \mathbf{r}_M(t), \mathbf{r}_S(t))^T \in \mathbf{X}$  – вектор фазовых координат ЭРБ, который подчиняется граничным условиям, определяемых целью перелёта и возможными ограничениями,  $\mathbf{X}$  – область возможных значений фазовых координат;

$\mathbf{u}(t) = (\delta(t), \mathbf{e}(t))^T \in \mathbf{U}$  – вектор функций управлений, которые зависят от конструктивных особенностей ЭРБ и двигательной установки (ДУ),  $\mathbf{U}$  – область возможных значений функций управлений;

$\mathbf{p} = (a_0, j_{sp})^T \in \mathbf{P}$  – вектор проектных параметров ЭРБ, ограниченных областью допустимых проектных параметров  $\mathbf{P}$ .

Здесь  $t$  – время;  $\mathbf{r}(t)$  – радиус-вектор КА;  $\mathbf{V}(t)$  – вектор скорости ЭРБ;  $m_f(t)$  – текущая масса израсходованного рабочего тела;  $\mathbf{r}_E(t), \mathbf{r}_M(t), \mathbf{r}_S(t)$  – радиус-векторы Земли, Луны и Солнца соответственно;  $\delta(t)$  – функция включения-выключения ДУ;  $\mathbf{e}(t)$  – вектор направления тяги ДУ;  $a_0$  – номинальное ускорение ЭРБ на опорной орбите;  $j_{sp}$  – удельный импульс ДУ.

Граничные условия рассматриваемых перелётов представлены в табл. 1.

Таблица 1. Граничные условия перелётов в системе Земля – Луна

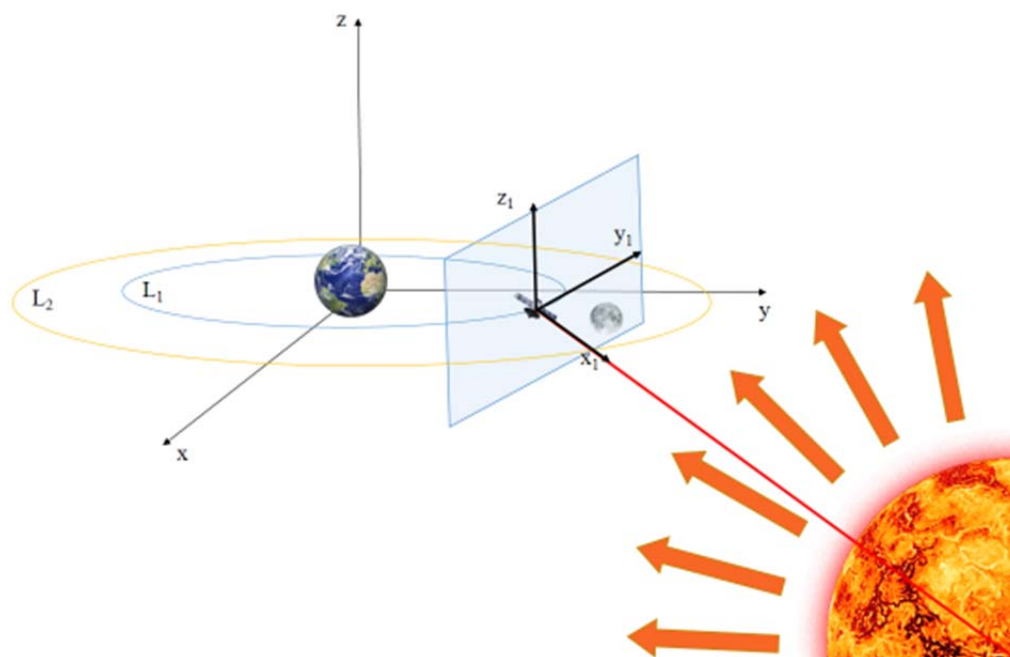
	Момент окончания	Радиус-вектор ЭРБ	Вектор скорости	Радиус-вектор Земли	Радиус-вектор Луны	Радиус-вектор Солнца	Область возможных значений
L1	$(t_i)$	$\mathbf{r}_{L1}(t_1)$	$\mathbf{V}_{L1}(t_1)$	$\mathbf{r}_E(t_1)$	$\mathbf{r}_M(t_1)$	$\mathbf{r}_S(t_1)$	$\mathbf{X}_{L1}$
L2		$\mathbf{r}_{L2}(t_2)$	$\mathbf{V}_{L2}(t_2)$	$\mathbf{r}_E(t_2)$	$\mathbf{r}_M(t_2)$	$\mathbf{r}_S(t_2)$	$\mathbf{X}_{L2}$

Для оптимизации данных космических перелётов необходимо определить векторы  $\mathbf{u}_{opt}(t)$  и  $\mathbf{p}_{opt}$ , чтобы обеспечить минимальное время перелёта  $T$  и удовлетворить целям миссии:

$$T = \min_{u \in U, p \in P} T \mid m = \text{unfixed}, x \in X. \quad (1)$$

Перелёты описывались в рамках комбинированной барицентрической системы координат [9]. Эксцентриситет орбит Луны и Земли вокруг барицентра не учитывался. Возмущения от Земли, Луны и Солнца и влияние теневых зон, создаваемых Землёй и Луной, учитывались.

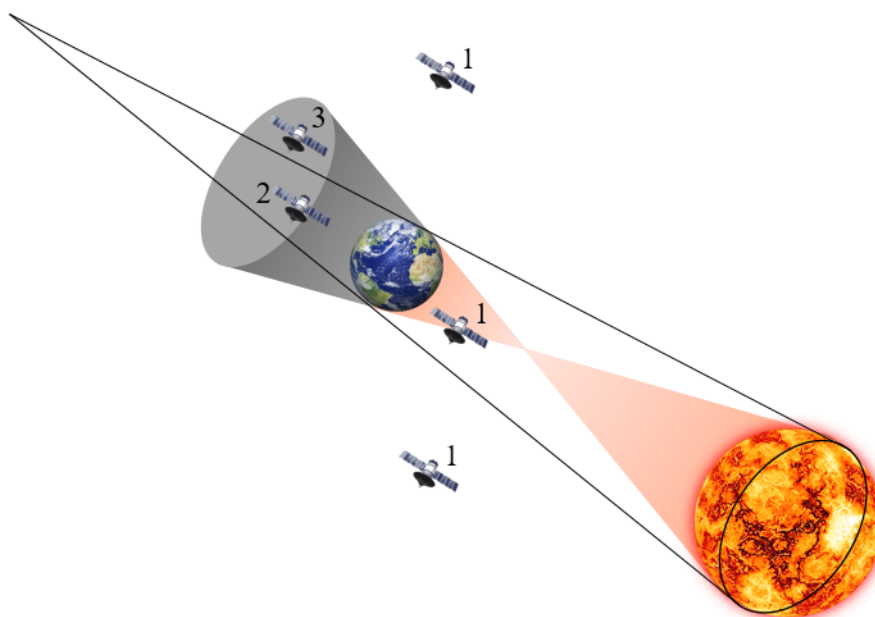
На рис. 1 показаны используемые системы координат: система  $O_{xyz}$  является барицентрической системой координат (БСК) [9], а система  $O_{x_1y_1z_1}$  является подвижной вращающейся системой координат, связанной с КА. Ось  $x_1$  направлена на Солнце, таким образом, проекция Солнца на плоскость  $O_{y_1z_1}$  всегда находится в центре, ось  $z_1$  параллельна оси  $z$  БСК, ось  $y_1$  дополняет систему  $O_{x_1y_1z_1}$  до правой.



*Рис. 1. Координатные системы, используемые для описания перелётов*

Систему  $O_{x_1y_1z_1}$  удобно использовать при изучении теневых зон. Согласно модели конической тени существует три возможных взаимных расположения ЭРБ по отношению к Солнцу и телу, создающему теневую зону (рис. 2):

- 1) тень тела не влияет на движение ЭРБ (функция затенённости  $\chi$  равна 1);
- 2) ЭРБ попадает в зону полной тени, создаваемой телом (функция затенённости  $\chi$  равна 0);
- 3) ЭРБ попадает в зону полутени, создаваемой телом (функция затенённости  $\chi$  рассчитывается согласно затенённой части Солнца).



*Рис. 2. Возможные положения ЭРБ при исследовании теневых зон*

Так как движение ЭРБ рассматривается в рамках ограниченной задачи трёх тел, то существуют два тела, создающих теневые зоны, – Земля и Луна. Наиболее сложное для расчёта положение ЭРБ продемонстрировано на рис. 3, когда ЭРБ попадает в зону полутени и от Земли, и от Луны.

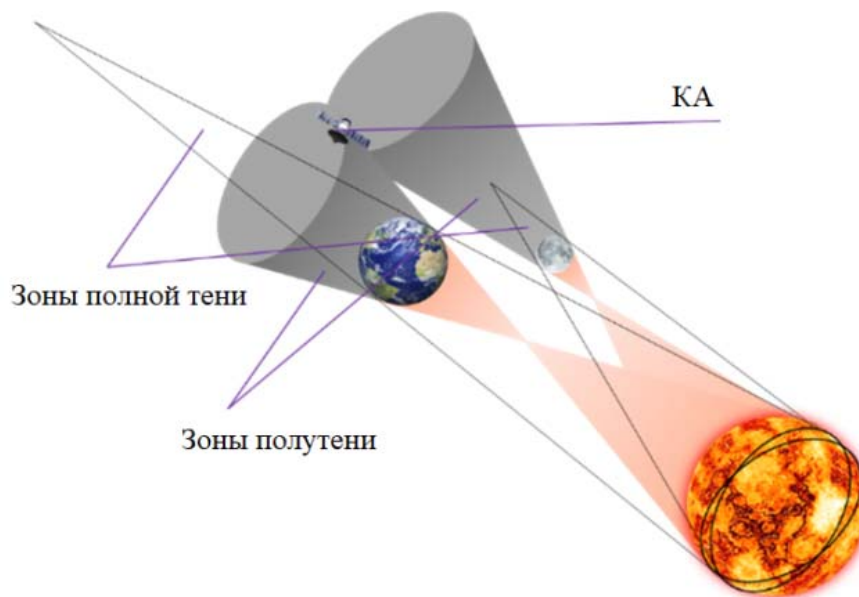


Рис. 3. Положение ЭРБ, попавшего в зоны полутени Земли и Луны

Для расчёта функции затенённости необходимо спроецировать Землю и Луну на плоскость  $O_{y_1z_1}$ . Так как проекция Солнца всегда находится в центре, то плоскость  $O_{y_1z_1}$  будет выглядеть следующим образом (рис. 4).

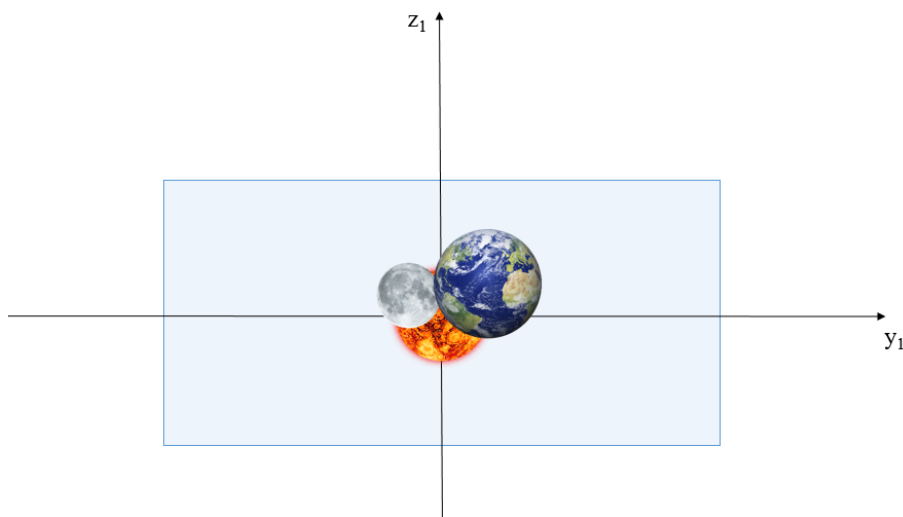


Рис. 4. Проекция Земли, Луны и Солнца на плоскость  $O_{y_1z_1}$

Функция затенённости  $\chi$  равна отношению незатенённой площади проекции Солнца к полной площади проекции Солнца на плоскость  $O_{y_1z_1}$ .

Оптимальная программа управления, как правило, рассчитывается с помощью метода максимума Понтрягина. Хотя данный метод является эффективным средством для решения круговой ограниченной задачи трёх тел, в данной работе задача была ре-

шена с помощью метода последовательной линеаризации Федоренко [10]. Данный метод обладает тем преимуществом, что полученная программа управления является более простой в технической реализации, и при этом сохраняется необходимая точность вычислений. Метод основан на сведении задачи вариационного оптимального управления к итерационной задаче линейного программирования.

Программа управления состоит из трёх основных участков (рис. 5). Каждый основной участок разбивается на несколько ступенчатых участков для обеспечения большей точности.

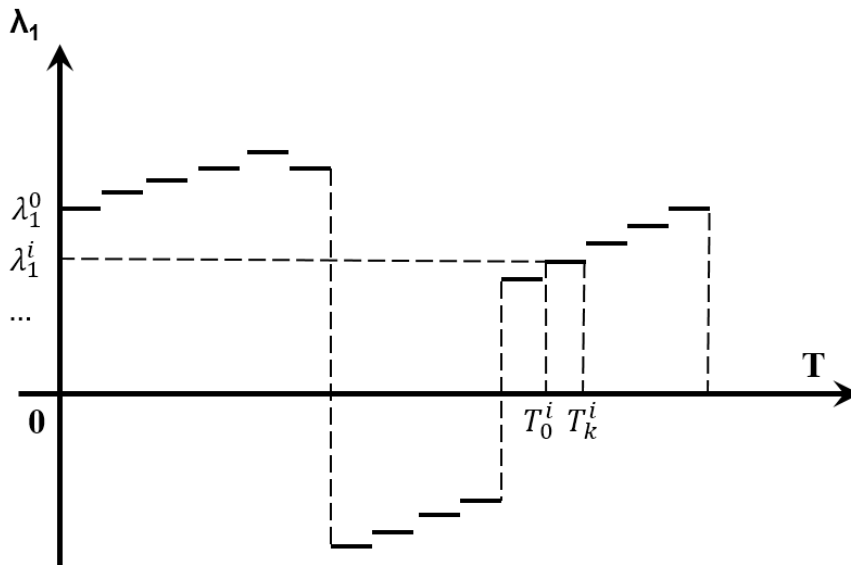


Рис. 5. Общая ступенчатая программа управления перелётами КА

В качестве оптимизируемого функционала была выбрана сумма массы топлива и условий попадания ЭРБ на конечную орбиту:

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

Тяга направлена под постоянным углом  $\lambda_1^i$  к радиус-вектору ЭРБ. Таким образом,  $\mathbf{u}$  – кусочно-непрерывная функция управления, которую определяют следующие параметры:  $\lambda_1^i, \partial T_0^i, \partial T_k^i$  (каждый  $\lambda_1^i, \partial T_0^i$  и  $\partial T_k^i$  соответствует  $i$ -му участку траектории).

Итак, согласно обозначениям, используемым в методе Федоренко, имеем:

$$\mathbf{u}^{[i]} = \{\lambda_1^i\}, \quad \mathbf{p}^{[i]} = \{T_0^i\}, \quad \mathbf{q} = \{a_0, c_0\}, \quad (3)$$

где  $a_0$  – ускорение КА,  $c_0$  – скорость истечения газов. Из (2) очевидно, что функционал не содержит интегральной части, а состоит только из терминальной части и зависит от фазового вектора:

$$\mathbf{x}^{[i]}(t^{[i]}) = \{r, \varphi, v_r, v_\varphi, m\}^T = \{x_1, x_2, x_3, x_4, x_5\}^T. \quad (4)$$

Проинтегрировав уравнения движения с граничными условиями (табл. 1), получаем значения фазовых координат в безразмерных величинах в конечный момент времени. Гамильтониан и соответствующие сопряжённые функции были получены в [10].

Итак, задача сводится к нахождению следующих частных производных:

$$\frac{\partial I^*}{\partial T_0^i}, \frac{\partial I^*}{\partial T_k^i}, \frac{\partial I^*}{\partial \lambda_1^i}, \frac{\partial I^*}{\partial a_0}, \frac{\partial I^*}{\partial c_0}. \quad (5)$$

Сначала найдём  $\frac{\partial I}{\partial T} = \left( \frac{\partial I}{\partial T_0^i}, \frac{\partial I}{\partial T_k^i} \right) \left( \frac{\partial T_0^i}{\partial T}, \frac{\partial T_k^i}{\partial T} \right)$ .

Так как все начальные условия являются константами, то:

$$P^0 \partial p^{[0]} = 0, \quad (6)$$

$$P^{[i]} = \left( \psi^{[i+1]}(t_0^{[i+1]}) \right)^T \left[ \frac{\partial \bar{\Phi}^{[i]}}{\partial p^{[i]}} + c^{[i]} \frac{\partial \mu^{[i]}}{\partial p^{[i]}} - f^{[i+1]}(t_0^{[i+1]}) \left( \frac{\partial \tau^{[i]}}{\partial p^{[i]}} + b^{[i]} \frac{\partial \mu^{[i]}}{\partial p^{[i]}} \right) \right] + \int_{t_0^{[i+1]}}^{t_k^{[i+1]}} \left( \psi^{[i]}(s) \right)^T \frac{\partial \bar{f}^{[i]}}{\partial p^{[i]}}(s) ds = \left( \psi^{[i+1]}(t_k^{[i+1]}) \right)^T \left[ f^{[i]}(t_k^{[i]}) - f^{[i+1]}(t_0^{[i+1]}) \right]. \quad (7)$$

Теперь определим  $\omega^i(s)$  (аналитические производные функционала по  $\lambda^{[i]}$ ):

$$\omega^i(s) = \psi_i^T(s) f_u^i(s), \quad i = 1, \dots, K, \quad (8)$$

где сопряжённые функции  $\psi_i$  являются решениями уравнений:

$$\frac{d\psi_i}{dt^i} = -\left( f_x^i \right)^T \psi_i, \quad i = 1, \dots, K. \quad (9)$$

Итак,  $\omega^i(s)$  примет следующий вид:

$$\omega = -\psi_{v_r} \frac{a_0}{1-m} \delta \sin \lambda_1^i + \psi_{v_\varphi} \frac{a_0}{1-m} \delta \cos \lambda_1^i, \quad (10)$$

$$\omega_{\lambda_1^i} = \int_{t_0^i}^{t_k^i} \omega^i(s) ds. \quad (11)$$

Найдём  $\frac{\partial I}{\partial q} = \left( \frac{\partial I}{\partial a_0}; \frac{\partial I}{\partial c_0} \right)$ :

$$\frac{\partial \bar{f}}{\partial q} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\cos \lambda_1^i \delta}{1-m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sin \lambda_1^i \delta}{1-m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\delta}{c_0} & -\frac{a_0 \delta}{c_0^2} \\ 0 & 0 & \frac{\partial \bar{f}}{\partial a_0} & \frac{\partial \bar{f}}{\partial c_0} \end{pmatrix}; \quad (12)$$

$$\frac{\partial I}{\partial q} = D = \sum_{i=1}^n \left( \int_{t_0^i}^{t_k^i} (\Psi^{[i]})^T \frac{\partial \bar{f}^{[i]}}{\partial q} ds \right) + \frac{\partial F}{\partial q} + d \frac{\partial \mu^{[i]}}{\partial q}; \quad (13)$$

$$\frac{\partial I}{\partial q} = \left( \int_{t_0}^{t_k} \left( \Psi_{v_r} \frac{\cos \lambda \delta}{1-m} + \Psi_{v_\phi} \frac{\sin \lambda \delta}{1-m} + \Psi_m \frac{\delta}{c_0} \right) ds; \int_{t_0}^{t_k} \left( -\Psi_m \frac{a_0 \delta}{c_0^2} \right) ds \right); \quad (14)$$

$$\frac{\partial I}{\partial a_0} = \int_{t_0}^{t_k} \left( \Psi_{v_r} \frac{\cos \delta}{1-m} + \Psi_{v_\phi} \frac{\sin \lambda \delta}{1-m} + \Psi_m \frac{\delta}{c_0} \right) ds; \quad (15)$$

$$\frac{\partial I}{\partial c_0} = \int_{t_0}^{t_k} \left( -\Psi_m \frac{a_0 \delta}{c_0^2} \right) ds. \quad (16)$$

Таким образом, найдены аналитические выражения для всех производных (5).

С использованием полученных результатов было проведено моделирование движения ЭРБ из точки либрации L1 в точку либрации L2 и обратно. Моделирование перелётов проводилось независимо, то есть начальная масса ЭРБ с пристыкованным КА была одинаковой.

На рис. 6 изображён процесс оптимизации. Точки соответствуют конечному положению Луны, линия – орбите точки L2. Как видно из рис. 6, в процессе оптимизации ЭРБ достигает целевой орбиты.

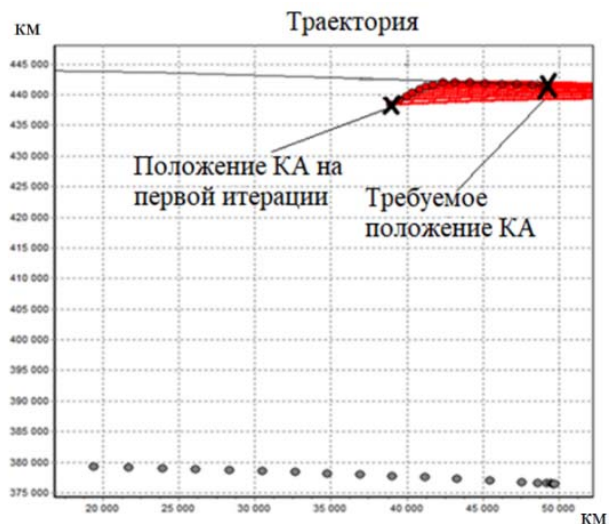


Рис. 6. Пример процесса оптимизации

На рис. 7, 8 представлены программы управления и соответствующие траектории движения ЭРБ для перелётов из точки L1 в L2 и из L2 в L1.

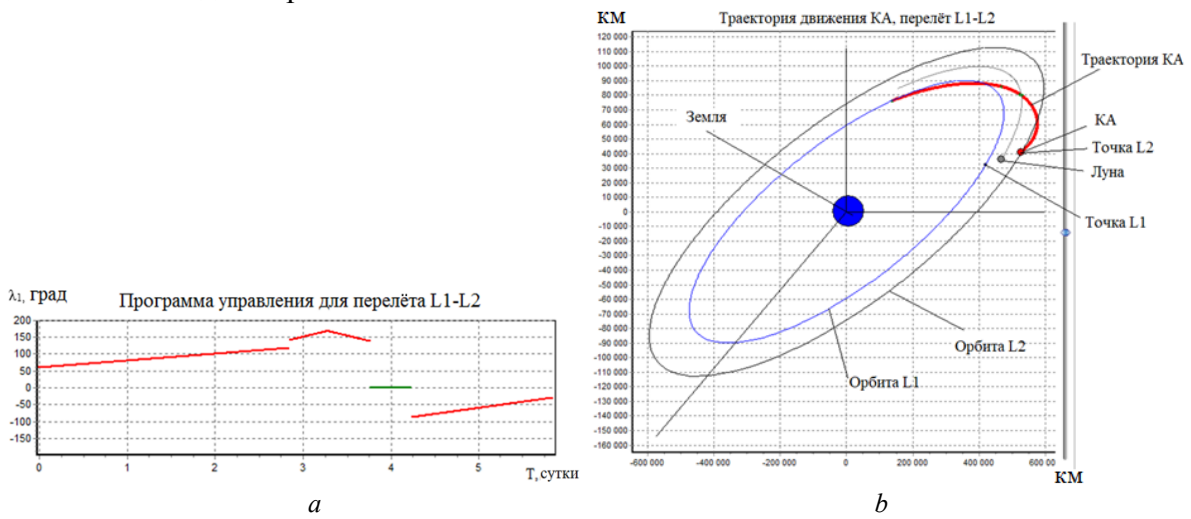


Рис. 7. Программа оптимального управления (a) и траектория (b) перелёта L1-L2

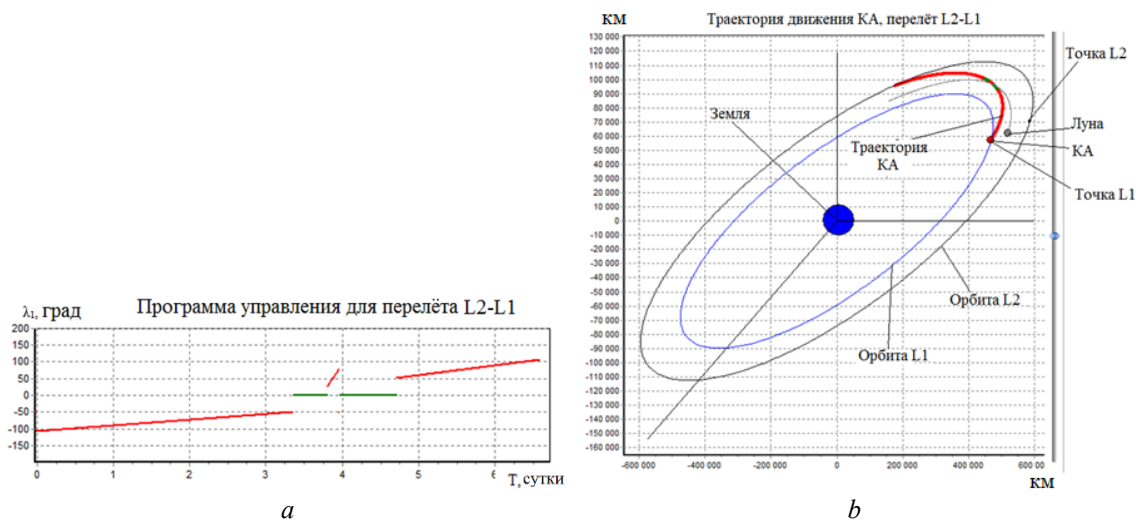


Рис. 8. Программа оптимального управления (a) и траектория (b) перелёта L2-L1

В начале перелёта L2-L1 и в конце перелёта L1-L2 есть промежуток времени, когда ЭРБ находится в зонах полутени, создаваемых и Землёй, и Луной. На рис. 9 показан некоторый момент времени такого промежутка.

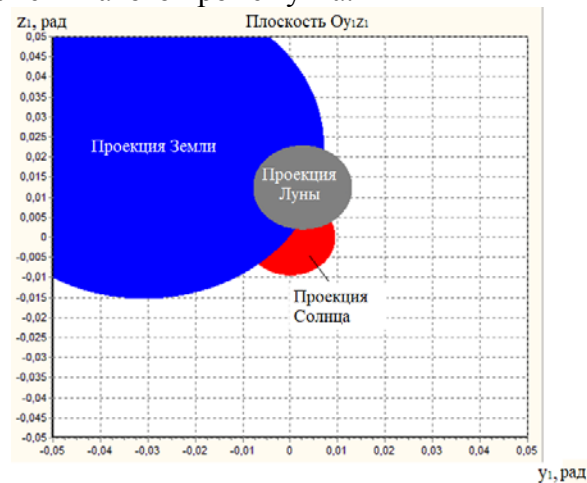


Рис. 9. Проекция Солнца, Земли и Луны на плоскость  $Ouy_1z_1$  (программная реализация)



Соответствующий график функции затенённости показан на рис. 10. Существенная нелинейность функции затенённости в начале участка полутени вызвана влиянием теневых зон от обоих тел.

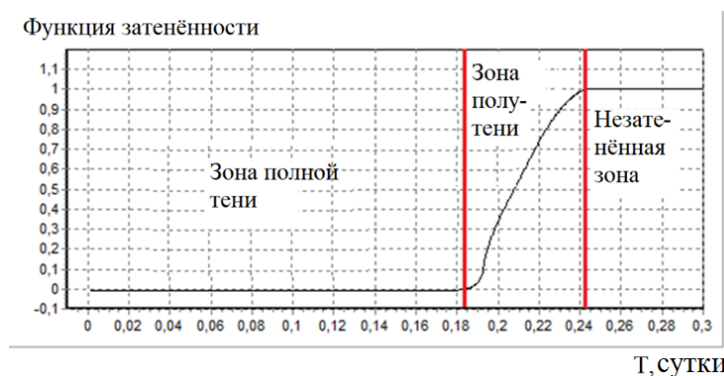


Рис. 10. График функции затенённости для первых 0,3 суток перелёта L2-L1

Результаты моделирования и оптимизации показывают, что общая траектория перелёта состоит из чередующихся активных и пассивных участков, а при перелёте L1-L2 один из пассивных участков вырождается. Найденные программы управления и траектории согласуются с полученными в [11; 12]. Очевидно, что баллистическое проектирование миссии предполагает поиск компромисса между расходом топлива и общей длительностью перелёта.

### Библиографический список

1. Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon // SIAM Journal on Applied Dynamical Systems. 2003. V. 2, Iss. 2. P. 144-170. DOI: 10.1137/s1111111102409080
2. 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. V. 34, Iss. 3. P. 645-666. DOI: 10.2514/1.52133
3. Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion // AIP Conference Proceedings. 2012. V. 1493. P. 964-971. DOI: 10.1063/1.4765603
4. 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-Ion Thruster // Proceedings 32nd International Electric Propulsion Conference. 2011.
5. Jones R.M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer // Journal of Spacecraft and Rockets. 1984. V. 21, Iss. 1. P. 88-95. DOI: 10.2514/3.8612
6. Rayman M.D., Williams S.N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission // Journal of Spacecraft and Rockets. 2002. V. 39, Iss. 4. P. 589-595. DOI: 10.2514/2.3848
7. 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. V. 2. P. 1045-1055.
8. Starinova O.L., Fain M.K. Ballistic Optimization of the L1-L2 and L1-L2 Low Thrust Transfers in the Earth-Moon System // Recent Advances in Space Technologies. 2015. P. 95-98.
9. 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. V. 46, Iss. 1. P. 150-161. DOI: 10.1134/S1064230707010170

10. Starinova O.L. Optimization methods of laws control of electric propulsion spacecraft in the restricted three-body task // *AIP Conference Proceedings*. 2014. V. 1637. DOI: 10.1063/1.4904680

11. 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. V. 33, Iss. 2. P. 533-549. DOI: 10.2514/1.43179

## LOCALLY OPTIMAL CONTROL OF SPACE TUG MOTION BETWEEN THE LIBRATION POINTS OF THE EARTH-MOON SYSTEM

© 2017

**O. L. Starinova** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [solleo@mail.ru](mailto:solleo@mail.ru)

**M. K. Fain** postgraduate student, Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [fain.maxim@gmail.com](mailto:fain.maxim@gmail.com)

The article deals with the locally optimal control of space tug transfers between the libration points of the Earth-Moon system using low-thrust engines. The control program was obtained using the Fedorenko method to find derivatives and a variable-step gradient method to optimize control laws. All flights were considered within the restricted three-body problem. The mathematical model of flight was described in a barycentric coordinate system. The total flight time was assumed as the optimization criterion. The disturbances from the Earth, the Moon and the Sun were taken into account. The influence of shadow zones created by the Earth and the Moon was examined. Laws of control, trajectories and values of the total flight time were obtained as a result of optimization.

*Space tug; spacecraft; low thrust engine; ballistic optimization; Earth-Moon system; libration point.*

*Citation:* Starinova O.L., Fain M.K. Locally optimal control of space tug motion between the libration points of the earth-moon system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 114-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-114-124

### References

1. Betts J.T., Erb S.O. Optimal low thrust trajectories to the moon. *SIAM Journal on Applied Dynamical Systems*. 2003. V. 2, Iss. 2. P. 144-170.

DOI: 10.1137/s1111111102409080

2. 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. V. 34, Iss. 3. P. 645-666. DOI: 10.2514/1.52133

3. Starinova O.L., Kurochkin D.V., Materova I.L. Optimal control choice of non-Keplerian orbits with low-thrust propulsion. *AIP Conference Proceedings*. 2012. V. 1493. P. 964-971. DOI: 10.1063/1.4765603

4. 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-Ion Thruster. *Proceedings 32nd International Electric Propulsion Conference*. 2011.

5. Jones R.M. Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1984. V. 21, Iss. 1. P. 88-95. DOI: 10.2514/3.8612

6. Rayman M.D., Williams S.N. Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2002. V. 39, Iss. 4. P. 589-595. DOI: 10.2514/2.3848

7. 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. V. 2. P. 1045-1055.

8. Starinova O.L., Fain M.K. Ballistic Optimization of the L1-L2 and L1-L2 Low Thrust Transfers in the Earth-Moon System. *Recent Advances in Space Technologies*. 2015. P. 95-98.

9. 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. V. 46, Iss. 1. P. 150-161.

DOI: 10.1134/S1064230707010170

10. Starinova O.L. Optimization methods of laws control of electric propulsion spacecraft in the restricted three-body task. *AIP Conference Proceedings*. 2014. V. 1637.

DOI: 10.1063/1.4904680

11. 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. V. 33, Iss. 2. P. 533-549. DOI: 10.2514/1.43179