

МЕТОДИКА РАСЧЁТА ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЁТА В СИСТЕМЕ ЗЕМЛЯ-ЛУНА БЕЗ РАЗБИЕНИЯ НА УЧАСТКИ ДВИЖЕНИЯ

Т.М. Коджабаш¹, О.Л. Старинова¹

¹ Самарский университет, г. Самара
e-mail: tmkocabas@gmail.com

Аннотация

В этом исследовании была разработана интегрированная система орбитального моделирования от НОО до Луны. Моделирование выполняется в планарной системе с ограниченным вращением. КА использует гибридную двигательную установку. Для каждого этапа полета были разработаны специальные алгоритмы управления. Результаты показывают, что КА входит в сферу Хилла, достигает высоты 1000 км над Луной и совершает мягкую посадку. Разработанная система обеспечивает эффективный инструмент для комплексного проектирования и анализа эффективности лунных миссий с гибридными двигателями.

Ключевые слова: гибридные двигательные установки, интегрированный полет на Луну, моделирование орбиты, алгоритмы управления, плоская ограниченная задача трех тел.

Введение

Особенности гравитационного поля системы Земля-Луна могут использоваться для минимизации затрат топлива на перелёт [1]. В этой работе представлена единая математическая модель для использования низкоэнергетических траекторий КА с гибридной двигательной установкой (ДУ) большой и малой тяги, учитывающая гравитацию Земли, Луны и Солнца, и расход топлива. По сравнению с классическими сегментированными подходами, эта методика обеспечивает плавные переключения между ДУ, обеспечивая адаптивное и комплексное проектирование траектории.

1. Математическая модель и методика расчёта

Мы описываем движение КА вектором фазовых координат $(r, \theta, \dot{r}, \dot{\theta}, m)$ в плоской барицентрической синодической полярной системе координат, в которой Земля и Луна имеют фиксированные положения $r_e = [-D_E, 0]^T$ и $r_m = [D_M, 0]^T$. Орбита Луны считается плоской, круговой и совпадающей с плоскостью движения КА. Гравитационное воздействие Солнца рассчитывается в предположении, что оно движется в той же плоскости на фиксированном расстоянии R_{SE} с изменяющимся фазовым углом $\alpha_S(t) = \alpha_{S0} + \omega_S t$, где $\omega_S = -7.2722 \cdot 10^{-5}$ рад/с. Уравнения движения КА учитывают гравитацию от Земли, Луны и Солнца, тягу двигателей.

$$\ddot{r} = r\dot{\theta}^2 - \frac{GM_E}{r^2} + \left(-GM_M \frac{r \cos \theta - D_M}{\Delta_M^3} \right) + \left(-GM_S \frac{r \cos \theta - R_{SE} \cos \alpha_S(t)}{\Delta_S^3} \right) - 2\omega_{EM} r \dot{\theta} + \omega_{EM}^2 r + \frac{F_{r,T}}{m},$$

$$\ddot{\theta}r = -2\dot{r}\dot{\theta} + \left(rGM_M \frac{D_M \sin \theta}{r\Delta_M^3} \right) + \left(rGM_S \frac{R_{SE} \sin(a_s - \theta)}{r\Delta_S^3} \right) + 2\omega_{EM}\dot{r} + \frac{F_{\theta,T}}{m}. \quad (1)$$

2. Алгоритмы управления

Архитектура миссии трёхэтапная: сначала КА с электроракетной ДУ перелетает с низкой околоземной орбиты на селеноцентрическую орбиту высотой 20 000 км, затем уменьшает высоту орбиты у Луны до 1000 км и, на последнем этапе, совершает мягкую посадку с ДУ большой тяги (со скоростью менее 2 м/с). Успех миссии зависит от алгоритмов управления, которые выводят КА в нужное положение и с нужной скоростью. Эти алгоритмы и стратегии управления разработаны специально для каждого этапа миссии в соответствии с его целью и показаны на рис. 1-3.

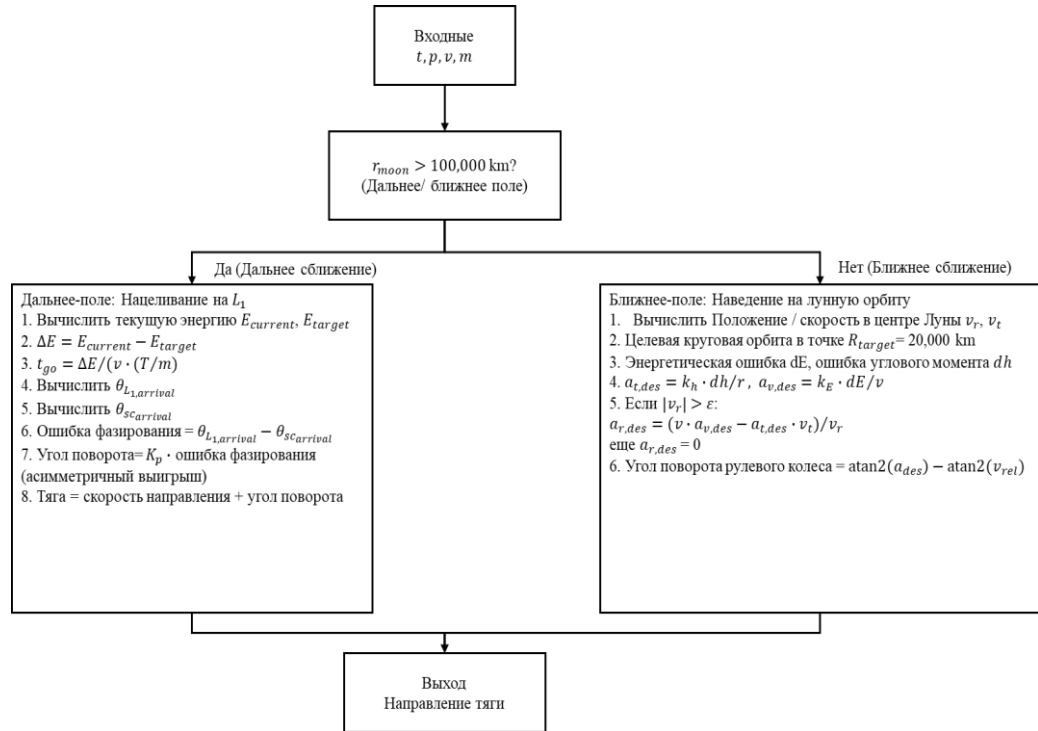


Рисунок 1 – Алгоритм управления для этапа 1 (достижение Луны)

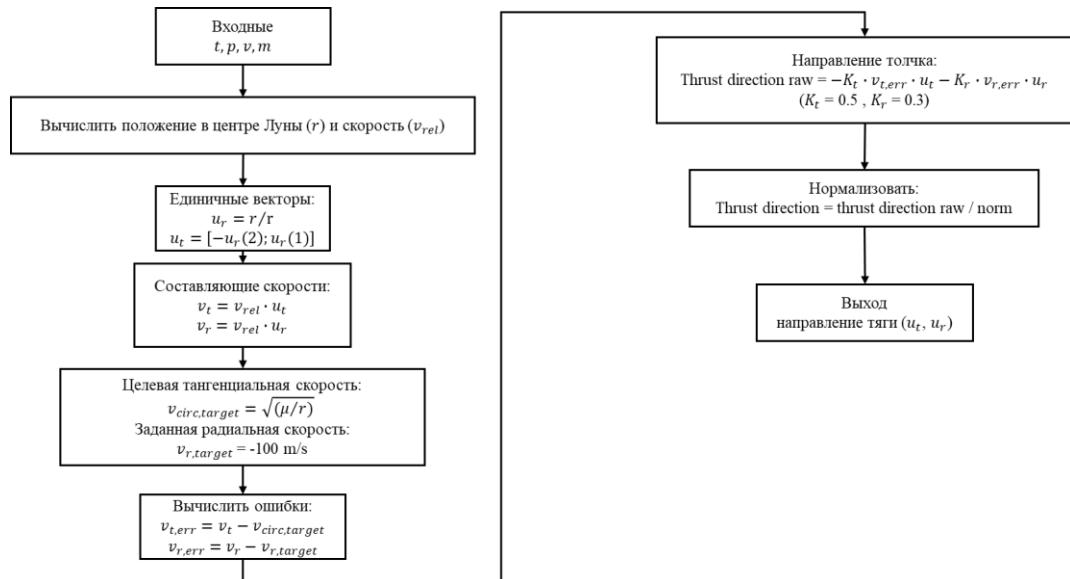


Рисунок 2 - Алгоритм управления для этапа 2

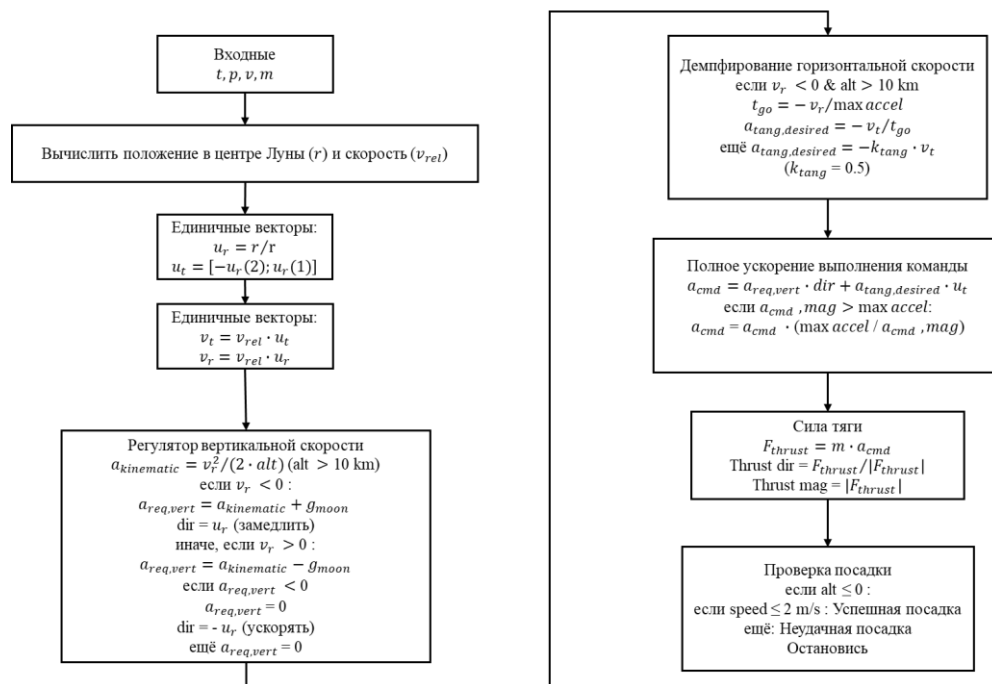


Рисунок 3 – Алгоритм управления для этапа 3

3. Результаты

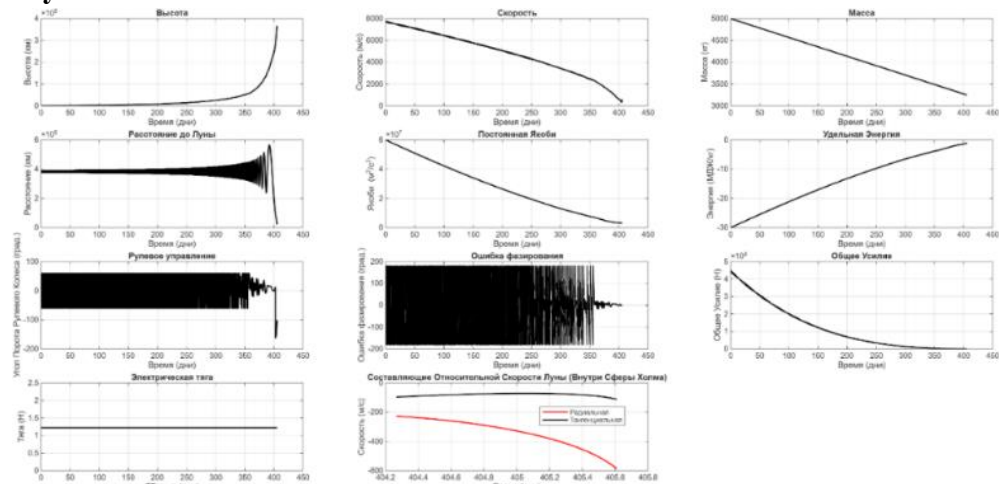


Рисунок 4 – Результаты этапа 1

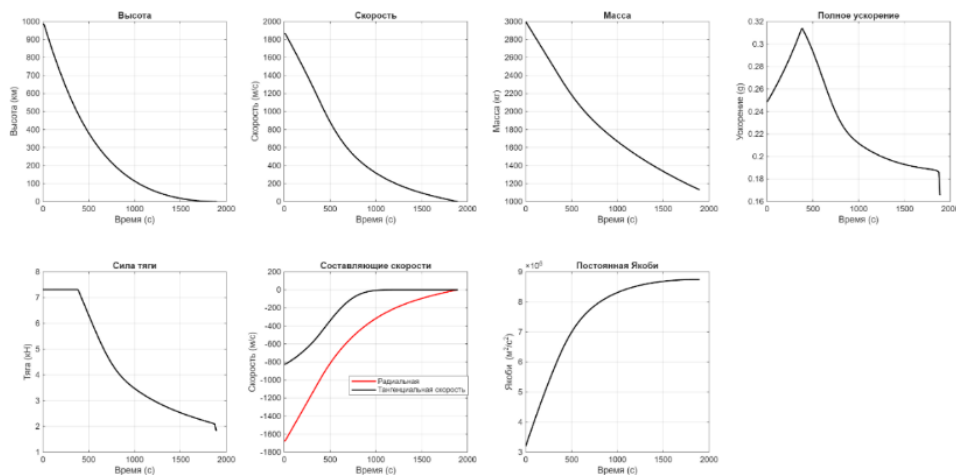


Рисунок 5 – Результаты этапа 3

На рис. 4 и 5 показаны результаты, полученные для КА со стартовой массой 5000 кг (из них сухая 1000 кг, топливо для ЭРДУ – 2000 кг, топливо для посадки – 2000 кг), стартовая орбита – круговая околоземная орбита высотой 270 км. Для моделирования движения использовался разработанный авторами программный комплекс, позволяющий выполнять выбор управления и отображение результатов.

Заключение

Представлена модель и методика моделирования движения КА от запуска с низкой околоземной орбиты до посадки на Луну, с учётом гравитации Земли, Луны и Солнца. Это позволяет обосновать выбор проектных параметров и законов управления для миссии в целом, а не по отдельным участкам, как в традиционном подходе.

Список использованных источников

1. Low Energy Transfer to the Moon / W. S. Koon, M. W. Lo, J. E. Marsden [et al.] // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. – 2001. – V. 81, № 1-2. – P. 63–73.
2. Mingotti, G. Low-energy, low-thrust transfers to the Moon / G. Mingotti, F. Topputo, F. Bernelli-Zazzera // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*. – 2009. – V. 105, № 1-3. – P. 61–74.
3. Epenoy, R. Lyapunov-based low-energy low-thrust transfers to the Moon / R. Epenoy, D. Pérez-Palau // *Acta Astronautica*. – 2019. – V. 162. – P. 87–97.
4. Liu, L. A note on the computation of multi-revolution NRHO under the ephemeris model / L. Liu, Y. Liu // *Advances in Space Research*. – 2025. – V. 75, № 3. – P. 2889–2907.
5. Low-energy Earth-Moon transfers with lunar ballistic capture based on Lagrangian coherent structures in a four-body model / S. Fu, Y. Liang, D. Wu [et al.] // *Advances in Space Research*. – 2025. – V. 75, № 6. – P. 4993–5013.

THE METHOD OF CALCULATING FLIGHT PATHS IN THE EARTH-MOON SYSTEM WITHOUT DIVIDING INTO SECTIONS OF MOVEMENT

T.M. Kocabas¹, O.L. Starinova¹

*¹Samara University, Samara
e-mail: tmkocabas@gmail.com*

Abstract

An integrated orbital simulation framework from Low-Earth orbit to Moon has been developed in this study. The simulation works in planar restricted rotating system. The spacecraft uses a hybrid propulsion system. Specific guidance algorithms have been designed for each mission phase. The simulation results show that the spacecraft enters the Hill sphere, reaches 1000 km altitude over the Moon, and makes a soft landing. The developed framework provides an effective tool for end-to-end design and performance analysis of hybrid-propelled lunar missions.

Keywords: hybrid propulsion systems, integrated Moon mission, orbital simulation, guidance algorithms, planar restricted three-body problem.