

УДК 629.78

## ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ-ЛУНА НА БАЗЕ ПЛАТФОРМЫ CUBESAT

О. Л. Старинова, Т. В. Старостина

Целью работы является теоретическое обоснование перспектив выхода CubeSat в дальний космос, а также определение оптимального прямого баллистического перелета КА с минимальными энергетическими затратами с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля – Луна в заданную дату попадания. В данной работе подобрано и оценено все необходимое оборудование для предполагаемого космического аппарата. Убедившись в том, что спутник формата CubeSat может быть использован в дальнем космосе, был рассмотрен перелет традиционным способом – с помощью разгонного блока с химическими двигателями. Так в работе было выявлено, что КА достигнет точки либрации за 9 дней, что является намного быстрее, чем перелет с электроракетными двигателями малой тяги. Чтобы описать баллистический перелет, необходимо рассматривать движение КА в поле притяжения Земли и Луны. Таким образом, необходимо решить задачу трех тел. Для решения уравнения движения в прямоугольных координатах необходимо использовать данные о положении и скорости небесных тел в рассматриваемых системах координат. Для этого используются математические модели для расчета эфемерид. В данной работе используется модель DE-403 производства JPL (Jet Propulsion Laboratory), а все расчеты ведутся в математическом пакете Mathcad. Для оптимального перелета необходимо, чтобы значение наклона Луны было максимальным. После проведения сравнительного анализа, было выявлено, что оптимальной датой запуска КА будет являться март 2025 года, в это время наблюдается максимальный угол наклона орбиты Луны- 28,721.

**Ключевые слова:** малые космические аппараты, дальний космос, Луна, точка либрации L1.

В настоящее время научные коллективы разных стран решают задачу снижения затрат на создание КА. Появилась устойчивая тенденция к миниатюризации оборудования, уменьшению габаритов и массы спутников, что породило класс малых КА, к которым относятся наноспутники. Ключевой момент состоит в том, что на наноспутнике устанавливается оборудование индустриального класса, обладающее меньшей надёжностью, но и меньшей стоимостью по сравнению с оборудованием, разрабатываемым для космической отрасли. Стандарт CubeSat в настоящее время весьма популярен и позволяет существенно сократить сроки разработки и испытаний нового изделия. Анализ тенденций коммерческого применения космических технологий показывает, что одним из наиболее перспективных путей является создание и применение малых аппаратов и систем на их

основе [1]. Это означает, что необходимо активно участвовать в процессах создания и совершенствования малых КА и наноспутников. Именно поэтому целью данной работы является теоретическое обоснование перспектив выхода CubeSat в дальний космос, а также определение оптимального прямого баллистического перелета КА с минимальными энергетическими затратами с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля – Луна в заданную дату попадания.

Хочется отметить, что исследования планет и малых небесных тел Солнечной системы является одним из наиболее перспективных направлений космической деятельности. В данной работе выбрана точка либрации L1 в системе Земля – Луна не просто так. Во-первых, Луна является самым близким космическим объектом от Земли,

---

© Старинова О. Л., Старостина Т. В., 2020.

Старинова Ольга Леонардовна (solleo@mail.ru),

профессор кафедры динамики полёта и систем управления;

Старостина Татьяна Владимировна (samara-tanya2000@mail.ru),

студент II курса института ракетно-космической техники Самарского университета, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34.

соответственно, во время реализации лунной программы потребуется база заправки, обслуживания. Идеальным местом для этого может служить точка либрации L1. Прежде, чем организовывать крупномасштабные и дорогостоящие проекты, необходимо решить транспортные задачи.

Т.к. КА класса нано являются относительно недорогими, то с помощью их можно отрабатывать и проводить опыты различного назначения прежде, чем запускать крупногабаритные.

В данной работе подобрано и оценено все необходимое оборудование для предполагаемого космического аппарата. Убедившись в том, что спутник формата CubeSat может быть использован в дальнем космосе, был рассмотрен перелет традиционным способом – с помощью разгонного блока с химическими двигателями. Главным преимуществом такого способа является высокий удельный импульс тяги, с помощью которого возможно реализовать дальние перелеты за относительно небольшой промежуток времени. Так в работе было выявлено (рис.1), что КА достигнет точки либрации за 9 дней, что является намного быстрее, чем перелет с электроракетными двигателями малой тяги. В данной работе главной причиной выбора ХРД было малое время перелета. Однако стоит отметить, что данный способ имеет немало минусов. Например, для реализации перелета понадобится огромное количество топлива в сравнении с массой полезной нагрузки (в десятки раз больше полезной нагрузки, особенно в случае, если разгонный блок использовать только под наш наноспутник). Вторым минусом является невозможность коррекции орбиты, так как после сообщения импульса, разгонный блок отделяется от полезной нагрузки, и спутник летит самостоятельно. К сожалению, в наши дни нет подходящего разгонного блока для наноспутников, поэтому Cubesat будет отправлен попутным грузом.

Чтобы описать баллистический перелет, необходимо рассматривать движение КА в поле притяжения Земли и Луны. Таким образом, необходимо решить задачу трех тел. Конечно, данный способ является приближенным, однако для составления математической модели движения КА является достаточной. Для решения уравнения движения в

прямоугольных координатах необходимо использовать данные о положении и скорости небесных тел в рассматриваемых системах координат. Для этого используются математические модели для расчета эфемерид. Таким образом возможно определить положение и скорость небесных тел в любой выбранный момент времени. В данной работе используется модель DE-403 производства JPL (Jet Propulsion Laboratory) [2]. А все расчеты ведутся в математическом пакете Mathcad.

Для определения радиус-вектора точки схода с базовой орбиты в геоцентрической экваториальной системе координат (ГЭСК) воспользуемся матрицей перехода от периферической к экваториальной системе координат [1].

В данной работе рассматривается траектория перелета из восходящего узла орбиты (рис.2). Однако при заданном наклоне базовой орбиты существуют два способа определения радиус-вектора точки схода КА с базовой орбиты. Второй способ называется траекторией перелета из нисходящего узла орбиты.

Необходимо сказать, что орбита Луны прецессирует с периодом около 18,6 лет. За период прецессии наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики изменяется на величину  $5,145^\circ$ , т.е. за 18,6 лет наклонение Луны в геоцентрической экваториальной системе координат изменяется на промежутке  $[23^\circ 27' \pm 5^\circ 14']$  [3]. Для оптимального перелета необходимо, чтобы значение наклонения Луны было максимальным. После проведения сравнительного анализа (рис.3), было выявлено, что оптимальной датой запуска КА будет являться март 2025 года, в это время наблюдается максимальный угол наклонения орбиты Луны-  $28,721^\circ$ .

Итоги работы имеют следующий характер, во-первых, был сделан вывод о том, что наноспутники действительно могут работать в дальнем космосе, во-вторых, был выбран оптимальный период времени для совершения перелета и, в-третьих, с помощью математического пакета Mathcad был создан математический комплекс, способный рассчитать КА в точку либрации L1 в любой момент времени.

$$t_n := \pi \cdot \sqrt{\frac{(ModL1 + RE + H_0)^3}{2 \cdot gE}} = 7.191 \cdot 10^5$$

$$days := \frac{t_n}{24 \cdot 60 \cdot 60} = 8.323$$

Рис. 1. Расчёт времени перелёта в точку либрации L1

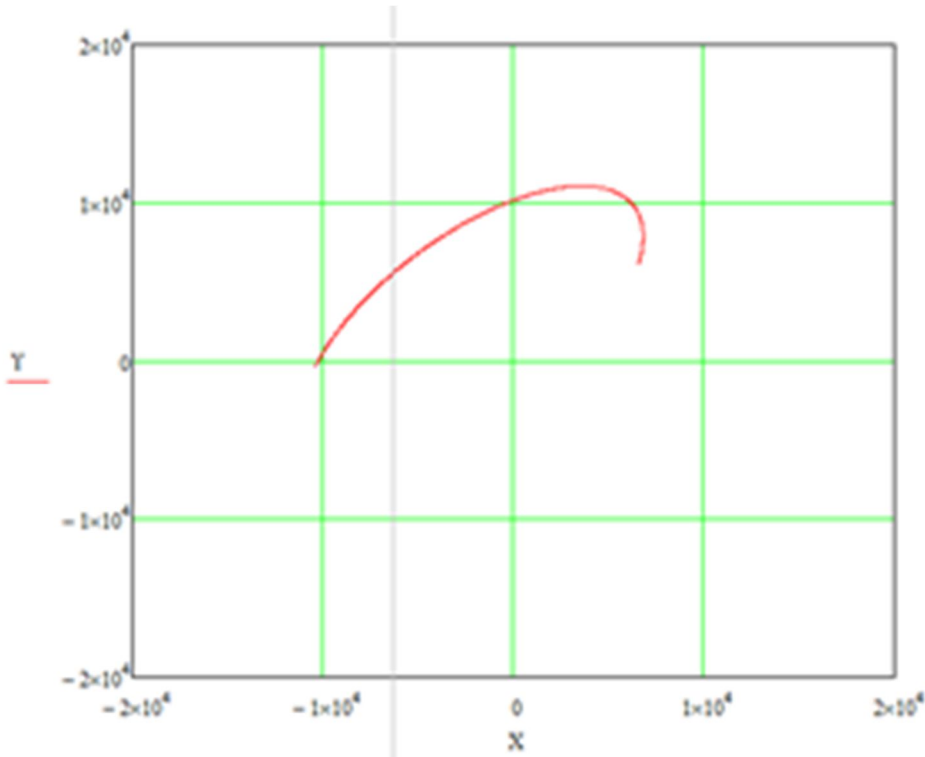


Рис. 2. Траектория перелёта из восходящего узла орбит

2020	23.639
2021	25.247
2022	26.697
2023	27.835
2024	28.531
Год := 2025	i := 28.721
2026	28.396
2027	27.588
2028	26.373
2029	25.666
2030	23.091

Рис. 3. Углы наклонения орбиты Луны

**Литература**

1. Попович П. Р., Скребушевский Б. С. Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.
2. Ivashkin V. V. On Trajectories for the Earth-to-Moon Flight with Capture by the Moon // AAS Publications, Science and Technology Series. 2004. Vol. 108. Paper AAS 03-723. Pp. 157-166.
3. Окишев Ю. А. Математическая модель оптимального прямого двухимпульсного перелета в лунную точку либрации L1 при заданном времени попадания, 2014. 52 с.

## **STUDY OF THE EARTH-MOON TRANSFER SPACE VEHICLE ON THE BASIS OF THE CUBESAT PLATFORM**

O. L. Starinova, T. V. Starostina

The aim of this work is to theoretically substantiate the prospects for a CubeSat launch into deep space, as well as to determine the optimal direct ballistic flight of a spacecraft with minimal energy consumption from a low near-earth orbit to the libration point L1 of the Earth-Moon system on a given date of impact. In this work, all the necessary equipment for the proposed spacecraft has been selected and evaluated. Having made sure that the satellite of the CubeSat format can be used in deep space, the flight was considered in the traditional way - using an upper stage with chemical engines. So, in the work it was revealed that the spacecraft will reach the libration point in 9 days, which is much faster than a flight with low-thrust electric rocket engines. To describe a ballistic flight, it is necessary to consider the spacecraft motion in the gravitational field of the Earth and the Moon. Thus, it is necessary to solve the three-body problem. To solve the equation of motion in rectangular coordinates, it is necessary to use data on the position and velocity of celestial bodies in the considered coordinate systems. For this, mathematical models are used to calculate the ephemeris. In this work, the model DE-403 manufactured by JPL (Jet Propulsion Laboratory) is used, and all calculations are carried out in the mathematical package Mathcad. For an optimal flight, the Moon's inclination must be at its maximum. After a comparative analysis, it was revealed that the optimal launch date for the spacecraft will be March 2025, at which time the maximum inclination angle of the Moon's orbit is observed – 28.721.

**Key words:** small spacecraft, deep space, Moon, libration point L1.

*Статья поступила в редакцию 08.07.2020 г.*