

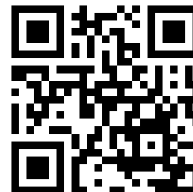
МЕХАНИКА

Научная статья

УДК 629.783

DOI: 10.17072/1993-0550-2025-1-18-27

<https://elibrary.ru/hkpwgx>



**Формирование инспекционного движения
космических аппаратов на лунных орбитах**

Денис Петрович Аваряски¹, Доменика Паулина Вака Веласкес²

^{1,2}Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева,
г. Самара, Россия

¹avaryaskin.dp@ssau.ru

²domerpa026@gmail.com

Аннотация. В данной работе решается задача выбора начальных параметров относительного движения космических аппаратов (КА) для обеспечения и сохранения инспекционной траектории. Исследование включает моделирование относительного движения двух КА (опорный и инспектор) на низких лунных круговых орбитах. В качестве орбит для опорного КА рассматриваются известные стабильные и "замороженные" орбиты, что позволило проанализировать их применимость в реализации задач инспекции. Результаты исследования показали наличие трех основных видов движения относительной траектории в орбитальной системе координат: перемещение вдоль оси Ох, вращение вокруг осей Оу и Ох. Обосновано использование 15 гармоник гравитационного потенциала Луны для анализа относительного движения КА вокруг Луны. Каждая относительная траектория была проанализирована с учетом отклонений по осям. Показано, что не все стабильные орбиты подходят для выполнения задач инспекции. Полярные орбиты продемонстрировали свои преимущества за счет большей адаптивности и меньшей неустойчивости относительной траектории. Показано, что на неполярных орбитах эффект увеличения эксцентриситета относительной траектории со временем имеет значительное влияние на инспекционное движение.

Ключевые слова: инспекционная траектория; космические аппараты; гравитационное поле Луны; низкие лунные орбиты; относительное движение; инспектор

Для цитирования: Аваряскин Д. П., Вака Веласкес Д. П. Формирование инспекционного движения космических аппаратов на лунных орбитах // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2025. Вып.1(68). С. 18–27. DOI: 10.17072/1993-0550-2025-1-18-27. <https://elibrary.ru/hkpwgx>.

Статья поступила в редакцию 28.01.2025; одобрена после рецензирования 17.02.2025; принята к публикации 15.03.2025.

MECHANICS

Research article

Formation of Inspection Motion for Spacecraft in Lunar Orbits
Denis P. Avaryaskin¹, Domenica P. Vaca Velasquez²



Эта работа © 2025 Аваряскин Д.П., Вака Веласкес Д.П. распространяется под лицензией CC BY 4.0. Чтобы просмотреть копию этой лицензии, посетите <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

^{1,2}Samara National Research University, Samara, Russia

¹avaryaskin.dp@ssau.ru

²domepao026@gmail.com

Abstract. In this work, the problem of selecting the initial parameters for the relative motion of spacecraft (SC) to ensure and maintain the inspection trajectory is addressed. The study includes modeling the relative motion of two SCs (reference and inspector) in low lunar circular orbits. The orbits for the reference SC considered are known stable and "frozen" orbits, which allowed for the analysis of their applicability in the implementation of inspection tasks. The results of the study demonstrated the presence of three main types of motion of the relative trajectory in the orbital coordinate system: movement along the Ox axis, rotation around the Oy and Ox axes. The use of 15 harmonics of the lunar gravitational potential for the analysis of relative motion of SCs around the Moon was justified. Each relative trajectory was analyzed taking into account deviations along the axes. It was shown that not all stable orbits are suitable for performing inspection tasks. Polar orbits demonstrated their advantages due to greater adaptability and reduced instability of the relative trajectory. It was shown that in non-polar orbits, the effect of increasing the eccentricity of the relative trajectory over time has a significant impact on the inspection movement.

Keywords: *inspection trajectory; spacecraft; lunar gravitational field; low lunar orbits; relative motion; inspector*

For citation: Avaryaskin, D. P. and Vaca Velasquez, D. P. (2025), "Formation of Inspection Motion for Spacecraft in Lunar Orbits", *Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science*, no. 1(68), pp. 18-27. (In Russ.). DOI: 10.17072/1993-0550-2025-1-18-27. <https://elibrary.ru/hkpwgpx>.

The article was submitted 28.01.2025; approved after reviewing 17.02.2025; accepted for publication 15.03.2025.

Введение

В последнее время наблюдается возрождение интереса к Луне, что проявляется в значительном увеличении числа лунных миссий, как уже осуществленных, так и запланированных на этот и ближайшие годы. За каждой из этих миссий стоят не только государственные учреждения, но и активное участие частного сектора, что способствует развитию космической отрасли и ее коммерциализации. Научные и технические усилия прилагают такие страны, как США, Россия, Китай, Индия, Япония и государства Европейского Союза, которые разрабатывают спутники, луноходы и беспилотные аппараты с целью создания устойчивой лунной базы для постоянного присутствия космонавтов.

Ключевую роль в успехе лунных миссий играет глубокое понимание строения Луны, ее физических характеристик и разнообразных явлений, происходящих в ее окрестностях. Эти факторы значительно влияют на механику полета космических аппаратов и требуют тщательного анализа.

Перспективным направлением развития лунных миссий является разворачивание группировок КА на орбитах Луны, выполняющих различные задачи. В связи с этим, решение задачи формирования инспекционного движения КА на лунных орбитах является важным шагом к реализации подобных миссий. В случае группового полета требуется анализировать относительное движение КА, обеспечивая соблюдение необходимого расстояния между ними. Одним из видов такого относительного движения является инспекционное движение, при котором один КА (инспектор) следует за другим КА (опорным) таким образом, что в орбитальной системе координат (ОСК) инспектор вращается вокруг опорного космического аппарата.

1. Постановка задачи

Относительное движение инспектора и опорного КА рассматривается в ОСК, начало которой находится в центре масс опорного КА, ось Oy направлена по его радиус-вектору, ось Ox в плоскости орбиты – по направлению движения, а ось Oz дополняет до правой. Для обеспечения инспекционного движения необходимо обеспечить замкнутую траекторию движения инспектора относительно опорного КА в ОСК. Для этого необходимо выполнение условия равенства периодов обращения каждого КА по своей орбите:

$$T_{\text{оп}} = T_{\text{и}}. \quad (1)$$

Если движение космических аппаратов рассматривается в центральном гравитационном поле, тогда формирование замкнутой относительной траектории легко обеспечить путем равенства больших полуосей орбит каждого КА. Тогда выполняется и условие (1). Однако, если гравитационное поле оказывается неоднородным или учитываются другие виды возмущений, или одновременно оба этих фактора, выполнение условия (1) с течением времени нарушается. В таких условиях замкнутые траектории не существуют, и их форма изменяется со временем. В данной работе в качестве возмущающего воздействия учитывается нецентрального гравитационное поле Луны. Рассматриваются низкие круговые лунные орбиты, на которых влиянием гравитации других тел можно пренебречь.

Целью данной работы является выбор начальных параметров движения, которые позволяют сохранить инспекционную траекторию на лунных орбитах с учетом сложного гравитационного поля Луны.

2. Математическая описание

На высоких и даже средних лунных орбитах гравитационные поля Земли и Солнца могут существенно повлиять на траекторию движения КА. Лунная атмосфера крайне разрежена, а ее магнитное поле в тысячу раз слабее, чем у Земли, что позволяет исключить их из математической модели движения. [1]

Математическая модель относительного движения КА включает в себя систему уравнений, описывающих возмущенное движение центров масс каждого КА в инерциальной абсолютной селеноцентрической системе координат (АССК), а также в модели используются известные матрицы перехода из ОСК в инерциальную (в данном случае в АССК) и обратно.

$$\begin{aligned} \frac{dX_{\text{оп}}}{dt} &= V_{x\text{оп}}, & \frac{dX_{\text{и}}}{dt} &= V_{x\text{и}}, \\ \frac{dY_{\text{оп}}}{dt} &= V_{y\text{оп}}, & \frac{dY_{\text{и}}}{dt} &= V_{y\text{и}}, \\ \frac{dZ_{\text{оп}}}{dt} &= V_{z\text{оп}}, & \frac{dZ_{\text{и}}}{dt} &= V_{z\text{и}}, \\ \frac{dV_{x\text{оп}}}{dt} &= -\frac{\mu}{r_{\text{оп}}^3} X_{\text{оп}} + f_x^{\text{оп}}, & \frac{dV_{x\text{и}}}{dt} &= -\frac{\mu}{r_{\text{и}}^3} X_{\text{и}} + f_x^{\text{и}}, \\ \frac{dV_{y\text{оп}}}{dt} &= -\frac{\mu}{r_{\text{оп}}^3} Y_{\text{оп}} + f_y^{\text{оп}}, & \frac{dV_{y\text{и}}}{dt} &= -\frac{\mu}{r_{\text{и}}^3} Y_{\text{и}} + f_y^{\text{и}}, \\ \frac{dV_{z\text{оп}}}{dt} &= -\frac{\mu}{r_{\text{оп}}^3} Z_{\text{оп}} + f_z^{\text{оп}}, & \frac{dV_{z\text{и}}}{dt} &= -\frac{\mu}{r_{\text{и}}^3} Z_{\text{и}} + f_z^{\text{и}}, \end{aligned}$$

где μ – гравитационный параметр Луны; $X_{оп}, Y_{оп}, Z_{оп}, X_{и}, Y_{и}, Z_{и}$ – координаты КА (оп – опорный, и – инспектор); $V_{хоп}, V_{уоп}, V_{зоп}, V_{хв}, V_{ув}, V_{zv}$ – проекции скорости КА; $r_{оп}, r_{и}$ – модули радиусов-векторов КА, $f_x^{оп}, f_x^{оп}, f_x^{оп}, f_x^{и}, f_x^{и}, f_x^{и}$ – проекции возмущающего ускорения, вызванного нецентральностью гравитационного поля Луны.

Гравитационное поле Луны описывается с помощью сферического гармонического разложения, в котором можно выделить различные элементы, такие как связанные полиномы Лежандра и коэффициенты. Эти коэффициенты классифицируются по порядку и делятся на зональные, секторальные и тессеральные гармоники. Гравитационный потенциал Луны сложный, поскольку он зависит от распределения массы, рельефа и геометрической формы [2]. В данной работе в качестве модели гравитационного поля Луны используется модель LP165P, которая была создана на основе анализа высокоточных измерений, полученных в ходе лунных миссий. Она описывает гравитационное поле с порядком 165x165.

Для исследования изменения относительной траектории инспектора с течением времени, был проведен анализ ее эволюции как плоской замкнутой фигуры в форме эллипса. Такая форма относительной траектории получается через один виток в центральном гравитационном поле, когда опорный КА движется по круговой орбите, при выполнении двух условий. Первым условием является то, что начальная скорость инспектора в АССК определяется из интеграла энергии:

$$V_{0и} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{и}} - \frac{\mu}{r_{оп}}}.$$

Вторым условием является то, что начальные условия движения инспектора в ОСК (v_{x0} и v_{y0}) определяются из выражения связи АСК и ОСК:

$$\begin{cases} V_{0и}^2 = (v_{x0} + \omega_{орб}y_0 + V_{n0оп})^2 + (v_{y0} - \omega_{орб}x_0 + V_{r0оп})^2, \\ v_{y0} = \omega_{орб}x_0/2 \end{cases}, \quad (2)$$

где $\omega_{орб}$ – начальная орбитальная угловая скорость опорного КА; $V_{n0оп}, V_{r0оп}$ – нормальная и радиальная проекции начальной скорости опорного КА в АССК [3].

3. Результаты моделирования

На первом этапе моделирования был установлен характер изменения относительной траектории инспектора. В результате исследования выявлено, что траектория осуществляет сложное движение, которое представляет собой сумму трех движений в ОСК: перемещения вдоль оси Ox , а также вращения вокруг осей Oy и Ox (рис. 1). Эти движения делают инспекционную траекторию нестабильной и могут привести к потере связи с опорным КА или даже к их столкновению. Скорость этих движений меняет срок активного существования, сокращая его. Если начальные параметры движения выбраны неудачно, тогда возникает необходимость корректировки траектории с помощью приложения импульсов скорости, что предполагает наличие двигателей на борту инспектора.

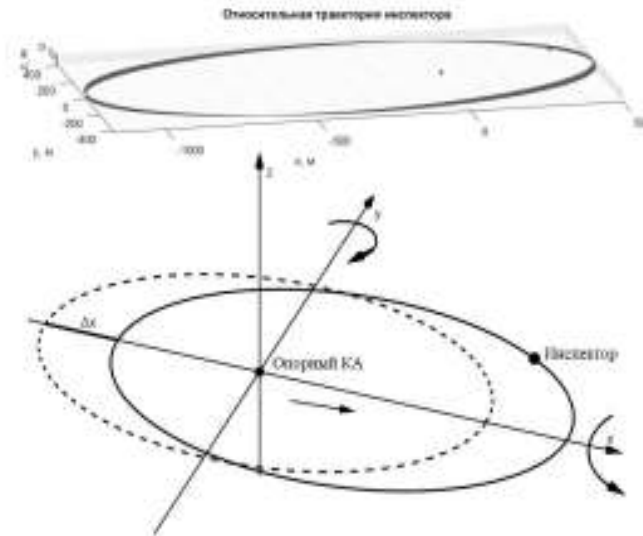


Рис. 1. Моделирование относительной траектории за 20 витков (сверху), диаграмма характера изменения относительной траектории (внизу)

В связи с тем, что учет различного количества гармоник, входящих в разложение потенциала гравитационного поля Луны, вносит значительное влияние на скорость изменения относительной траектории, возникает задача выбора достаточного порядка его разложения. Увеличение количества гармоник значительно повышает время вычислений, в то время как их недостаточное количество может привести к снижению точности полученных результатов. На сегодняшний день нет универсального согласования оптимального числа гармоник, которое обеспечивало бы достаточно точное описание орбитального движения. В ходе исследования было проанализировано влияние порядка разложения на смещение относительной траектории по оси Ox в ОСК, так как именно этот сдвиг является наиболее значимым параметром для стабильности траектории.

На рис. 2 показана зависимость максимального смещения относительной траектории инспектора по оси Ox в ОСК в зависимости от количества учитываемых гармоник гравитационного поля Луны. Исследование проведено для круговых орбит опорного КА с высотой 200 км на различных наклонениях с шагом в 10 градусов.

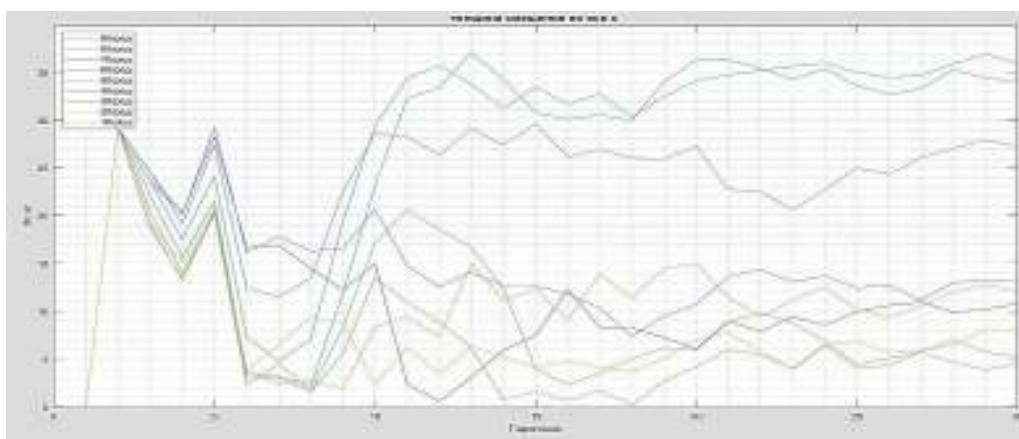


Рис. 2. Максимальное смещение относительной траектории в зависимости порядка разложения потенциала гравитационного поля Луны при разных наклонениях орбиты опорного КА

Из рис. 2 можно сделать вывод о том, что количество гармоник для учета при моделировании относительного движения составляет 15, после чего колебание значений смещения остается в пределах относительно небольшого диапазона. Таким образом, в дальнейшем исследовании порядок разложения гравитационного поля будет 15×15 .

Время активного существования космического аппарата на орбите является важным параметром, который в значительной степени влияет на успешность миссии. Существуют исследования, направленные на выявление параметров лунных орбит, которые бы обеспечивали длительное время существования КА.

В таблице 1 представлены орбиты, выбранные для моделирования движения опорного КА. Орбита D считается замороженной, так как ее эксцентриситет и аргумент перицентра остаются практически неизменными. [4] Параметры этой орбиты были рассчитаны численными методами, при использовании гравитационной модели Луны LP100J порядка 50×50 . Орбиты B и C представляют собой долгосрочные орбиты, которые повторяют свое географическое положение. [5] Эти орбиты были получены полуаналитическими методами с учетом влияния гравитационного поля Земли, и с применением гравитационной модели LP150Q порядка 50×50 . Орбиты E и F – это стабильные орбиты, полученные с помощью моделирования пассивного движения. [6] Для оценки стабильности использовались такие критерии, как изменение и дисперсия параметров орбиты. В процессе моделирования применялась гравитационная модель LP165P, сокращенная до порядка 12×12 , с учетом возмущений, вызванных влиянием Земли и Солнца. Орбита A основана на результатах, показанных на графике 2.

В таблице 1 приняты следующие обозначения: a – большая полуось; Ω – долгота восходящего узла; ω – аргумент перицентра; i – наклонение; e – эксцентриситет; h_π – высота перицентра; h_a – высота апоцентра.

Таблица 1. Орбитальные характеристики опорного КА

	A	B	C	D	E	F
a (м)	1 838 000	1 861 791	1 838 000	1 838 000	1 838 000	1 838 000
Ω (°)	0	-158.95	0	0	0	0
ω (°)	0	-78.39	90	0	0	0
i (°)	30	92.98	94.08	95	27	50
e	0	0.02	0	0	0	0
h_π (м)	100 000	86 555	100 000	100 000	100 000	100 000
h_a (м)	100 000	161 027	100 000	100 000	100 000	100 000

Согласно описанным выше источникам [3–6], орбиты, представленные в табл. 1, являются наиболее предпочтительными для осуществления лунных миссий. В связи с этим, было принято решение провести исследование формирования инспекционного движения именно на этих орбитах.

Для моделирования относительной инспекционной траектории на каждой орбите опорного космического аппарата было установлено начальное положение инспектора в ОСК и его скорость. Начальные координаты и проекции скорости инспектора $x_0 = 400$ м, $y_0 = 200$ м, $v_{y0} = 0.17$ м/с. Движение рассматривалось на интервале 20 витков по орбите вокруг Луны, что соответствует 20 облетам инспектора вокруг опорного КА.

Полученные в результате моделирования смещения относительной траектории по каждой оси в ОСК представлены в табл. 2.

Таблица 2. Орбитальные характеристики опорного КА

	A	B	C	D	E	F
Смещение Δx (м)	12.97	61.93	14.70	12.58	17.4/ 4.57	29.30/42.21
Смещение Δy (м)	5.03	1.67	6.00	6.04	3.71	3.66
Смещение Δz (м)	4.38	2.20	7.34	13.28	4.60	17.63
Время существования (дни)	51	12	78	83	82	13

Время нахождения на орбите явно зависит от числа гармоник гравитационной модели. Например, в случае орбиты F аппараты находятся на ней всего 13 дней, прежде чем столкнуться с поверхностью Луны, если увеличить порядок гармоник с 12x12 до 15x15. В свою очередь, наблюдается зависимость времени существования от типа используемой модели. Орбита B, считающаяся стабильной, может утратить свою стабильность при применении модели LP165P.

В начальный момент времени начальные условия выбраны так, что относительная траектория расположена в плоскости орбиты опорного КА, однако, под воздействием возмущения она постепенно выходит за ее пределы, что приводит к отклонениям по всем трем осям. Хотя поступательное движение по оси Ox в наибольшей степени влияет на стабильность инспекционного движения (Δx принимает большие значения, чем остальные), смещения по другим осям также могут быть существенными.

Сделан вывод, что орбиты B и F не подходят для длительных миссий и, соответственно, для задач инспекции.

Наблюдается взаимосвязь между стабильностью орбиты и смещением на оси Ox . Это видно в B и F, которые демонстрируют наибольшие значения смещения Δx .

Орбита A показывает наименьшее отклонение по оси Ox и минимальные отклонения по осям Oy и Oz , занимая четвертое место из рассмотренных по времени существования на орбите. Орбиты E и F имеют два значения отклонения по оси Ox , поскольку помимо смещения орбиты, эксцентриситет эллипса также изменяется со временем. Несмотря на то, что орбита E имеет небольшие отклонения от начальной траектории и является одной из самых длинных по времени на орбите, эффект изменения эксцентриситета относительной траектории из-за увеличения длины ее большей оси влияет на ее устойчивость. Орбиты C и D показывают наибольшую стабильность относительных траекторий; важно отметить, что эти орбиты являются полярными, что совпадает с результатами других исследований, подчеркивающих преимущества лунных полярных орбит. Выбор типа орбиты всегда зависит от конкретной миссии: если для миссии с инспекционной задачей требуется неполярная орбита, то орбита A может рассматриваться в качестве подходящего варианта.

Аналогичное исследование было проведено для изучения инспекционного движения на трех высоких орбитах [5], параметры и результаты которых представлены в табл. 3.

Таблица 3. Смещение по осям относительной траектории на высоких орбитах

	G	H	I
a (м)	4 996 648	5 046 738	4 400 000
Ω (°)	146.72	177.63	270
ω (°)	89.22	-4.049	220
i (°)	52.21	70.64	66
e	0.538	0.000242	0
h_π (м)	570 451	3 307 517	2 662 000
h_a (м)	594 685	3 309 959	2 662 000
Δx (м)	92.55	2.88	2.33
Δy (м)	29.65	0.078	0.37
Δz (м)	3.49	0.46	0.66
Время существования (дни)	>365	>365	>365

Орбиты G и H относятся к тому же классу, что и орбиты В и С. Орбита I была найдена в процессе анализа орбит, подходящих для навигационной системы на Луне, с учетом следующих возмущений: нецентральное поле Луны порядка 8×8 , а также влияние Земли и Солнца. [7]

Видно, что величина эксцентриситета орбиты опорного КА оказывает значительное влияние на стабильность относительной траектории. Как H, так и I можно рассматривать как круговые орбиты. Орбита G представляет собой эллиптическую орбиту, на которой отклонения инспекционного движения по осям достигают максимальных значений среди рассчитанных. Эксцентриситет орбиты также изменяет форму относительной траектории, что иллюстрируется на рис. 3. В связи с этим, ее больше нельзя оценивать как эллипс, и, следовательно, геометрические характеристики этой фигуры не могут служить критериями оценки.

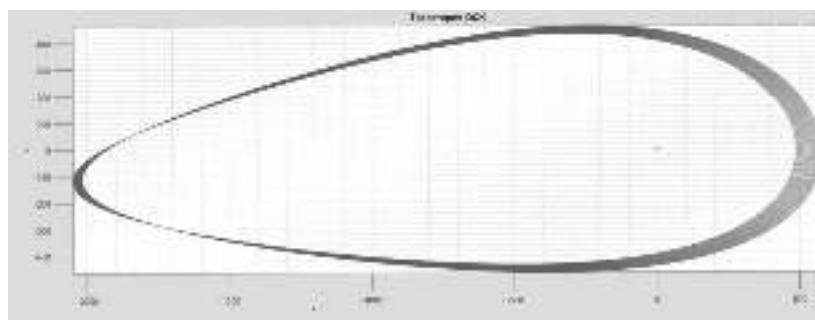


Рис. 3. Относительная траектория на эллиптической орбите опорного КА

Высота орбиты, возможно, повышает степень устойчивости относительного движения, но важно помнить, что модель движения не учитывает возмущения от третьих тел, хотя на таких высотах Земля влияет на пассивное движение КА больше, чем некоторые гармоники гравитационного поля Луны.

Заключение

В данной работе было проведено моделирование относительного движения двух КА на низких лунных круговых орбитах. В качестве орбит для опорного КА были выбраны долгосрочные, стабильные и замороженные орбиты, что позволило проанализировать их применимость для выполнения задачи инспекции.

Начальные скорости инспектора были выбраны таким образом, чтобы обеспечить выполнение замкнутых относительных траекторий при невозмущенном движении. А моделирование движения проводилось с учетом сложного гравитационного поля Луны.

По результатам исследования поведения траектории сделан вывод о том, что относительная траектория испытывает три основных вида смещения в ОСК: перемещение вдоль оси Ox , вращение вокруг осей Oy и Ox . Также показано, что для анализа относительного движения КА на орбитах вокруг Луны целесообразно использовать 15 гармоник гравитационного потенциала.

Каждая относительная траектория была проанализирована с учетом отклонений по осям. В результате исследования было установлено, что не все рассмотренные стабильные орбиты, на которых КА имеет длительное время существования, подходят для выполнения инспекционных задач. Полярные орбиты продемонстрировали свои преимущества, благодаря способности лучше адаптироваться и проявлять меньшую нестабильность в случае инспекционного движения. В ходе исследования на неполярных орбитах было выявлено, что происходит увеличение относительного эксцентриситета относительной траектории с течением времени. В дальнейшей работе планируется провести исследование связи между эксцентриситетом орбиты опорного КА и сохранением инспекционной траектории, а также связи между высотой орбиты и устойчивостью относительного движения.

Полученные результаты имеют важное значение для разработки стратегии инспекционных задач на низких лунных орбитах, позволяя улучшить эффективность и надежность будущих миссий.

Список источников

1. Vilana E.C. Study of spacecraft orbits in the gravity field of the moon [Электронный ресурс] // Projecte/Treball Final de Carrera, UPC, Escola Tècnica Superior d'Enginyeries Industrial i Aeronàutica de Terrassa URL: <http://hdl.handle.net/2099.1/15241> (дата обращения: 30.10.2024).
2. Konopliv A.S., Asmar S.W., Carranza E., Sjogren W.L., Yuan D.N. Recent Gravity Models as a Result of the Lunar Prospector Mission // *Icarus*. 2001. № 150. С. 1–18.
3. Scherbakov M.S., Avariaskin D.P. Studying problems on choosing stable orbits of nanosatellites to provide passive and periodic relative trajectories // *Journal of Physics: Conference Series*. 2020. Т. 1536, № 1. 8 с.
4. Ramanan R.V., Adimurthy V. An analysis of near-circular lunar mapping orbits. // *J Earth Syst Sci*. 2005. № 114. С. 619–626.
5. Russell R., Lara M. Repeat Ground Track Lunar Orbits in the Full-Potential Plus Third-Body Problem // *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. 2006. № 6750.
6. Чунжуй Д., Старинова О.Л. Анализ стабильности низких селеноцентрических орбит // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2020. № 10. 19 с.
7. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // *Вестник НПО им. С. А. Лавочкина*. 2016. № 34. С. 40–54.

References

1. Vilana, E. C. (2012), "Study of spacecraft orbits in the gravity field of the moon", Projecte/Treball Final de Carrera, UPC, Escola Tècnica Superior d'Enginyeries Industrial i Aeronàutica de Terrassa, [Online], available at: <http://hdl.handle.net/2099.1/15241> (Accessed 15 Nov 2024).

2. Konopliv, A.S., Asmak, S.W., Carranza, E., Sjogren, W.L. and Yuan, D.N. (2001), "Recent Gravity Models as a Result of the Lunar Prospector Mission", *Icarus*, no. 150, p. 1-18.
3. Scherbakov, M.S. and Avariaskin, D.P. (2020), "Studying problems on choosing stable orbits of nanosatellites to provide passive and periodic relative trajectories", *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1536, no. 1, 8 p.
4. Ramanan, R.V. and Adimurthy, V. (2005), "An analysis of near-circular lunar mapping orbits", *J Earth Syst Sci*, no. 114, p. 619–626.
5. Russell, R. and Lara, M. (2006), "Repeat Ground Track Lunar Orbits in the Full-Potential Plus Third-Body Problem", *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, no. 6750, 19 p.
6. Chunzhuj, D. and Starinova, O.L. (2020), "Analysis of the stability of low selenocentric orbits", *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii*, no. 10, 19 p.
7. Gordienko, E.S., Ivashkin, V.V. and Simonov, A.V. (2016) "Analysis of the stability of orbits of artificial satellites of the moon and the choice of the configuration of the lunar navigation satellite system", *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, no. 34, p. 40-54.

Информация об авторах:

Д. П. Аваряскин – кандидат технических наук, доцент, доцент межвузовской кафедры космических исследований Самарского университета им. С.П. Королева (443086, Самарская область, г. Самара, Московское шоссе, д. 34), член Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, eLibrary AuthorID 820858, Scopus AuthorID: 56286796800;

Д. П. Вака Веласкес – студент Самарского университета им. С.П. Королева (443086, Самарская область, г. Самара, Московское шоссе, д. 34).

Information about the authors:

D. P. Avariaskin – Candidate of Science (Engineering), Associate Professor; Associate Professor of Inter-University Space Research Department of Samara National Research University (34, Moskovskoye shosse, Samara, Russia, 443086); member of Russian academy of cosmonautics named after K.E. Tsiolkovskii, eLibrary AuthorID 820858, Scopus AuthorID: 56286796800;

D. P. Vaca Velasquez – student of Samara National Research University (34, Moskovskoye Shosse, Samara, Russia, 443086).