

Анализ стабильности низких селеноцентрических орбит

© Ду Чунжуй, О.Л. Старина

Самарский университет, Самара, 443086, Россия

Для решения задач исследования Луны требуется создать длительно функционирующие космические системы. Большинство низких селеноцентрических орбит нестабильны, в связи с чем необходимы затраты рабочего тела для поддержания орбитальной структуры. Для этих орбит основными возмущающими факторами являются нецентральное гравитационное поле Луны и гравитация Земли и Солнца. В работе исследована стабильность низких селеноцентрических орбит путем моделирования пассивного движения с учетом этих основных возмущающих факторов. Выдвинут критерий определения стабильности орбиты, с помощью которого проанализирована круговая орбита Луны на высоте 100 км при различных начальных условиях. Получены диапазоны орбит Луны с хорошей стабильностью. Рассмотрена скорость изменения долготы восходящего узла, обнаружена стабильная низкая лунная орбита, которая может работать в течение продолжительного времени.

Ключевые слова: селеноцентрическая орбита, моделирование пассивного движения, стабильная лунная орбита, критерий стабильности

Введение. Международная космическая станция является местом проведения уникальных исследований и тестирования технологий в условиях космического полета. Однако она предназначена для работы исключительно в условиях низкой околоземной орбиты [1]. Со времени возвращения космического корабля «Аполлон-17» на Землю в декабре 1972 г. ни один человек не вышел за пределы низкой околоземной орбиты. Поэтому сейчас большое внимание уделяется возможности создания долгоживущей станции на орбите вокруг Луны [2]. Такая станция может стать плацдармом будущих пилотируемых космических исследований. Предполагается, что эта станция, как и «Аполлоны», будет находиться на низкой парковочной орбите вокруг Луны. В случае с космическими аппаратами «Аполлон» эти парковочные орбиты ограничивались круговыми околоэкваториальными селеноцентрическими орбитами. Использование парковочных орбит на всех наклонениях позволит осуществить огромное количество лунных миссий — как в настоящее время, так и в будущем.

В связи с решением задач исследования и колонизации Луны потребуется создавать селеноцентрические спутниковые системы наблюдения и связи с длительным сроком существования (от 30 до 180 дней). При этом желательно, чтобы рабочая орбита сохранялась без использования (или с минимальным использованием) двигателей космических аппаратов (КА). Чтобы оценить возможную длитель-

ность существования селеноцентрических спутниковых систем с заданными орбитальными параметрами, надо разработать достаточно точную модель для описания несферического распределения массы Луны [3]. Модели гравитационного поля Земли, содержащие исключительно зональные гармоники, дают хорошее приближение к реальному полю. Теория, изложенная в работах [4–6], также предполагает описание гравитационного поля Луны только зональными гармониками. Однако при добавлении секториальных и тессеральных гармоник, связанных с географической широтой и долготой Луны, параметры орбиты пассивного КА могут существенно измениться. Кроме того, лунные масконы делают большинство низких селеноцентрических орбит нестабильными. Эти возмущения могут вызвать падение спутника, запущенного на низкие лунные орбиты (около 100 км), за короткий промежуток времени [7].

Цель работы — определение параметров низких околокруговых селеноцентрических орбит, обеспечивающих наибольшую длительность пассивного движения космического аппарата, поиск критерия стабильности орбиты, анализ орбиты Луны с помощью найденного критерия. Гравитационное поле Луны описано полиномами Лежандра до 12-й степени включительно, рассматривается гравитационное влияние от Земли и Солнца.

Используемые системы координат. Положение небесных тел определяется относительно Международной небесной системы отсчета (International Celestial Reference Frame, ICRF), оси которой незначительно ($< 0,1''$) отклонены от стандартной системы J2000.0 [8]. Направление северного полюса небесного тела определяется относительно ICRF углами α_0 прямого восхождения и δ_0 склонения (рис. 1). Прямое восхождение α_0 — длина дуги небесного экватора от точки весеннего равноденствия до круга склонения светила; склонение δ_0 — угловое расстояние на небесной сфере от плоскости небесного экватора до светила. Координата точки пересечения экватора небесного тела и экватора ICRF (восходящий узел Q) равна $\alpha_0 + \frac{\pi}{2}$. Местоположение нулевого меридиана определяется углом W , который измеряется в восточном направлении вдоль экватора тела как угол между узлом Q и точкой B (см. рис. 1). Наклон экватора планеты к небесному экватору равен $\frac{\pi}{2} - \delta_0$. При вращении планеты угол W для ее нулевого меридиана изменяется практически линейно со временем.

Однако для Луны используется другая система координат — средняя система Земля / полярная ось. Ориентация оси вращения Луны в этой системе выражается тремя углами Эйлера, которые яв-

ляются параметрами либрации Луны относительно ICRF [9]. Эти углы связаны с углами α_0 прямого восхождения и δ_0 склонения следующими формулами:

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= \varphi - 90^\circ; \\ \delta_0 &= 90^\circ - \theta; \\ W &= \psi, \end{aligned} \quad (1)$$

где φ — угол вдоль экватора ICRF, от оси X ICRF до восходящего узла лунного экватора; θ — угол наклона лунного экватора к экватору ICRF; ψ — угол вдоль лунного экватора от восходящего узла до лунного нулевого меридиана.

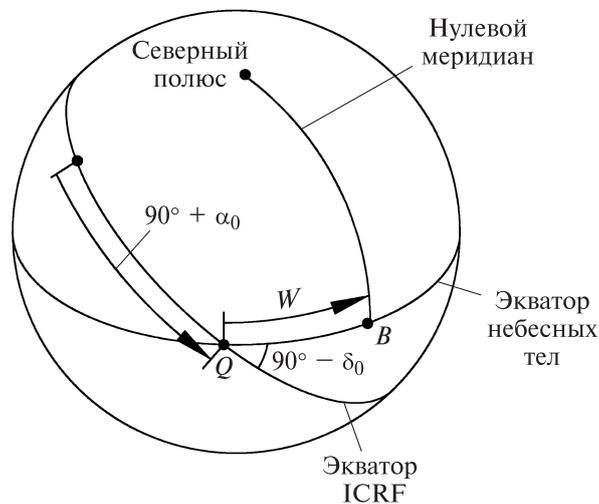


Рис. 1. Используемая система координат

Согласно рекомендуемым значениям для направления северного полюса вращения и основного меридиана Луны, α_0 и δ_0 выражаются следующими формулами [9]:

$$\begin{aligned} \alpha_0 &= 269,9949 + 0,0031T - 3,8787\sin E1 - \\ &- 0,1204\sin E2 + 0,0700\sin E3 - 0,0172\sin E4 + \\ &+ 0,0072\sin E6 - 0,0052\sin E10 + 0,0043\sin E13; \\ \delta_0 &= 66,5392 + 0,0130T + 1,5419\cos E1 + 0,0239\cos E2 - \\ &- 0,0278\cos E3 + 0,0068\cos E4 - 0,0029\cos E6 + \\ &+ 0,0009\cos E7 + 0,0008\cos E10 - 0,0009\cos E13; \\ W &= 38,3213 + 13,17635815d - 1,4 \cdot 10^{-12}d^2 + 3,5610\sin E1 + \\ &+ 0,1208\sin E2 - 0,0642\sin E3 + 0,0158\sin E4 + 0,0252\sin E5 - \end{aligned}$$

$$- 0,0066 \sin E6 - 0,0047 \sin E7 - 0,0046 \sin E8 + 0,0028 \sin E9 + \\ + 0,0052 \sin E10 + 0,0040 \sin E11 + 0,0019 \sin E12 - 0,0044 \sin E13;$$

$$E1 = 125,045 - 0,0529921d; \quad E2 = 250,089 - 0,1059842d;$$

$$E3 = 260,008 + 13,0120009d; \quad E4 = 176,625 + 13,3407154d;$$

$$E5 = 357,529 + 0,9856003d; \quad E6 = 311,589 + 26,4057084d;$$

$$E7 = 134,963 + 13,0649930d; \quad E8 = 276,617 + 0,3287146d;$$

$$E9 = 34,226 + 1,7484877d; \quad E10 = 15,134 - 0,1589763d;$$

$$E11 = 119,743 + 0,0036096d; \quad E12 = 239,961 + 0,1643573d;$$

$$E13 = 25,053 + 12,9590088d,$$

где T — интервал в юлианских веках (365 25 дней) от стандартной эпохи ($JD = 2\,451\,545,0$, т. е. 12 часов 1 января 2000 TDB); d — интервал в днях от стандартной эпохи.

Для преобразования радиус-вектора КА \mathbf{R}_{ICRF} из системы ICRF в лунную вращательную систему координат \mathbf{R}_L используется следующая матрица перехода \mathbf{T} :

$$\mathbf{R}_L = \mathbf{T} \cdot \mathbf{R}_{ICRF};$$

$$\mathbf{T} = \mathbf{R}_z(W) \cdot \mathbf{R}_x\left(\frac{\pi}{2} - \delta_0\right) \cdot \mathbf{R}_z\left(\frac{\pi}{2} + \alpha_0\right), \quad (2)$$

где \mathbf{R}_z и \mathbf{R}_x — матрицы вращения относительно осей z и x соответственно; $\mathbf{R}_z(W)$ — матрица вращения Луны.

Такое преобразование вызовет проблемы при изучении движения

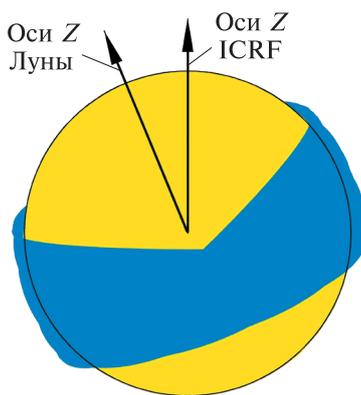


Рис. 2. Изменение наклона орбиты, вызванное дрейфом долготы восходящего узла

КА в плоскости экватора Луны, так как наклонение орбиты в системе ICRF не равно нулю. Кроме того, из-за влияния других возмущений на движение спутника (таких как возмущение гравитации Луны высокого порядка) будет существовать дрейф долготы восходящего узла, в результате чего орбитальная плоскость спутника будет вращаться вокруг оси вращения Луны. Это приведет к изменению наклона спутника в системе ICRF (рис. 2), что неудобно для будущих исследований.

Поскольку возмущение от третьего тела записывается в системе координат

ICRF, а возмущающее ускорение от нецентрального гравитационного поля Луны — во вращательной системе координат Луны, то, чтобы упростить задачу, вычисления выполняются в промежуточной системе координат. Матрица преобразования системы ICRF в промежуточную систему имеет следующий вид:

$$\mathbf{T}' = \mathbf{R}_x\left(\frac{\pi}{2} - \delta_0\right) \cdot \mathbf{R}_z\left(\frac{\pi}{2} + \alpha_0\right). \quad (3)$$

Гравитация Луны. Исследование гравитационного поля Луны началось в 1966 г., когда советская станция «Луна-10» довольно точно определила гравитационное сжатие Луны по анализу 460 витков [10]. Точная модель гравитационного поля Луны очень сложна, ее записывают в виде ряда, членами которого являются полиномы и присоединенные функции Лежандра [11]:

$$U(\varphi, \lambda, r) = \frac{\mu}{r} \left(1 + \sum_{n=2}^{N_{\max}} \sum_{m=0}^n \left(\frac{r_0}{r}\right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \right), \quad (4)$$

где φ, λ, r — сферические координаты спутника в селеноцентрической системе координат; μ — гравитационная постоянная Луны; $N_{\max} = 12$; r_0 — средний экваториальный радиус Луны; $\bar{P}_{nm}(\sin \varphi)$ — присоединенные функции Лежандра порядка m степени n ; $\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm}$ — нормированные безразмерные коэффициенты разложения геопотенциала Луны; $\sin \varphi = \frac{z}{r}$; $\sin \lambda = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}$.

Точность модели гравитационного потенциала Луны зависит от количества учитываемых членов. В данной работе для описания гравитационного поля Луны использована модель LP165P [12, 13]. Из всех моделей, существующих на настоящее время, модель LP165P является наиболее точной. Она основана на данных, полученных от следующих КА:

- 1) Lunar Orbital 1–5 (радиоконтроль);
- 2) Apollo 15 и Apollo 16 (подспутники);
- 3) Clementine;
- 4) Lunar Prospector (все данные).

Гравитационное поле Луны намного сложнее земного. Например, для Земли коэффициент $J_2 = -4,841 \cdot 10^{-4}$, а коэффициенты выше J_3 имеют порядок менее 10^{-7} . Для Луны коэффициенты гравитационного поля $J_2 = -9,093 \cdot 10^{-5}$, $J_3 = -3,2035 \cdot 10^{-6}$, $J_4 = 3,1973 \cdot 10^{-6}$ и да-

же $J7 = 5,6222 \cdot 10^{-6}$ мало отличаются друг от друга, поэтому расчет влияния лунного гравитационного поля нельзя проводить только для первой гармоники.

Влияние возмущений от Земли и Солнца. Для спутников на лунной орбите возмущениями от Земли и Солнца нельзя пренебрегать. В данной работе рассматривается движение КА в рамках ограниченной задачи четырех тел (две системы трех тел: Земля — Луна — КА и Солнце — Луна — КА).

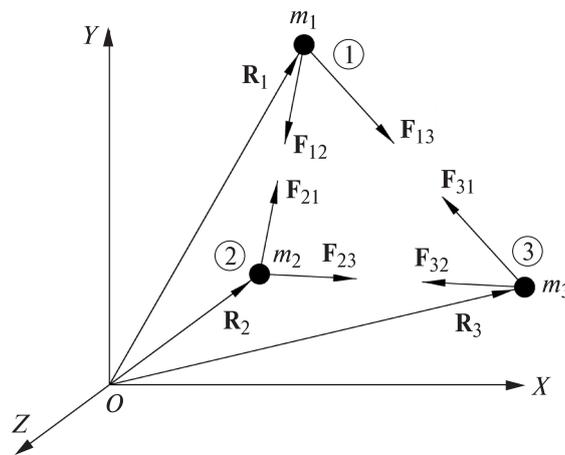


Рис. 3. Система трех тел (инерциальная система отсчета)

Каждая масса из системы трех тел испытывает силу гравитационного притяжения со стороны других членов системы. Как показано на рис. 3, со стороны тел 2 и 3 на тело 1 действуют силы F_{12} и F_{13} соответственно [14]. В свою очередь, на тело 2 действуют аналогичные силы F_{21} и F_{23} , а на тело 3 — силы F_{31} и F_{32} . Эти гравитационные силы определяются системой уравнений

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{12} = -\mathbf{F}_{21} \frac{Gm_1m_2(\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1)}{\|\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1\|^3}; \\ \mathbf{F}_{13} = -\mathbf{F}_{31} \frac{Gm_1m_3(\mathbf{R}_3 - \mathbf{R}_1)}{\|\mathbf{R}_3 - \mathbf{R}_1\|^3}; \\ \mathbf{F}_{23} = -\mathbf{F}_{32} \frac{Gm_2m_3(\mathbf{R}_3 - \mathbf{R}_2)}{\|\mathbf{R}_3 - \mathbf{R}_2\|^3}. \end{cases} \quad (5)$$

Относительно инерциальной системы отсчета ускорения тел вычисляются как

$$\mathbf{a}_i = \ddot{\mathbf{R}}_i, i = 1, 2, 3,$$

где \mathbf{R}_i — вектор абсолютного положения тела i .

Таким образом, на примере тела 1 можно получить следующее уравнение движения:

$$\mathbf{F}_{12} + \mathbf{F}_{13} = m_1 \mathbf{a}_1. \quad (6)$$

Подставляя уравнения (5) в (6), получим

$$\mathbf{a}_1 = \frac{Gm_2(\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1)}{\|\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1\|^3} + \frac{Gm_3(\mathbf{R}_3 - \mathbf{R}_1)}{\|\mathbf{R}_3 - \mathbf{R}_1\|^3}. \quad (7)$$

Примем, что ускорение возмущения тела 1 (предположительно, спутника) в ограниченной задаче четырех тел имеет вид

$$\mathbf{a}_i = \sum_{i=1}^{n=2} \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{(\mathbf{r}_i - \mathbf{r})^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{r_i^3} \right), \quad (8)$$

где μ_i , \mathbf{r}_i — гравитационные параметры и радиус-векторы Солнца и Земли; \mathbf{r} — селеноцентрический радиус-вектор КА (рис. 4).

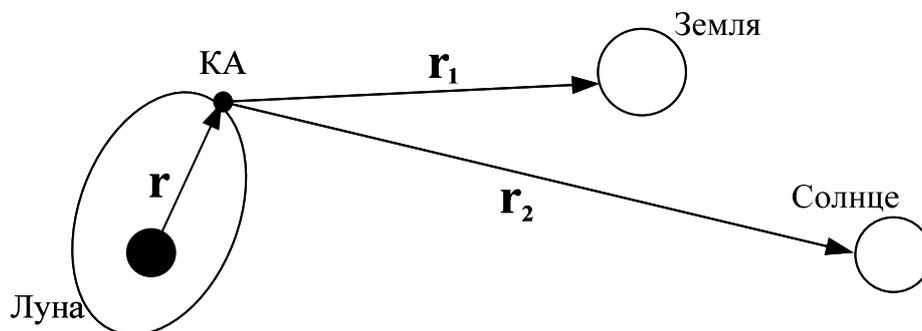


Рис. 4. Схема ускорений от притяжения в системе КА — Луна — Земля — Солнце

Результаты моделирования. В расчетах задействованы нецентральное гравитационное поле Луны, описываемое полиномами Лежандра до 12-й степени включительно, и возмущения от гравитации Солнца и Земли, положение которых определяют по эфемеридам DE405.

Рассмотрим результаты моделирования пассивного движения спутников Луны с различными начальными параметрами орбиты. Длительность моделирования для всех вариантов начальных условий составляет 180 дней. Используются два критерия стабильности орбиты спутника:

K_{1A} — норма пространства непрерывных функций для какого-либо параметра орбиты A ,

$$K_{1A} = \sqrt{\frac{\sum_{i=0}^n (A_i - A_0)^2}{n}} = \sigma A,$$

где n — количество точек расчета;

K_{2A} — абсолютное максимальное отклонение от заданного значения какого-либо параметра орбиты A ,

$$K_{2A} = |A_i - A_0|_{\max} = \Delta A_{\max}.$$

Критерий K_1 отражает степень разброса параметра, критерий K_2 — максимальное отклонение параметра.

В качестве анализируемых фазовых координат взяты высота h периселения, эксцентриситет e , наклонение i и аргумент ω перицентра орбиты. Для высоты h селеноцентрической орбиты дополнительно выполняется нормализация по формулам:

$$K_1^* = \frac{K_1}{h} = \frac{\sigma H}{h}, \quad K_2^* = \frac{K_2}{h} = \frac{\Delta H_{\max}}{h}.$$

При проведении анализа стабильности орбит наклонение изменялось в диапазоне $0 \dots 180^\circ$, а долгота восходящего узла и аргумент перицентра — $0 \dots 360^\circ$. Высота исходной круговой орбиты равна 100 км. Кроме того, в расчете учитываются разные эпохи. Расчет прекращается, когда спутник падает на поверхность Луны, т. е. $K_2^* = 1$. На рис. 5 показаны эволюции кеплеровских элементов орбиты при $i_0 = 76^\circ$, $\Omega_0 = 0^\circ$. Видно, что большая полуось практически не изменяется, а долгота восходящего узла постепенно уменьшается.

Вариант 1 исходных данных: $h = 100$ км, $\Omega = 45^\circ$, $\omega = 0 \dots 360^\circ$, $i = 0 \dots 180^\circ$, $e = 0$ (рис. 6).

Очевидно, что изменение аргумента перицентра мало влияет на результаты расчета, для круговых орбит аргумент ω перицентра или аргумент u широты не играют важной роли в долгосрочном анализе и прогнозировании орбиты. Это четко прослеживается на графиках, приведенных на рис. 7. Данный вывод также подходит для случая, когда Ω изменяется от 0 до 360° . Результаты в данном случае не повторяются.

Ниже для удобства расчета и сравнения берем $\omega = 0^\circ$ и наблюдаем критерии стабильностей орбит. Этот подход оказался наиболее рациональным и для выполнения последующих расчетов.

Вариант 2 исходных данных: $h = 100$ км, $\Omega = 45^\circ$, $\omega = 0^\circ$, $i = 0 \dots 180^\circ$, $e = 0$ (рис. 8).

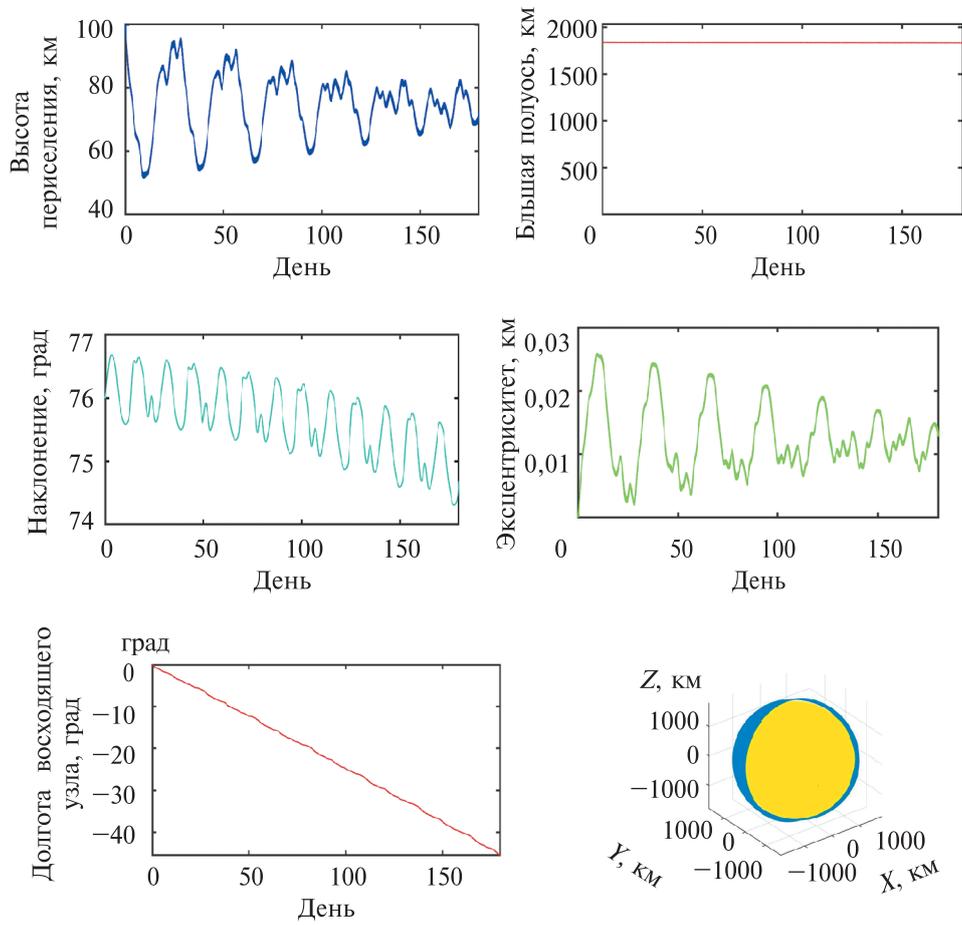


Рис. 5. Эволюции кеплеровских элементов КА Луны при $i_0 = 76^\circ$, $\Omega_0 = 0^\circ$

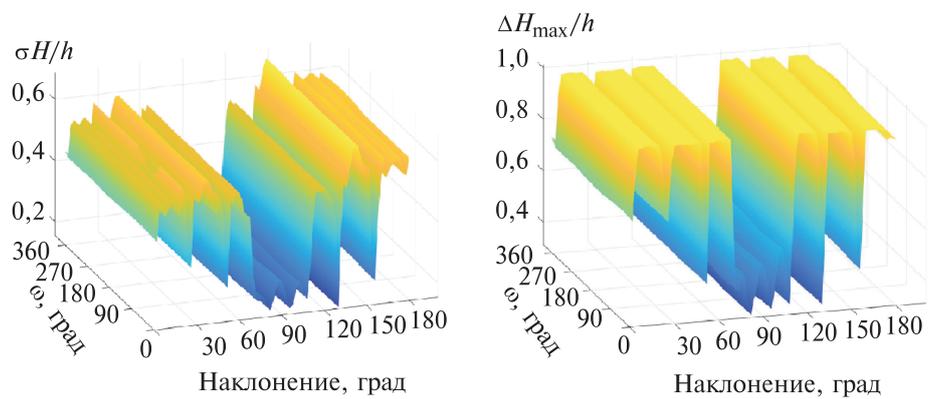


Рис. 6 (начало). Вариант 1, изолинии критериев K_{1h}^* , K_{2h}^* , K_{1e} , K_{2e} , K_{1i} , K_{2i} при изменении ω

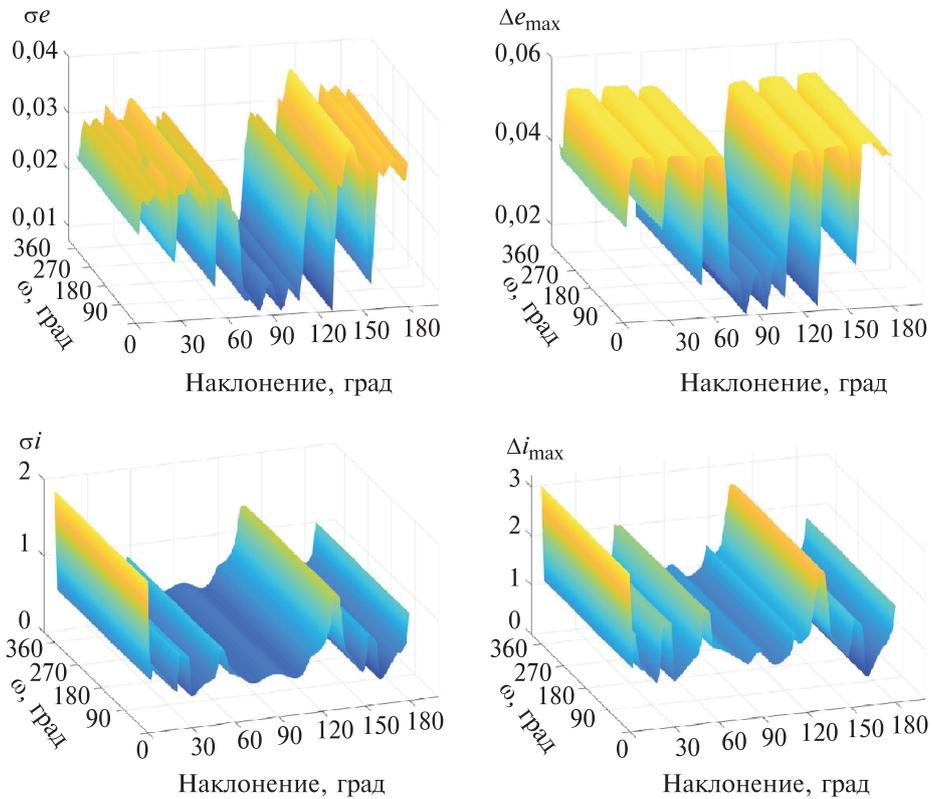


Рис. 6 (окончание). Вариант 1, изолинии критериев K_{1h}^* , K_{2h}^* , K_{1e} , K_{2e} , K_{1i} , K_{2i} при изменении ω

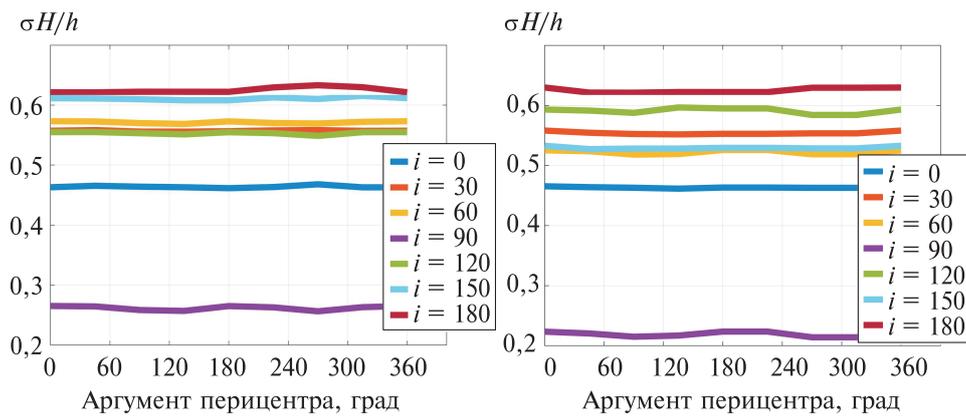


Рис. 7. Изменения критерия K_{1h}^* :
 $a - \Omega = 45^\circ$; $b - \Omega = 90^\circ$

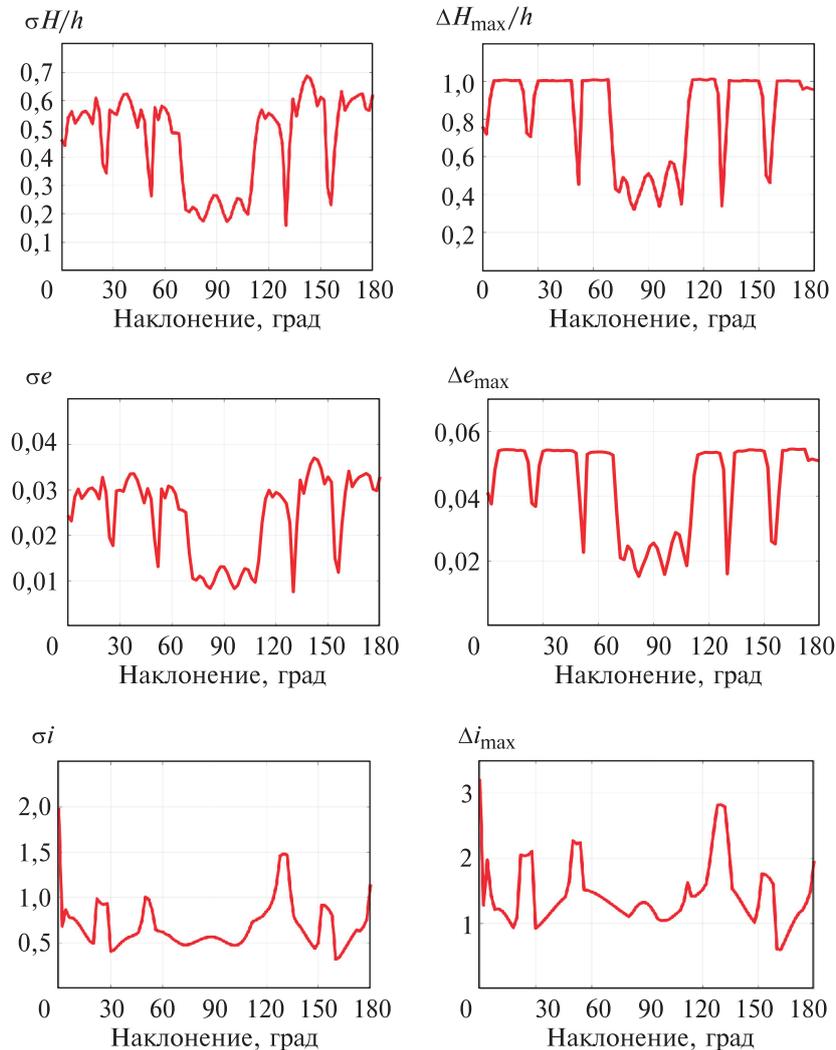


Рис. 8. Вариант 2, критерии K_{1h}^* , K_{2h}^* , K_{1e} , K_{2e} , K_{1i} , K_{2i} при $\omega = 0$ град

Согласно данным на рис. 6–8, можно сделать следующие выводы.

1. Тенденции критериев K_1 и K_2 практически одинаковы для каждого оцененного параметра.

2. Ввиду неизменной большой полуоси и линейной зависимости между высотой h периселения и эксцентриситетом e результаты оценки их критериев схожи. В дальнейшем можно пренебречь оценкой эксцентриситета.

3. Существуют четыре экстремальных значения при наклонении орбиты от 0 до 90°, что свидетельствует о хорошей устойчивости орбит (т. е. малые K_1 и K_2). Значения этих четырех наклонений орбиты близки к теоретическим значениям замороженной орбиты Луны, описанной в работах [4–6]. А в диапазоне 90...180° имеются допол-

нительные углы наклона данных орбит там, где они более стабильны.

4. Изменение наклона орбиты очень мало и составляет всего несколько градусов. Чем больше время существования спутника, тем больше изменяется наклонение орбиты. Тенденции критериев оценки устойчивости для наклона орбиты приблизительно противоположны тенденциям критериев высоты периселения и эксцентриситета.

Рассмотрим критерии оценки параметров орбиты при изменении Ω от 0 до 360° , когда $\omega = 0^\circ$.

Вариант 3 исходных данных: $h = 100$ км, $\Omega = 0 \dots 360^\circ$, $\omega = 0^\circ$, $i = 0 \dots 180^\circ$, $e = 0$ (рис. 9).

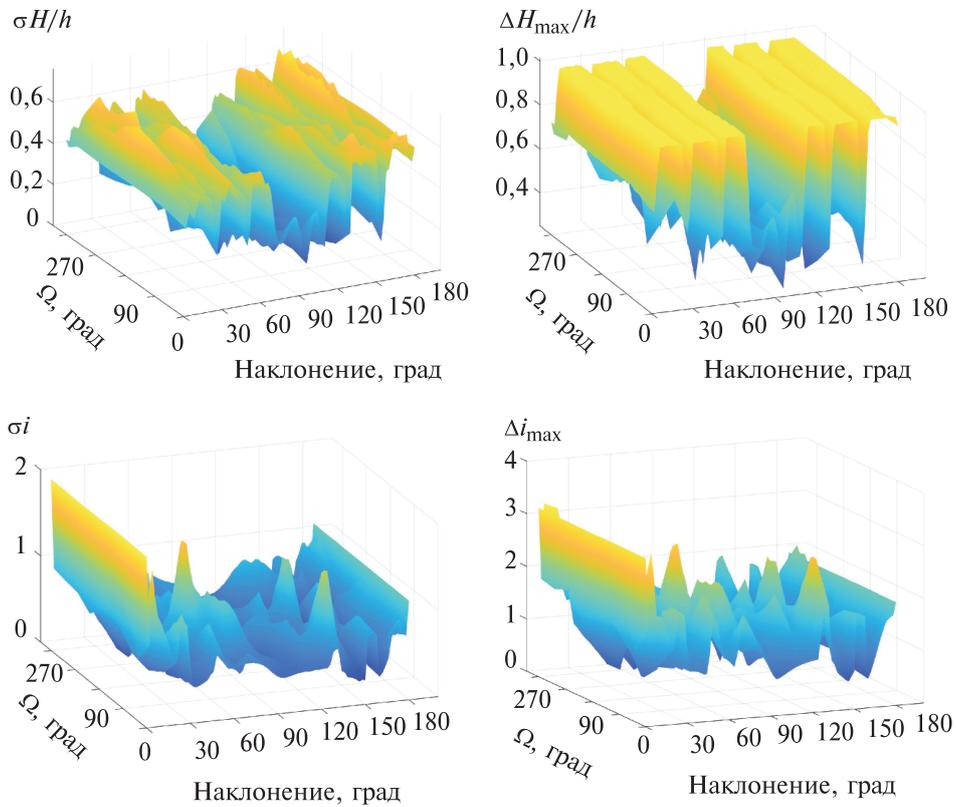


Рис. 9. Вариант 3, критерии K_{1h}^* , K_{2h}^* , K_{1e} , K_{2e} , K_{1i} , K_{2i} при изменении Ω

При изменении Ω тенденции критериев оценки параметров орбит практически одинаковы. Небольшие различия вызваны асимметрией лунного ландшафта и асимметрией гравитации третьего тела. Они повторяются в течение длительных периодов движения спутника Луны.

На рис. 10 видно, что для каждого набора данных (т. е. для каждого значения Ω) существуют минимальные значения критерия оцен-

ки устойчивости, которые немного различаются. Это можно видеть и на рис. 7. Когда наклонение орбиты составляет около $70\dots 110^\circ$, значения критериев оценки устойчивости меняются скачкообразно, но все-таки спутники могут существовать стабильно.

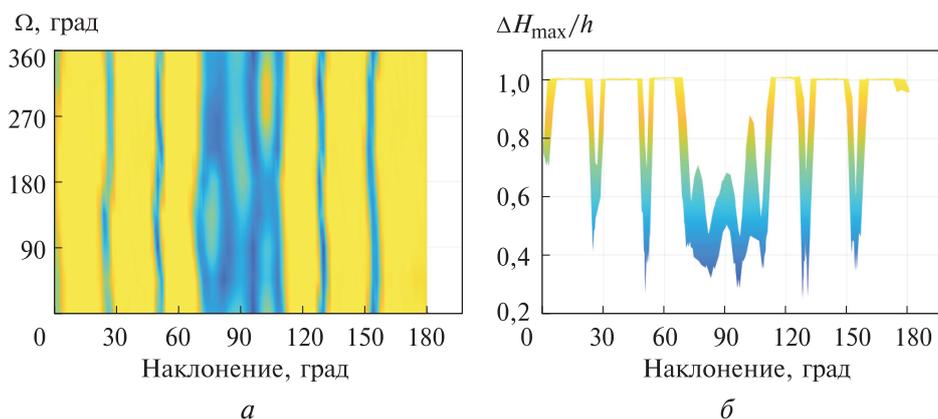


Рис. 10. Вариант 3, график критерия K_{2h}^* , вид сверху (а) и спереди (б)

В расчете и при анализе варианта 3 учтены возмущения гравитации третьего тела. Теперь рассмотрим результаты моделирования без учета этих возмущений.

Вариант 4 исходных данных: $h = 100$ км, $\Omega = 0\dots 360^\circ$, $\omega = 0^\circ$, влияние Солнца и Земли не учитывается (рис. 11).

Результаты расчета похожи на предыдущие, что позволяет сделать аналогичные выводы: влияние на спутник Луны со стороны третьего тела существует, но на исследуемой высоте орбиты оно будет незначительным.

Разные эпохи влияют на положение небесных тел в инерциальной системе координат, а также на матрицу вращения $\mathbf{Rz}(W)$, однако

их влияние на $\mathbf{Rx}\left(\frac{\pi}{2} - \delta_0\right)$ и $\mathbf{Rz}\left(\frac{\pi}{2} + \alpha_0\right)$ невелико. Матрица вращения

$\mathbf{Rz}(W)$ аналогична понятию звездного времени для Земли, которое характеризует угол поворота нулевого меридиана Луны в инерциальной системе координат относительно оси X . Это позволяет представлять разные орбиты с использованием разных значений Ω в одну и ту же эпоху. Поэтому вышеприведенные наборы результатов (варианты 1–4 исходных данных) могут объяснить движение спутников под влиянием нецентрального гравитационного поля Луны и возмущения от Земли и Солнца.

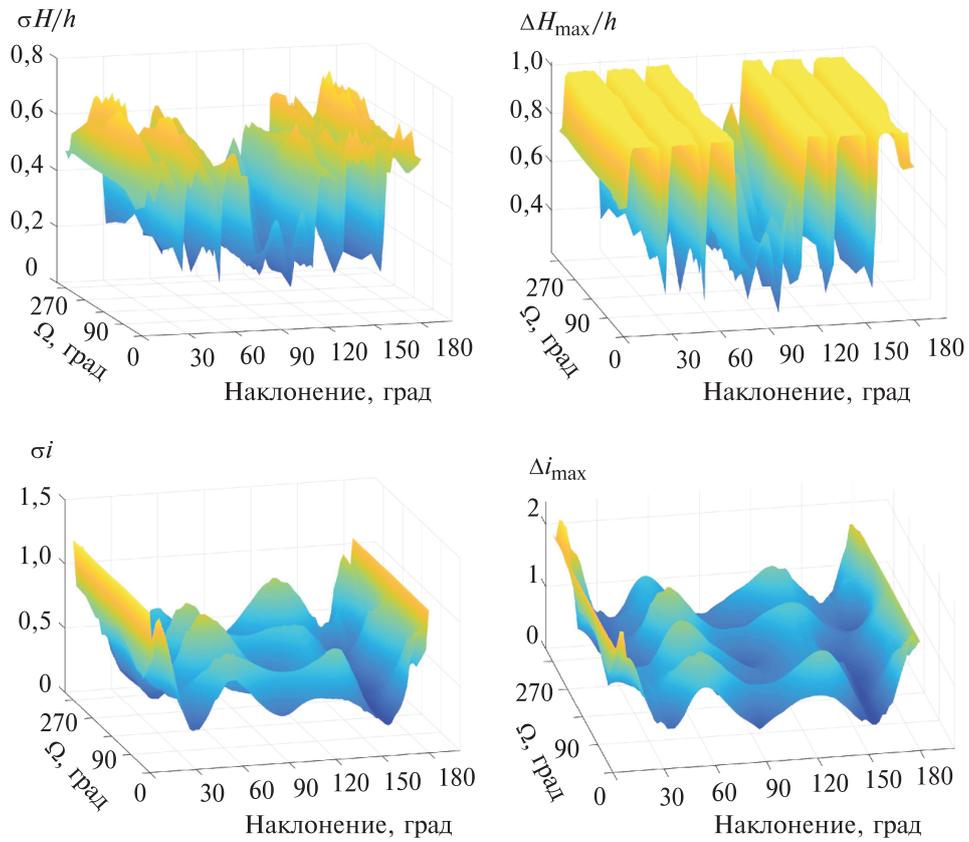


Рис. 11. Вариант 4, критерии K_{1h}^* , K_{2h}^* , K_{1i} , K_{2i} при изменении Ω без учета влияния Солнца и Земли

Вариант 5 исходных данных: $h = 100$ км, $\Omega = 0 \dots 360^\circ$, $\omega = 0^\circ$, $i = 0 \dots 180^\circ$, $e = 0$, разные эпохи (JD) (рис. 12).

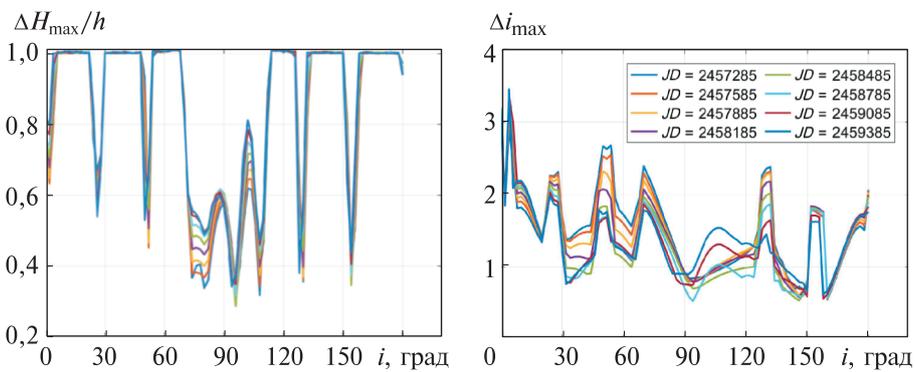


Рис. 12. Вариант 5, критерии K_{2h}^* и K_{2i} при разных эпохах

Очевидно, для каждой конкретной эпохи все еще существуют различия в значениях критериев оценки орбит. Чтобы показать эти различия при $\Omega = 0^\circ$ и $\omega = 0^\circ$, вычислим ряд орбит с разными эпохами. Здесь оцениваем только K_{2h}^* и K_{2i} . На рис. 12 показано, что с учетом эфемерид Земли и Луны тенденции изменения критерия орбитальной устойчивости K_{2h}^* и K_{2i} в разные эпохи аналогичны случаю, когда изменяется только Ω .

Дрейф долготы восходящего узла. Важным результатом влияния неоднородного гравитационного поля Луны на КА является изменение поворота плоскости орбиты в инерциальном пространстве. Это приводит к дрейфу долготы восходящего узла орбиты. Тогда, с учетом уравнения (4) и уравнения возмущения Лагранжа, дрейф круговой орбиты

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{1}{na^2(1-e^2)^{1/2} \sin i} \left(\frac{\partial U}{\partial i} \right). \quad (9)$$

Проанализируем скорость изменения долготы восходящего узла, используя вариант 4 исходных данных. Наклонения орбит, равные 0 и 180°, исключим, чтобы избежать искажений (рис. 13).

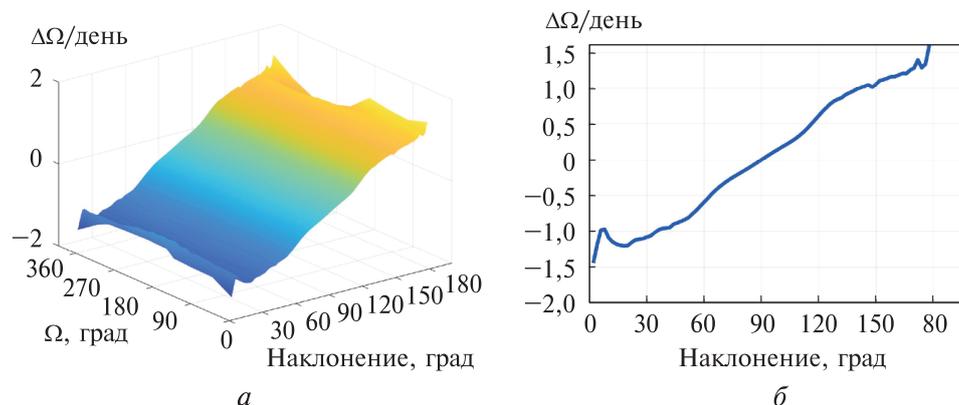


Рис. 13. Дрейф долготы восходящего узла, $\Delta\Omega/\text{день}$

Из рис. 13, *a* видно, что скорость изменения долготы восходящего узла слабо связана с исходными данными. На рис. 13, *б* приведен график дрейфа долготы при $\Omega = 0^\circ$. Можно заметить, что скорость изменения Ω почти пропорциональна наклонению орбиты, ее кривая симметрична относительно 90° , а сама скорость при 90° не изменяется.

Заключение. Проанализирована стабильность низких селеноцентрических орбит с учетом неоднородного гравитационного поля Луны и возмущающих факторов от Земли и Солнца. В диапазоне прямых орбит обнаружены наклонения орбит, составляющие 27 и 50°, и околополярные орбиты (80...90°), на которых космические аппараты

могут поддерживать высоту в течение длительного периода времени и не сильно колеблются. Эти орбиты достаточно стабильны по высоте и наклонению, но долгота восходящего узла у них постоянно изменяется. Анализ дрейфа долготы восходящего узла обеспечивает теоретическую поддержку выбора корректирующих двигателей спутников для наблюдения Луны в будущем.

На орбитах с наклонением 27° и 50° спутники смогут находиться не более одного года, поскольку такая орбита со временем значительно отклоняется от первоначальной. При определенном наклонении движение спутника станет неустойчивым, что в конечном счете приведет к его падению. Рассчитано критическое для стабильности наклонение орбиты высотой 100 км, аналогичные результаты получены для высот 120 и 60 км. Для расчета модели гравитационного поля Луны применялись сферические гармоники порядка до 20-й степени, однако полученные результаты оказались не намного точнее, а время расчета значительно увеличилось.

Два критерия устойчивости орбиты, предложенные авторами, наглядно отражают изменения параметров орбиты, что полезно при анализе устойчивости орбит спутников.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Chongrui D., Koryanov V.V., Danhe C. Analysis of Orbital Movement Lunar Orbital Station. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 630, no. 1, art. 012027.
- [2] Goff J. *Lunar Orbital Facility Location Options*. URL: <https://selenianboondocks.com/2016/04/lunar-orbital-facility-location-options> (дата обращения 10.11.2019).
- [3] Meyer K.W., Buglia J.J., Desai P.N. Lifetimes of lunar satellite orbits. *NASA STI/Recon*, Technical Report N-TP-3394 94, 27771, 1994.
- [4] Lara M., Ferrer S., De Saedeleer B. Lunar analytical theory for polar orbits in a 50-degree zonal model plus third-body effect. *Journal of Astronautical Sciences*, 2009, vol. 57, no. 3, pp. 561–577.
- [5] Ely T.A. Stable constellations of frozen elliptical inclined lunar orbits. *Journal of Astronautical Sciences*, 2005, vol. 53, no. 3, pp. 301–316.
- [6] Carvalho J.P.S., De Moraes R.V., Prado A. Some orbital characteristics of lunar artificial satellites. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2010, vol. 108, no. 4, pp. 371–388.
- [7] Bell T.E. Bizarre Lunar Orbits. *Science@NASA*. URL: <https://selenianboondocks.com/2016/04/lunar-orbital-facility-location-options> (дата обращения 15.11.2019).
- [8] Archinal B.A., A'Hearn M.F., Bowell E., Conrad A., Consolmagno G.J., Courtin R., Fukushima T., Hestroffer D., Hilton J.L., Krasinsky G.A., Neumann G., Oberst J., Seidelmann P.K., Stooke P., Tholen D.J., Thomas P.C., Williams I.P. Report of the IAU working group on cartographic coordinates and rotational elements: 2009. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2011, vol. 109, no. 2, pp. 101–135.
- [9] GB/T 30112–2013. *The Lunar Coordinate System. National Standard of the People's Republic of China*. Beijing: Standards Press of China, 2013.

- [10] Пугачева С.Г., Шевченко В.В. Гравитационные аномалии на Луне. *Матер. Междунар. конф. «ИнтерКарто/ИнтерГИС»*, 2016, т. 1, № 21, с. 514–521.
- [11] Song Y.J., Kim B.Y. Evaluating high-degree-and-order gravitational harmonics and its application to the state predictions of a lunar orbiting satellite. *Journal of Astronomy and Space Sciences*, 2015, vol. 32, no. 3, pp. 247–256.
- [12] Gupta S., Ram K.S. Effect of Altitude, Right Ascension of Ascending Node and Inclination on Lifetime of Circular Lunar Orbits. *International Journal of Astronomy and Astrophysics*, 2011, vol. 1, no. 3, pp. 155–163.
- [13] 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, vol. 150, no. 1, pp. 1–18.
- [14] Curtis H.D. *Orbital mechanics for engineering students*. Butterworth–Heinemann, Oxford, 2009, pp. 587–590.

Статья поступила в редакцию 17.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ду Чунжуй, Старинова О.Л. Анализ стабильности низких селеноцентрических орбит. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 10.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-10-2023>

Ду Чунжуй — аспирант кафедры «Динамика полета и систем управления» Самарского университета. e-mail: ducru1@yandex.ru

Старинова Ольга Леонардовна — д-р техн. наук, профессор кафедры «Динамика полета и систем управления» Самарского университета. e-mail: solleo@mail.ru

Low selenocentric orbits stability analysis

© Du Chongrui, O.L. Starinova

Samara University, Samara, 443086, Russia

The tasks of studying the Moon require long-term functioning space systems. Most of the low selenocentric orbits are known to be unstable, which requires a propellant to maintain the orbital structure. For these orbits, the main disturbing factors are the off-center gravitational field of the Moon and the gravity of the Earth and the Sun. This paper analyzes the stability of low selenocentric orbits according to passive motion modeling and takes into account these main disturbing factors. We put forward a criterion for determining the stability of the orbit and used it to analyze the circular orbit of the Moon at an altitude of 100 kilometers. According to different initial data and different dates, we obtained ranges of the Moon's orbits with good stability. At the same time, we analyzed the rate of change in the longitude of the ascending node, and found a stable low lunar orbit which can operate for a long time.

Keywords: selenocentric orbit, passive motion modeling, stable lunar orbit, stability criterion

REFERENCES

- [1] Chongrui D., Koryanov V.V., Danhe C. Analysis of Orbital Movement Lunar Orbital Station. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2019, vol. 630, art. 012027.
- [2] Goff J. *Lunar Orbital Facility Location Options*. Available at: <https://selenianboondocks.com/2016/04/lunar-orbital-facility-location-options> (accessed November 10, 2019).
- [3] Meyer K.W., Buglia J.J., Desai P.N. Lifetimes of lunar satellite orbits. *NASA STI/Recon*, Technical Report N-TP-3394 94, 27771, 1994.
- [4] Lara M., Ferrer S., De Saedeleer B. Lunar analytical theory for polar orbits in a 50-degree zonal model plus third-body effect. *Journal of the Astronautical Sciences*, 2009, vol. 57, no. 3, pp. 561–577.
- [5] Ely T.A. Stable constellations of frozen elliptical inclined lunar orbits. *Journal of Astronautical Sciences*, 2005, vol. 53, no. 3, pp. 301–16.
- [6] Carvalho J.P.S., De Moraes R.V., Prado A. Some orbital characteristics of lunar artificial satellites. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2010, vol. 108, no. 4, pp. 371–388.
- [7] Bell T.E. Bizarre Lunar Orbits. *Science@NASA*. Available at: <https://selenianboondocks.com/2016/04/lunar-orbital-facility-location-options> (accessed November 15, 2019).
- [8] Archinal B.A., A'Hearn M.F., Bowell E., Conrad A., Consolmagno G.J., Courtin R., Fukushima T., Hestroffer D., Hilton J.L., Krasinsky G.A., G. Neumann, J. Oberst, P.K. Seidelmann, P. Stooke, D.J. Tholen, P.C., Thomas, I.P. Williams. Report of the IAU working group on cartographic coordinates and rotational elements: 2009. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2011, vol. 109, no. 2, pp. 101–135.
- [9] GB/T 30112-2013. The lunar coordinate system. *National Standard of the People's Republic of China*. Beijing: Standards Press of China, 2013.
- [10] Pugacheva S.G., Shevchenko V.V. Gravitatsionnye anomalii na Lune [Gravitational anomalies on the Moon]. *Materialy Mezhdunarodnoy konferentsii «Inter-*

- Karto / InterGIS»* [Proceedings of the International Conference “InterCarto / InterGIS”], 2016, vol. 1, no. 21, pp. 514–521.
- [11] Song Y.J., Kim B.Y. Evaluating high-degree-and-order gravitational harmonics and its application to the state predictions of a lunar orbiting satellite. *J. of Astronomy and Space Sciences*, 2015, vol. 32, no. 3, pp. 247–256.
- [12] Gupta S., Ram K.S. Effect of Altitude, Right Ascension of Ascending Node and Inclination on Lifetime of Circular Lunar Orbits. *International Journal of Astronomy and Astrophysics*, 2011, vol. 1, no. 3, pp. 155–163.
- [13] 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, vol. 150, no. 1, pp. 1–18.
- [14] Curtis H.D. *Orbital mechanics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2013, pp. 587–590.

Du Chongrui, post-graduate student, Department of Flight Dynamics and Control Systems, Samara University. e-mail: ducru@yandex.ru

Starinova O.L., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Flight Dynamics and Control Systems, Samara University. e-mail: solleo@mail.ru