

УДК 521.176

Ю. В. Александров

Харківський національний університет ім. В. Н. Каразіна

ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ ПО ПРОЕКТУ «УКРСЕЛЕНА»

Розглянуто питання стійкості орбіти штучного супутника Місяця за проектом «Укрселена» щодо збурювальної дії на нього Землі та Сонця. Зроблено рекомендації відносно вибору довготи вузла орбіти та моменту виходу КА на орбіту ШСМ стосовно взаємного положення Землі та Місяця.

В [3, 4] содержатся предложения по созданию украинского искусственного спутника Луны «Укрселена». Основными задачами спутника предполагаются глобальная съемка поверхности Луны в миллиметровом диапазоне с помощью локатора бокового обзора и спектрополяриметрическое исследование лунной поверхности в ультрафиолетовой и видимой областях спектра. Орбита спутника должна иметь высоту в периселении 200 км и период оборота шесть часов, чему соответствует эксцентриситет орбиты, близкий к 0.5. Наклонение орбиты к плоскости лунного экватора должно быть $90 \pm 2^\circ$.

Основным возмущающим фактором, влияющим на движение ИСЛ, является возмущающее действие Земли. Как известно [1], в системе координат x', y', z' , отнесенной к плоскости орбиты возмущающего тела, имеет место первый интеграл

$$(1 - \bar{e}'^2) \cos^2 \bar{i}' = c_1, \quad (1)$$

где \bar{e}' — эксцентриситет возмущаемой орбиты, \bar{i}' — ее наклонение с учетом только вековых возмущений. В координатах $u = \cos^2 \bar{i}'$ и $v = 1 - \bar{e}'^2$ изображающая точка описывает дугу равнобочной гиперболы $uv = c_1$ в пределах единичного квадрата (рис. 1). При значении $c_1 \ll 1$ (в частности при \bar{i}' , близком к 90°) это означает, что возмущаемая орбита может быть существенно неустойчивой. Поэтому представляет инте-

рес исследовать возмущенное движение ИСЛ на орбите с параметрами, предложенными в проекте «Укрселена».

В каждом конкретном случае границы изменения эксцентриситета будут определяться еще одним первым интегралом

$$\bar{e}'^2 \left(\frac{2}{5} - \sin^2 \bar{\omega}' \sin^2 \bar{i}' \right) = c_2, \quad (2)$$

откуда следует, что желательно иметь значение перицентрального расстояния $\bar{\omega}'$, близкое к 0° или 180°

Для дальнейшего анализа создаваемых Землей возмущений элементов орбиты ИСЛ воспользуемся системой уравнений для этих возмущений, полученной М. Л. Лидовым [2]:

$$\begin{aligned} \delta e &= -5Ae\sqrt{1-e^2}\beta_3, \\ \delta\Omega &= A[(1+4e^2)\beta_5 \sin \omega + \\ &+ (1-e^2)\beta_4 \cos \omega] / \sqrt{1-e^2} \sin i, \\ \delta i &= A[(1+4e^2)\beta_5 \cos \omega - \\ &- (1-e^2)\beta_4 \sin \omega] / \sqrt{1-e^2}, \\ \delta\omega &= A\sqrt{1-e^2} \times \\ &\times (4\beta_1 - \beta_2 - 1) - \delta\Omega \cos i. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь элементы орбиты отнесены к системе координат x, y, z , связанной с лунным эквато-

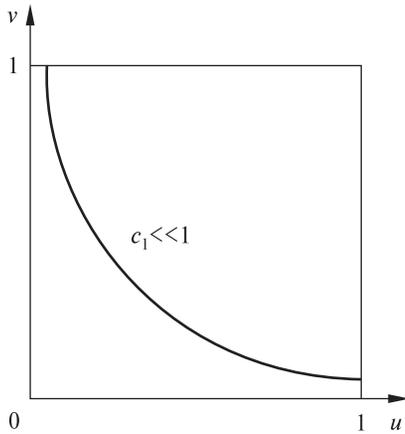


Рис. 1. Эволюция орбиты в фазовой плоскости $u = \cos^2 \bar{i}'$ и $v = 1 - \bar{e}'^2$

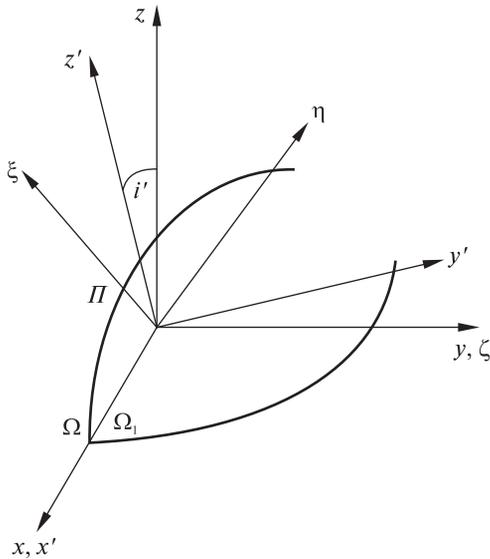


Рис. 2. Системы селеноцентрических координат: x, y, z — экваториальная; x', y', z' — отнесенная к плоскости земной орбиты; ξ, η, ζ — орбитальная ИСЛ

ром (рис. 2). Коэффициенты β суть: $\beta_1 = k_1^2, \beta_2 = k_2^2, \beta_3 = k_1 k_2, \beta_4 = k_2 k_3, \beta_5 = k_1 k_3$, а величины k_1, k_2 и k_3 — это направляющие косинусы радиуса-вектора возмущающего тела \bar{r}_1 в орбитальной системе координат ИСЛ (ξ, η, ζ). Нормировочный коэффициент

$$A = 3\pi \frac{m_1}{m} \left(\frac{a}{r_1} \right)^3, \quad (4)$$

где m_1 и m — массы возмущающего и центрального тел соответственно, a — большая полуось орбиты спутника. Система уравнений (3) получена при учете только первого члена в разложении возмущающего потенциала по степеням отношения a/r_1 и в предположении, что вектор \bar{r}' постоянен за время оборота спутника по орбите.

Запишем также систему уравнений, определяющих вековые изменения элементов орбиты спутника в системе координат x', y', z' :

$$\delta \bar{e}' = \frac{5}{4} A e \sqrt{1 - \bar{e}'^2} \sin^2 \bar{i}' \sin 2\bar{\omega}',$$

$$\delta \bar{\Omega}' = -\frac{1}{2} A \frac{\cos \bar{i}'}{\sqrt{1 - \bar{e}'^2}} \times$$

$$\times (1 - \bar{e}'^2 + 5 \sin^2 \bar{\omega}') \quad (5)$$

$$\delta \bar{i}' = -\frac{5}{4} A \bar{e}'^2 \sin 2\bar{i}' \sin 2\bar{\omega}'$$

$$\delta \bar{\omega}' = \frac{1}{2} A [5 \cos^2 \bar{i}' \sin^2 \bar{\omega}' + (1 - \bar{e}'^2)(2 - 5 \sin^2 \bar{\omega}')].$$

Анализ уравнений (5) показывает, что при наклонении орбиты \bar{i}' , близком к 90° , вековое возмущение долготы узла $\bar{\Omega}'$ мало, а вековые возмущения эксцентриситета и наклонения малы при близком к нулю перигеетровом расстоянии. Наибольшему возмущению подвергается перигеетровое расстояние $\bar{\omega}'$. А чем больше оно отклоняется от нуля, тем больше будет различие в высотах спутника над полюсами Луны.

Один из законов Кассини, описывающих вращательно-поступательное движение Луны, гласит, что линии пересечения трех плоскостей — лунного экватора, эклиптики и лунной орбиты совпадают. Будем в связи с этим отсчитывать долготы от узла орбиты Земли относительно Луны. Тогда долгота узла орбиты возмущающего тела $\Omega_1 = 0$. Если сориентировать плоскость орбиты спутника так, чтобы она пересекала плоскость лунного экватора по этой же общей линии

пересечения плоскостей, то и долгота его орбиты Ω также будет равна нулю, а перицентровые расстояния в различных системах координат будут одинаковы, то есть $\omega = \omega'$.

Как отмечено выше, вековое возмущение эксцентриситета обращается в ноль при значении $\omega = 0$. Целесообразно в связи с этим:

а) выбрать начальное значение перицентрового расстояния ω_0 отрицательным и таким, чтобы в конце рассматриваемого промежутка времени величина ω была положительной и равной ω_0 по модулю;

б) выбрать момент выхода спутника на орбиту таким образом, чтобы в середине рассматриваемого промежутка времени долгопериодическое возмущение, обусловленное эксцентриситетом земной орбиты относительно Луны, было бы максимальным, то есть Земля была бы в периселении.

Основные научные задачи проекта «Укрселена» предполагают, что время существования ИСЛ на его орбите должно составить два-три месяца. Примем это время равным 75 сут или 300 оборотам спутника. С учетом продолжительности аномалистического месяца (27.55^d) найдем, что момент выхода спутника на орбиту должен отстоять на 9.95 сут до очередного прохождения Луны через перигей ее орбиты.

Итак, примем следующие начальные значения элементов орбиты ИСЛ и элементов орбиты возмущающего тела (Земли). Спутник: эксцентриситет $e_0 = 0.5$, высота в периселении $h_{p0} = 200$ км, долгота узла $\Omega_0 = 0^\circ$, наклонение орбиты $i_0 = 90^\circ$ (тогда большая полуось $a = 3882$ км, а период оборота $T = 6.03^h$). Земля: большая полуось $a_1 = 384400$ км, эксцентриситет $e_1 = 0.055$, долгота узла $\Omega_1 = 0^\circ$, наклонение орбиты $i_1 = 6.67^\circ$. Перицентровое расстояние Земли примем равным (чисто условно) его значению на 01.01.2010 г. ($\omega_1 = 8.7^\circ$). Теперь можно найти по известным формулам задачи двух тел селеноцентрический радиус-вектор Земли в системе координат x, y, z , а затем с помощью соответствующей матрицы перехода перейти к значениям его направляющих косинусов в орбитальной системе координат ξ, η, ζ . Это позволяет вычис-

лить коэффициенты β в уравнениях системы (3). Начальное значение перицентрового расстояния спутника, удовлетворяющее условию a , оказывается равным $\omega_0 = -8.15^\circ$.

Найденные таким образом значения оскулирующего эксцентриситета орбиты спутника e и значения его высот над экватором, южным и северным полюсами Луны (h_E, h_S и h_N) приведены в таблице.

Возмущения элементов Ω и i не превышают 0.5° . Оценки возмущающего влияния Солнца показывают, что оно не превышает одного километра для высоты спутника над экватором и трех километров над полюсами Луны.

Величина T_1 — это время прохождения спутником рабочей части орбиты — от полюса до полюса через периселений при значении $\omega = 0^\circ$, найденное с помощью теоремы Ламберта. Тем самым создаются благоприятные условия для передачи информации на Землю на апоцентрической части орбиты, ее скорость может быть почти на порядок меньше скорости накопления информации на рабочей части орбиты.

Таким образом, можно утверждать, что орбита полярного искусственного спутника Луны, предлагаемая в проекте «Укрселена» с учетом сделанных выше уточнений, является достаточно устойчивой и предоставляет благоприятные возможности как для выполнения научных задач, так и передачи информации на Землю.

В заключение заметим, что сейчас расширяется круг стран, осуществляющих или планирующих исследования Луны с помощью

Эксцентриситет орбиты спутника e и значения его высот над экватором, южным и северным полюсами Луны для разного числа N оборотов спутника ($a = 3882$ км, $\omega_0 = -8.15^\circ$, $T = 6.03^h$, $T_1 = 0.67^h$)

N	e	h_S , км	h_E , км	h_N , км
0	0.500	978	206	1392
60	0.493	1079	227	1321
120	0.491	1163	236	1249
180	0.491	1271	236	1171
240	0.493	1315	228	1086
300	0.500	1391	206	979

средств ракетно-космической техники. Кроме США, это страны Евросоюза, Япония, Китай, Россия, Индия. И если Украина не использует свои научно-технические возможности в этом направлении, то она рискует оказаться на обочине нового и важного этапа в изучении и освоении Луны.

1. Александров Ю. В. Небесная механика. — Харьков: ХНУ, 2007. — 227 с.
2. Лидов М. Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли. — 1961. — Вып. 8. — С. 5—45.
3. Шкуратов Ю. Г., Бондаренко Н. В., Качанов А. С. Задачи лунного полярного спутника после КА «Клементи-

на» // Космічна наука і технологія. — 1998. — 4, № 1. — С. 46—53.

4. Shkuratov Yu. G., Lytvynenko L. N., Shulga V. M., et. al. Objectives of a Ukrainian orbiter mission to the Moon // Adv. Space Res. — 2003. — 31, N 11. — P. 2341—2345.

Надійшла до редакції 01.07.08

Yu. V. Aleksandrov

PERTURBED MOTION OF THE
ARTIFICIAL SATELLITE OF THE MOON
IN THE PROJECT «UKRSELENA»

We analyse the stability of the orbit of the artificial lunar satellite proposed in the «Ukrseleena» project with respect to perturbing action of the Earth and the Sun. Some recommendations are made concerning the selection of the node longitude and time moment of the vehicle injection into the orbit relative to the mutual location of the Earth and the Moon.