

Smulsky J.J. (2022). The Evolution of the Moon's Orbit Over 100 Million Years and Prospects for the Research in the Moon. In: Lunar Science - Habitat and Humans. Edited by Yann-Henri Chemin. London, United Kingdom: IntechOpen, 2022, 18-39, DOI: 10.5772/intechopen.102392. <http://mts.intechopen.com/articles/show/title/the-evolution-of-the-moon-s-orbit-over-100-million-years-and-prospects-for-the-research-in-the-moon>.

Эволюция орбиты Луны за 100 миллионов лет и перспективы исследований на Луне

Смульский И.И., Институт криосферы Земли, Тюм. НЦ СО РАН, Федеральный исследовательский центр, Тюмень, Россия, ismulsky@mail.ru

Аннотация

В результате решения задачи взаимодействия тел Солнечной системы получены данные об эволюции орбиты Луны. Они послужили основой для создания математической модели Луны, представляющей ее движение на интервале 100 млн. лет. Рассмотрена программа освоения Луны с целью создания на ней постоянной базы. Она предназначена для исследования Земли, Солнца и космоса.

Ключевые слова: Луна, орбита, эволюция, освоение, жизнь, исследования, Земля, Солнце космос.

1. Введение

Луна является спутником Земли, поэтому она – самое близкое к ней тело. После Солнца она оказывает самое большое влияние на Землю. По этим причинам Луна будет занимать первое место в дальнейших космических исследованиях.

Так как Луна всегда обращена к Земле одной стороной, то основным ее движением является орбитальное. Поэтому представляет интерес все особенности этого движения, в том числе его эволюция за большие интервалы времени. Этой проблеме посвящена первая часть этой главы.

Во второй части рассмотрены перспективы дальнейших космических исследований. Более чем полувековой опыт этих исследований показал, что их эффективность зависит от материальной базы, на которой они основываются. Из имеющихся небесных тел Луна является наиболее доступной для создания такой базы на ней. В главе рассмотрен широкий круг вопросов, связанных с целесообразностью создания такой базы, ее составом, функционированием и перспективностью проводимых на ней исследований.

2. Эволюция орбитального движения Луны

2.1. Система координат и параметры орбиты

При решении задачи об эволюции вращательного движения Земли за миллионы лет [1] необходимо иметь координаты воздействующих на Землю тел в любой момент времени из этого интервала времени. Луна оказывает 2/3 влияния на изменение вращательного движения Земли. Поэтому эволюция орбитального движения Луны является важной составляющей этой проблемы.

Эволюция орбит тел Солнечной системы определяется в результате решения задачи их взаимодействия. Для ее решения была создана система Galactica [2] - [4]. Точность ее на порядки превышает точность аналогичных систем [5] - [6], что позволило решить задачу эволюции Солнечной системы за 100 млн. лет [7]. Эта задача решается в барицентрической системе координат χ_{uz} (рис. 1), связанной с

неподвижной плоскости экватора A_0A_0' . Начало координат O находится в центре масс Солнечной системы. Результаты решения этой задачи сохранились в файлах через 10 тыс. лет. Затем в эти эпохи задача взаимодействия с помощью программы *Galactica* решается на одно обращение тела, и по его координатам определяются 11 параметров орбиты. Для Луны определяются параметры ее орбиты относительно Земли.

Период обращения Луны по сравнению с планетами – очень малый. Поэтому периоды колебания параметров ее орбиты многократно повторяются на интервале 10 тыс. лет. Поэтому с этим интервалом исследовалась эволюция орбиты Луны на протяжении ее 736 непрерывных обращений вокруг Земли, которые происходили за время 56.7 лет.

Положение плоскости орбиты Луны $\gamma_{M_0}A_1B$ (рис. 1) определяется углом наклона i_{M_0} к плоскости неподвижного экватора A_0A_0' , и углом восходящего угла $\varphi_{\Omega M_0}$, которые приведены в подрисуночной подписи к рис. 1. Положение перигея орбиты Луны определяется углом φ_p . При рассмотрении орбиты Луны начало координат O находится в центре Земли.

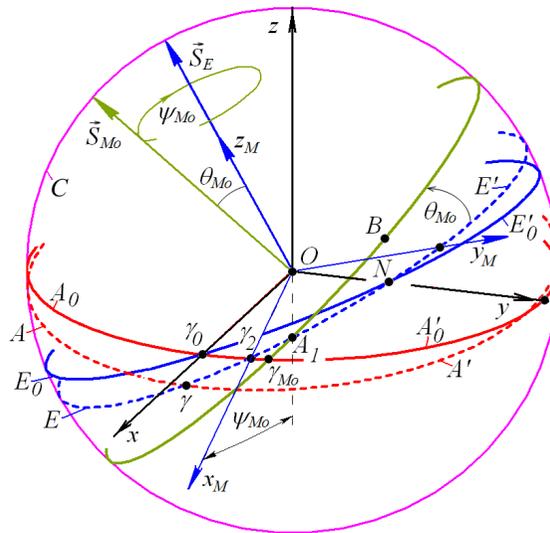


Рис. 1. Система координат и основные характеристики орбиты Луны: C – небесная сфера; A_0A_0' и E_0E_0' – неподвижные плоскости экватора и орбиты Земли (эклиптики) на эпоху 2000.0 г., $JD_S = 2451545$; AA' и EE' – подвижные плоскости экватора и орбиты Земли на текущую дату; $\gamma_{M_0}A_1B$ – плоскость орбиты Луны; \vec{S}_E и \vec{S}_{M_0} – оси подвижных орбит Земли EE' и Луны $\gamma_{M_0}A_1B$, соответственно, которые являются перпендикулярами к их плоскостям. Углы положения плоскостей орбит по отношению к экваториальной плоскости Земли A_0A_0' : $\varphi_{\Omega E} = \gamma_0\gamma_2$, $i_E = \angle A_1\gamma_2\gamma_{M_0}$ и Луны: $\varphi_{\Omega M_0} = \gamma_0\gamma_{M_0}$, $i_{M_0} = \angle A_1\gamma_{M_0}A_0'$. B – проекция точки перигея орбиты Луны на небесной сфере, а $\varphi_p = \gamma_{M_0}B$ – угловое его положение; ψ_{M_0} и θ_{M_0} – углы прецессии и наклона орбиты Луны относительно подвижной плоскости орбиты Земли EE' .

2.2. Динамика орбиты в начальную эпоху

В начальную эпоху $T=0$, в дату 30 декабря 1949 г. с номером юлианского дня $JD_0 = 2433280.5$, рассмотрим изменение параметров орбиты Луны на сдвоенном интервале ± 736 обращений или ± 56.7 лет. Чтобы колебания можно было различить результаты на рис. 2 показаны на интервале ± 10 лет. Радиус перигея R_p колеблется с периодом $T_{R_p} = 0.5637$ года вокруг среднего значения $R_{pm} = 3.622069 \cdot 10^5$ км. Эксцентриситет орбиты e колеблется с тем же периодом вокруг среднего значения

$e_m = 0.0563331$. Кроме того имеется больший период 3.719 года, но с меньшей амплитудой колебания.

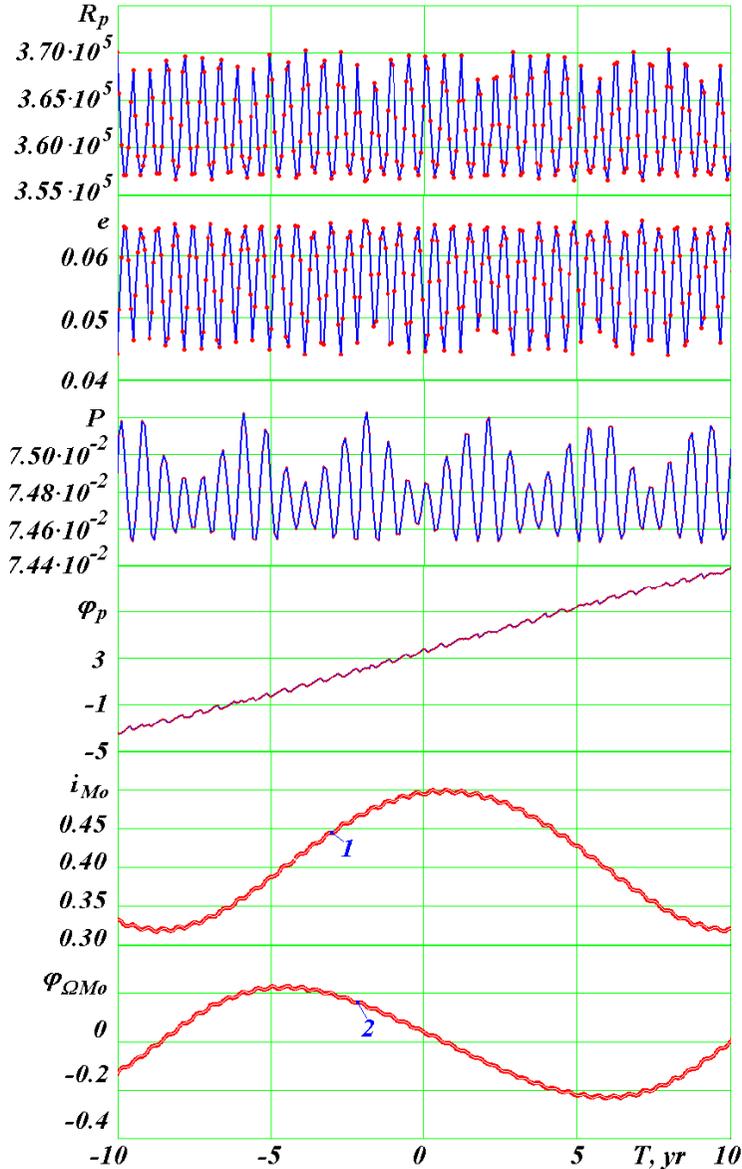


Рис. 2. Динамика элементов орбиты Луны в геоцентрической экваториальной системе координат: радиус перигея R_p в км, период P и время T – в сидерических годах по 365.25636042 дней, углы φ_p , i_{Mo} и φ_{Mo} – в радианах; центральные белые линии 1 и 2 – аппроксимационные зависимости (13) и (15), соответственно. Остальные обозначения см. на рис. 1.

Период обращения Луны вокруг Земли P по отношению к неподвижным звездам, т.е. сидерический период, колеблется вокруг среднего значения $P_m = 7.47928 \cdot 10^{-2}$ года. Имеются два периода колебаний 0.664039 года и 3.719 лет.

Угол перигея φ_p на всем интервале практически линейно растет в будущее, т.е. перигей орбиты Луны вращается против часовой стрелки. Сидерический период

этого вращения $T_{\varphi} = 8.8528$ лет. Кроме того угол перигелия колеблется с коротким периодом $T_{\varphi 1} = 0.5637$ года и долгим $T_{\varphi 2} = 18.6006$ лет.

Угол наклона i_{M_o} колеблется вокруг среднего значения $i_{M_{om}} = 0.41526$. Колебания эти происходят с двумя периодами: коротким 0.4745 года и долгим 18.6006 лет. Угол восходящего узла $\varphi_{\Omega M_o}$ колеблется вокруг среднего значения $\varphi_{\Omega M_{om}} = 6.5472 \cdot 10^{-4}$ с этими же периодами.

2.3. Прецессия оси орбиты Луны

При исследовании орбит планет нами были введена ось орбиты \vec{S} в виде перпендикуляра единичной длины к ее плоскости [8]. С помощью углов наклона i_{M_o} и восходящего узла $\varphi_{\Omega M_o}$ проекции оси орбиты на оси системы координат xuz запишутся так:

$$S_{Moz} = \cos i_{M_o}; \quad S_{Moy} = \sqrt{1 - S_{Moz}^2} \cos \varphi_{\Omega M_o}; \quad S_{Mox} = -S_{Moy} \operatorname{tg} \varphi_{\Omega M_o}. \quad (1)$$

Оси орбит всех планет прецессируют вокруг момента количества движения всех тел Солнечной системы. В результате исследования было установлено, что ось орбиты Луны \vec{S}_{M_o} прецессирует вокруг подвижной оси орбиты Земли \vec{S}_E (рис. 1). Это также будет показано дальше. Введем систему координат $x_M y_M z_M$, вдоль оси z_M которой направлена ось \vec{S}_E , а ось x_M проходит через восходящий узел орбиты Земли γ_2 . Тогда с помощью углов положения i_E и $\varphi_{\Omega E}$ плоскости орбиты Земли и проекций оси орбиты Луны по формулам (29) в [7] можно найти ее проекции S_{MoxM} , S_{MoyM} и S_{MozM} на оси системы координат $x_M y_M z_M$. На рис. 3а показано движение конца оси орбиты \vec{S}_{M_o} в проекции на плоскость $y_M x_M$ за исследованный интервал времени 113.4 года. Из графика видно, что конец вектора \vec{S}_{M_o} движется по окружности с небольшими колебаниями. Период обращения равен $T_S = 18.6006$ года, а период колебаний $T_{\varphi 1} = 0.4745$ года. За рассматриваемый интервал времени ось \vec{S}_{M_o} совершает 6 оборотов по часовой стрелке.

Из проекции на плоскость $z_M x_M$ (рис. 3б) видно, что конец вектора \vec{S}_{M_o} совершает небольшие колебания вдоль оси z_M с размахом $\Delta z_M = 4.43 \cdot 10^{-4}$. Они симметричны относительно оси x_M .

Таким образом, ось орбиты Луны по часовой стрелке прецессирует относительно оси орбиты Земли. Период прецессии T_S равен 18.6006 лет. Прецессия проходит с колебаниями, которые называются нутационными. Их период $T_{\varphi 1} = 0.4745$ года.

Эти исследования были выполнены для каждой эпохи через 10 тыс. лет на интервалах $0 \div -2$ млн. лет и $-98 \div -100$ млн. лет. В результате было установлено, что во всех этих случаях ось орбиты Луны \vec{S}_{M_o} прецессирует относительно подвижной оси орбиты Земли \vec{S}_E (рис. 1).

В системе координат $x_M y_M z_M$ ось орбиты Луны \vec{S}_{M_o} (рис. 1) определяется углами наклона θ_{M_o} и прецессии ψ_{M_o} :

$$\theta_{M_o} = \arcsin S_{MozM}; \quad \psi_{M_o} = \arctg S_{MoyM} / S_{MoxM} + 0.5\pi. \quad (2)$$

Так как угол прецессии изменяется в диапазонах больших 2π , то для вычисления непрерывных значений ψ_{M_o} его значения вычисляются на соседних интервалах времени, а затем суммируются с соблюдением определенных правил. В результате изучения изменения угла прецессии ψ_{M_o} установлено, что он уменьшается в будущее, т. е. ось \vec{S}_{M_o} вращается за стрелкой часов и период вращения $T_S = -18.6006$ лет. Кроме того угол ψ_{M_o} колеблется с периодом $T_{\varphi 1} = 0.4745$ лет и амплитудой $\Delta \psi_{M_oA} = 0.023662$. Угол наклона также колеблется с этим периодом и амплитудой $\theta_{M_oA} = 0.002464 = 8.4692'$ вокруг среднего значения $\theta_{M_{om}} = 0.09006 = 5.1544^\circ$.

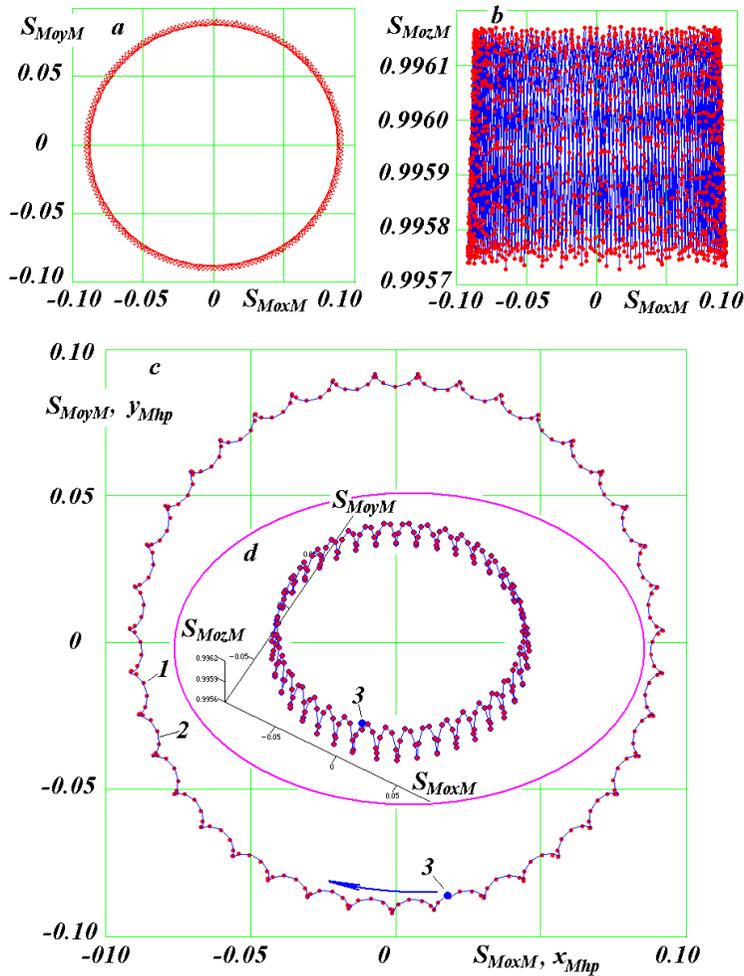


Рис. 3. Проекция прецессии оси орбиты Луны \vec{S}_{Mo} за 113.4 года (a, b) и за 18.6 лет с $T = 0$ до $T = 0.186$ (c, d) на оси системы координат $x_M y_M z_M$: d – в трехмерном виде; точки 1 – проекция оси на плоскость $y_M x_M$; линия 2 – уравнение гипоциклоиды $y_{Mhp}(x_{Mhp})$ (4) – (5); 3 – положение оси в $T = 0$.

На рис. 3c в более крупном масштабе показана проекция на плоскость $y_M x_M$ прецессии оси орбиты \vec{S}_{Mo} за один период прецессии с $T = 0$ до $T = 0.186$, т.е. за 18.6 лет. Начиная с момента $T = 0$, отмеченного точкой 3, конец оси перемещается по часовой стрелке. Из графика видно, что конец вектора \vec{S}_{Mo} движется точно по окружности, а нутационные колебания являются регулярными. На рис. 3d точками и линией показана прецессия оси орбиты \vec{S}_{Mo} в трехмерном виде. На графике масштаб по вертикальной оси z_M увеличен в 40 раз.

В результате анализа было установлено, что конец вектора \vec{S}_{Mo} движется точно по гипоциклоиде. Гипоциклоида образуется точкой окружности радиусом r , катящейся без скольжения по внутренней стороне другой окружности радиусом R .

На плоскости $y_M x_M$ (рис. 3c) радиусом большой окружности $R = \sin \theta_{MoA}$ является среднее значение проекции оси орбиты \vec{S}_{Mo} на эту плоскость, а радиусом малой окружности $r = \sin \theta_{MoA}$ – амплитуда ее колебания. Центр малой окружности

переносится с угловой скоростью $2\pi/T_S$ по часовой стрелке. В этом переносном движении колебания вектора \vec{S}_{Mo} происходят с периодом $T_{\psi 1}$, т.е. с угловой скоростью $2\pi/T_{\psi 1}$. Тогда абсолютная угловая скорость вращения малой окружности $2\pi/T_n$ будет равна их сумме: $2\pi/T_n = 2\pi/T_{\psi 1} + 2\pi/T_S$. Поэтому период нутационного вращения будет

$$T_n = \frac{T_S \cdot T_{\psi 1}}{T_S + T_{\psi 1}} = 0.48692 \text{ года.} \quad (3)$$

Тогда уравнение гипоциклоиды на плоскости $y_M x_M$ запишется так:

$$x_{Mhp} = R \cos(\varphi_{10} + 2\pi \frac{T}{T_S}) + r \cos(\varphi_{20} + 2\pi \frac{T}{T_n}); \quad (4)$$

$$y_{Mhp} = R \sin(\varphi_{10} + 2\pi \frac{T}{T_S}) + r \sin(\varphi_{20} + 2\pi \frac{T}{T_n}), \quad (5)$$

где $\varphi_{10} = 4.92766$ и $\varphi_{20} = 2.19315$ – начальные фазы, которые определяют положения вектора \vec{S}_{Mo} на окружностях в начальный момент $T = 0$;

На рис. 3с линией приведена траектория движения (4) – (5) по гипоциклоиде, а точками – проекция движения оси орбиты Луны \vec{S}_{Mo} . Как видим, они полностью совпадают. Таким образом, ось орбиты Луны \vec{S}_{Mo} совершает осредненное движение вокруг оси орбиты Земли \vec{S}_E по часовой стрелке с периодом $T_S = -18.6006$ лет. При этом средний угол между осями \vec{S}_{Mo} и \vec{S}_E равен $\theta_{Mom} = 5.1544^\circ$.

Ось орбиты \vec{S}_{Mo} вокруг осредненного движения совершает второе вращательное движение против часовой стрелки с периодом T_n и угловым отклонением $\theta_{MoA} = 8.4692'$ от средней оси. За полный оборот осредненной оси орбиты Луны происходит $-T_S/T_{\psi 1} = 39.2$ нутационных оборота мгновенной оси \vec{S}_{Mo} .

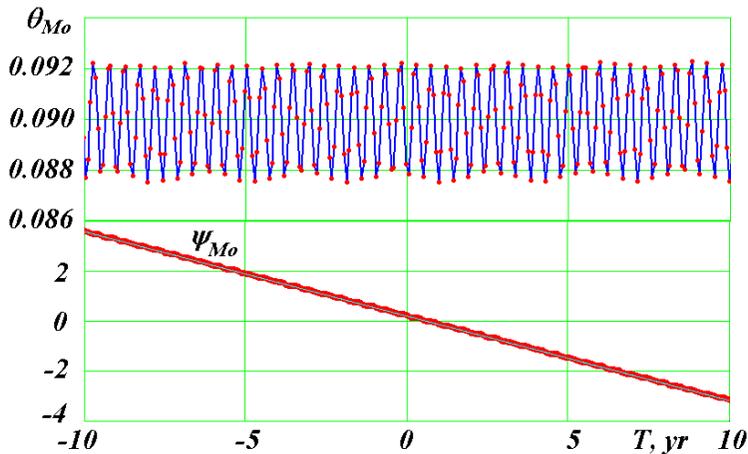


Рис. 4. Динамика углов наклона θ_{Mo} и прецессии ψ_{Mo} орбиты Луны относительно подвижной орбиты Земли. На графике ψ_{Mo} линией показана аппроксимационная зависимость (7).

Динамика углов наклона θ_{Mo} и прецессии ψ_{Mo} орбиты Луны на интервале 20 лет показана на рис. 4. Колебания угла θ_{Mo} более регулярны по сравнению с колебаниями угла наклона i_{Mo} к плоскости экватора. Они являются гармоническими с одним периодом колебаний. Угол прецессии ψ_{Mo} имеет такие же колебания. Одновременно он равномерно уменьшается, что свидетельствует о прецессии оси

орбиты \vec{S}_{Mo} по часовой стрелке. Светлой линией показана аппроксимационная зависимость угла прецессии от времени

$$\psi_{Mo}(T) = \psi_{Mo0} + 2\pi T/T_S + \Delta\psi_0, \quad (6)$$

где $\psi_{Mo0} = 0.202798$, $T_S = -0.186006$ – период прецессии оси орбиты Луны \vec{S}_{Mo} .

Изменения орбиты Луны происходят в виде двух групп движений. В первой группе изменения происходят в плоскости орбиты: радиуса перигея $R_p(T)$, угла положения перигея $\varphi_p(T)$, эксцентриситета орбиты $e(T)$ и периода обращения $P(T)$. Здесь буквой T обозначена зависимость элементов от времени. Во второй группе происходят изменения плоскости орбиты Луны $\gamma_{Mo}A_1B$ (рис. 1), которые определяется углами $\varphi_{\Omega E}$ и i_{Mo} относительно плоскости экватора A_0A_0' или углами ψ_{Mo} и θ_{Mo} относительно подвижной плоскости орбиты Земли EE' . Так как последние изменяются более регулярно, то целесообразно ими описывать движение плоскости орбиты Луны.

2.4. Аппроксимация элементов в плоскости орбиты

Как уже отмечалось выше, поведение элементов орбиты Луны исследовалось за 736 ее непрерывных обращений в разные эпохи на интервале от 0 до 100 млн. лет. Кроме того, элементы орбиты Луны исследовались при разных начальных условиях интегрирования уравнений движения с помощью программы Galactica [7]. В результате этих исследований были установлены закономерности динамики элементов и подобраны аппроксимирующие их зависимости. Окончательный вид аппроксимаций уточнялся на двояном интервале от -736 обращений до +736 обращений, где средний момент времени приходится на эпоху 30.0 декабря 1949 г. с номером юлианского дня $JD_0 = 2433280.5$. Радиус перигея определяется следующим выражением

$$R_p(T) = R_{pm} + R_{pA} \cdot \sin(\varphi_{Rp0} + 2\pi T/T_{Rp}), \quad (7)$$

где $R_{pm} = 3.622069 \cdot 10^5$ км – среднее значение радиуса перигея, $R_{pA} = 6.2754 \cdot 10^5$ км – амплитуда колебаний, $\varphi_{Rp0} = 0.942478$ – начальная фаза колебаний и $T_{Rp} = 0.005637$ – период колебаний радиуса перигея. Время T и периоды колебаний – в сидерических столетиях по 36525.636042 дней в столетии, отсчитываемых от эпохи JD_0 , 30 декабря 1949 г.

Как видно из графика $R_p(T)$ на рис. 2, имеются биения колебаний радиуса перигея, которые можно было бы описать второй гармоникой с большим периодом. Однако вследствие нерегулярности этих биений на больших интервалах времени, вторая гармоника существенно не улучшала аппроксимацию радиуса перигея.

Аппроксимация эксцентриситета получена в виде двух гармоник:

$$e(T) = e_0 + e_{A1} \cdot \sin(\varphi_{e01} + 2\pi T/T_{e1}) + e_{A2} \cdot \sin(\varphi_{e02} + 2\pi T/T_{e2}), \quad (8)$$

параметры которых приведены в таблице 1.

Таблица 1. Коэффициенты формулы (8).

e_0	e_{A1}	φ_{e01}	T_{e1}
0.0563331	0.0113634	-2.19911	0.005637
	e_{A2}	φ_{e02}	T_{e2}
	6.91384 E-4	-1.5708	0.03719

Перигей орбиты Луны вращается против стрелки часов и кроме того совершает колебательные движения, которые также аппроксимированы двумя гармониками:

$$\varphi_p(T) = \varphi_{p0} + 2\pi T/T_{\varphi p} + \Delta\varphi_{p01} + \varphi_{pA1} \cdot \sin(\varphi_{p01} + 2\pi T/T_{\varphi p1}) + \Delta\varphi_{p02} + \varphi_{pA2} \cdot \sin(\varphi_{p02} + 2\pi T/T_{\varphi p2}), \quad (9)$$

где $T_{\varphi p}$ – период обращения перигея Луны, а $T_{\varphi p1}$ и $T_{\varphi p2}$ – первый и второй периоды колебаний угла перигея. Коэффициенты формулы (9) приведены в таблице 2.

Таблица 2. Коэффициенты формулы (9).

φ_{p0}	$T_{\varphi p}$	$\Delta\varphi_{p01}$	φ_{pA1}	φ_{p01}	$T_{\varphi p1}$
3.67159	0.088528	1.34024E-4	0.200529	2.19911	0.005637
		$\Delta\varphi_{p02}$	φ_{pA2}	φ_{p02}	$T_{\varphi p2}$
		-4.91312E-3	0.196967	-0.188496	0.186006

Период обращения Луны P колеблется вокруг среднего значения P_m . Анализ этих колебаний проводился для относительной разности $\delta P = (P - P_m)/P_m$. Так как период P и большая полуось a орбиты изменяются согласованно, то анализ их в относительных разностях позволяет осуществлять согласованную их аппроксимацию. Период P также аппроксимированы двумя гармониками:

$$P(T) = P_m [(1 + \Delta P_0 + \Delta P_{A1} \cdot \sin(\varphi_{pr01} + 2\pi T/T_{p1}) + \Delta P_{A2} \cdot \sin(\varphi_{pr02} + 2\pi T/T_{p2})], \quad (10)$$

где T_{p1} и T_{p2} – первый и второй периоды колебаний периода обращения, а значения коэффициентов приведены в таблице 3.

Таблица 3. Коэффициенты формулы (10).

P_m	ΔP_0	ΔP_{A1}	φ_{pr01}	T_{p1}
7.479277E-4	1.01403E-4	0.00385003	0.628319	0.00664039
		ΔP_{A2}	φ_{pr02}	T_{p2}
		0.00141509	-1.41372	0.03719

Как видим, часть параметров имеют одинаковые периоды колебания. У радиуса перигея $R_p(T)$, эксцентриситета $e(T)$ и угла перигея $\varphi_p(T)$ одинаковый первый период 0.005637 столетия, а у эксцентриситета и периода обращения $P(T)$ одинаков второй период колебаний 0.03719 столетия.

2.5. Аппроксимация углов положения орбиты

В результате исследований установлено, что угол прецессии ψ_{Mo} колеблется с меньшим (0.4745 года) и большим (2.995 года) периодами. Так как амплитуда колебаний с большим периодом небольшая, то ими пренебрегаем. В итоге угол прецессии аппроксимируется следующим выражением:

$$\psi_{Mo}(T) = \psi_{Mo0} + 2\pi T/T_S + \Delta\psi_{Mo0} + \Delta\psi_{MoA} \cdot \sin(\varphi_{\psi} + 2\pi T/T_{\psi1}), \quad (11)$$

где $\psi_{Mo0} = 0.202798$, $T_S = -0.186006$ – период прецессии оси орбиты Луны \vec{S}_{Mo} , $\Delta\psi_{Mo0} = 2.30247E-4$, $\Delta\psi_{MoA} = 0.023662$, $\varphi_{\psi} = 2.82743$, а $T_{\psi1} = 0.004745$ – период колебаний угла прецессии ψ_{Mo} .

Угол наклона θ_{Mo} также колеблется с двумя периодами. Более долгий период, равный 2.995 года, имеет амплитуду $5.978 \cdot 10^{-5}$ радиан, которая почти на два порядка меньше амплитуды первого периода. Поэтому второй гармоникой этого периода также пренебрегаем, и аппроксимация для угла нутации имеет вид:

$$\theta_{Mo}(T) = \theta_{Mo0} + \theta_{MoA} \cdot \sin(\varphi_{\theta} + 2\pi T/T_{\theta1}), \quad (12)$$

где $\theta_{Mo0} = 0.09006$, $\theta_{MoA} = 0.002464$ и $\varphi_{\theta} = -2.19911$

Углы ψ_{Mo} и θ_{Mo} привязаны к подвижной плоскости орбиты Земли EE' на рис. 1, поэтому ими неудобно пользоваться. Поэтому перейдем к углам $\varphi_{\Omega Mo}$ и i_{Mo} положения плоскости орбиты Луны относительно неподвижной плоскости экватора A_0A_0' (рис. 1), с которой связана основная система координат лун. В сферическом треугольнике $\gamma_2\gamma_{Mo}A_1$ известна сторона $\gamma_2A_1 = \psi_{Mo}$ и два угла: $\gamma_2 = i_E$ и $A_1 = \theta_{Mo}$. По теореме косинусов определяется тупой угол $\gamma_2\gamma_{Mo}A_1$, с помощью которого можно найти острый угол $i_{Mo} = \pi - \gamma_2\gamma_{Mo}A_1$. В результате, для угла наклона плоскости орбиты Луны к плоскости неподвижного экватора получаем следующее выражение:

$$i_{Mo} = \pi - \arccos(-\cos i_E \cdot \cos \theta_{Mo} + \sin i_E \cdot \sin \theta_{Mo} \cdot \cos \psi_{Mo}). \quad (13)$$

Как видно из рис. 1, угол положения восходящего узла орбиты Луны равен сумме двух дуг

$$\varphi_{\Omega Mo} = \gamma_0\gamma_{Mo} = \varphi_{\Omega E} + \gamma_2\gamma_{Mo}. \quad (14)$$

Из треугольника $\gamma_2 \gamma_{M_0} A_1$ по теореме синусов

$$\sin \gamma_2 \gamma_{M_0} / \sin \theta_{M_0} = \sin \psi_{M_0} / \sin(\pi - i_{M_0})$$

определяется дуга $\gamma_2 \gamma_{M_0}$. Тогда, согласно (14), положение восходящего узла, можно определить по формуле

$$\varphi_{\Omega M_0} = \varphi_{\Omega E} + \arcsin [\sin \psi_{M_0} \cdot \sin \theta_{M_0} / \sin(\pi - i_{M_0})]. \quad (15)$$

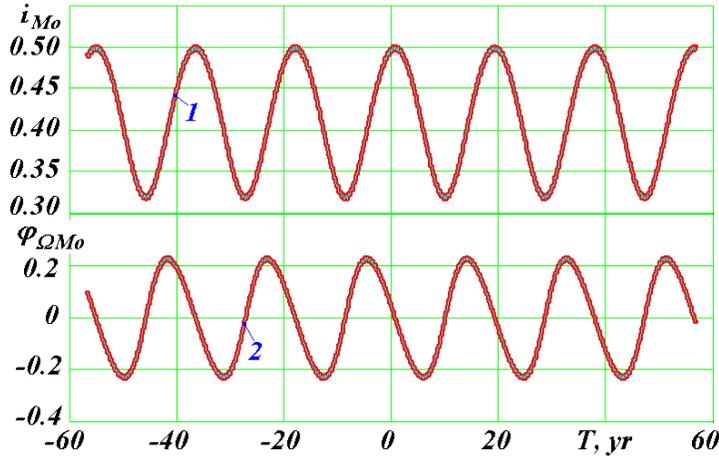


Рис. 5. Сопоставление динамики углов положения i_{M_0} и $\varphi_{\Omega M_0}$ плоскости орбиты Луны относительно экваториальной плоскости, полученные двумя способами: жирными линиями – численное интегрирование; тонкими светлыми линиями 1 и 2 – аппроксимационные зависимости (13) и (15), соответственно.

С целью проверки полученные аппроксимации элементов орбиты Луны (13) и (15) на рис. 2 были наложены на соответствующие элементы, рассчитанные по программе Galactica в результате интегрирования уравнений движения. На рис. 5 на всем интервале ± 56.7 лет представлена динамика углов i_{M_0} и $\varphi_{\Omega M_0}$, полученных двумя методами: жирной линией – численное интегрирование, а светлой линией – аппроксимации (13) и (15). Как видно из графиков, аппроксимации полностью повторяют короткие и длинные колебания углов i_{M_0} и $\varphi_{\Omega M_0}$. Таким образом, эта проверка подтвердила справедливость аппроксимации.

2.6. Эволюция элементов орбиты на интервале 100 млн. лет

Итак, динамика элементов орбиты Луны R_p , e , φ_p , P , i_{M_0} , $\varphi_{\Omega M_0}$ относительно неподвижной плоскости экватора в геоцентрической системе координат хуз описывается выражениями (7) - (10), (13), (15). Это описание получено на интервале времени порядка 113.4 года. Как уже упоминалось, для установления справедливости этого описания на больших интервалах времени эти исследования проводились на интервалах $0 \div -2$ млн. лет и -98 млн. лет $\div -100$ млн. лет. Через каждые 10 тыс. лет изучалась динамика элементов орбиты Луны на протяжении ее 736 непрерывных обращений. Динамики разных эпох качественно не отличались от представленной на рис. 2. С целью их сравнения определялись средние за 736 обращений величины отдельных элементов. Затем исследовалась эволюция этих средних величин, а также периодов вращений, периодов колебаний и их амплитуд на интервалах в 2 млн. лет с интервалом между точками 10 тыс. лет.

В качестве примера на рис. 6 показана эволюция средних периода обращения P_m , эксцентриситета e_m , угла наклона $\theta_{M_0 m}$ и амплитуды $\theta_{M_0 A}$ нутационных колебаний. На графиках изображены относительные изменения этих величин. Они определялись однотипно, например, для среднего периода обращения Луны эта величина рассчитывается так:

$$\delta P_m = (P_m - P_{m0})/P_{m0}, \quad (16)$$

где P_{m0} – значение среднего за 736 оборотов периода в современную эпоху. При расчете относительных изменений амплитуд ($\delta\theta_{MoA}$) вместо средних значений в формуле (16) использована амплитуда θ_{MoA} аппроксимации (12).

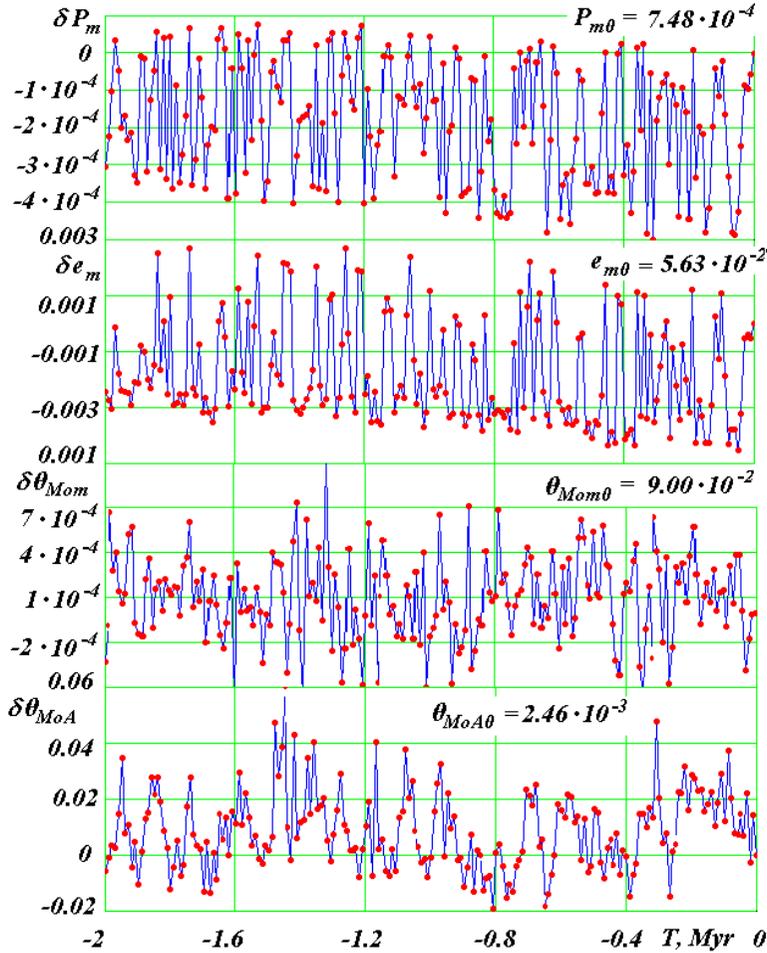


Рис. 6. Эволюция за 2 млн. лет относительных средних за 736 обращений отклонений параметров орбиты Луны: периода δP_m , эксцентриситета δe_m , угла наклона $\delta\theta_{Mom}$ и амплитуды нутационных колебаний $\delta\theta_{MoA}$; T – в миллионах лет.

Как видно из рис. 6, амплитуды колебаний относительных средних δP_m , δe_m и $\delta\theta_{Mom}$ равны $2 \cdot 10^{-4}$, 0.003 и $4.5 \cdot 10^{-4}$, соответственно. В то же время такие же относительные амплитуды колебаний на 736 обращениях Луны составляют $3.85 \cdot 10^{-3}$, 0.2 и $2.7 \cdot 10^{-2}$, соответственно. Таким образом, учитываемые колебания параметров P , e и θ_{Mo} Луны превышают их изменения на интервале $0 \div -2$ млн. лет в следующее число раз: 19, 67 и 60, соответственно. Этот вывод подтверждается также графиком $\delta\theta_{MoA}(T)$ на рис. 6: на интервале $0 \div -2$ млн. лет: амплитуда нутационных колебаний θ_{MoA} колеблется в пределах 2%.

Остальные параметры аппроксимации ведут себя аналогичным образом. Такие же результаты получены на интервале -98 млн. лет \div -100 млн. лет. Это позволяет сделать вывод, что на промежутке $0 \div -100$ млн. лет, если и существуют колебания с более долгими периодами, чем использованные в этих аппроксимациях, то их

амплитуда не превышает нескольких процентов от рассмотренных амплитуд колебаний.

2.7. Математическая модель движения Луны

Итак, выражениями (7) - (10), (13), (15) описывается эволюция элементов орбиты Луны R_p , e , φ_p , P , i_{Mo} , $\varphi_{\Omega Mo}$, которую можно использовать на интервале $0 \div -100$ млн. лет. Мы разработали математическую модель движения тела по эллиптической орбите [9], которая основывается на этих элементах орбиты. Поэтому эта модель с формулами (7) - (10), (13), (15) позволяет вычислить координаты Луны в экваториальной системе координат в любой момент времени на интервале $0 \div -100$ млн. лет.

На рис. 7 сопоставлены орбиты Луны, рассчитанные по этой модели с шагом по времени $1 \cdot 10^4$ года и численным интегрированием с помощью программы Galactica. Такие же сопоставления орбит были выполнены для планет [9]. Рассчитанные по математической модели орбиты планет визуально не отличаются от орбит, полученных численным интегрированием. Как видно из рис. 7, такие отличия для орбиты Луны наблюдаются. Это обусловлено более коротким периодом обращения Луны, по сравнению с планетами. Тем не менее, эта математическая модель Луны позволила с приемлемой точностью решать задачу эволюции оси вращения Земли. Сравнение результатов этой задачи за 200 тыс. лет, решенной с этой моделью орбиты Луны и без нее, показало, что эти отличия – несущественные [1].

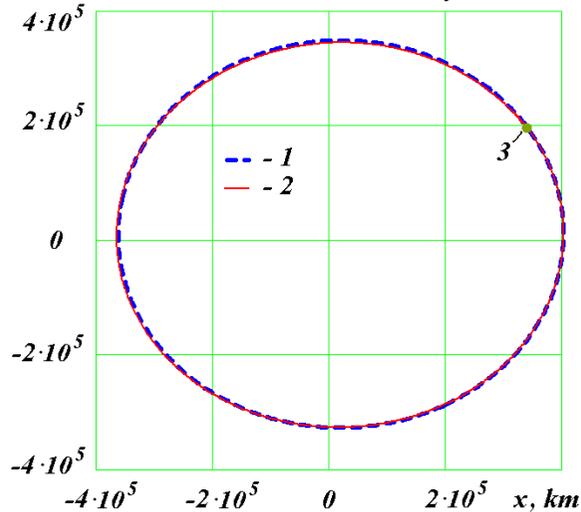


Рис. 7. Сравнение проекций орбиты Луны на плоскость экватора xu , рассчитанных двумя способами: 1 – по результатам численного интегрирования программой Galactica дифференциальных уравнений движения тел Солнечной системы; 2 – по математической модели движения Луны; 3 – начальная точка орбиты в момент $T = 0$.

2.8. Сравнения расчетов с наблюдениями

Периоды обращения Луны, прецессии ее оси орбиты и вращения перигелия колеблются вокруг их средних значений. На интервале 113.4 года лет их средние значения были обозначены P_m , T_S и T_{φ_p} , соответственно. Их значения в сидерических годах приведены в табл. 4. В астрономии рассматриваются разные месяцы с длительностью, выраженной в днях. Сидерический месяц с периодом P_{msid} определяется относительно неподвижных звезд. Синодический месяц с периодом P_{msyn} определяется по отношению к Земле. Относительно звезд сидерический период обращения Земли $P_{Esid} = 365.25636042$ дней. Поэтому угловая скорость движения Луны по ее орбите вокруг Земли относительно нее будет равняться разности

угловых орбитальных скоростей Луны и Земли по отношению к звездам. Поэтому длительность синодического месяца будет:

$$P_{msyn} = \frac{P_{Esid} \cdot P_m}{P_{Esid} - P_m}, \quad (17)$$

где период $P_m = 7.479277 \cdot 10^{-2}$ сидерических лет, выраженный в днях, равен 27.318536.

Период P_{mano} аномалистический месяца определяется по отношению к перигею Луны, или ее апогею. Период движения перигея Луны относительно звезд обозначен T_{φ} . Поэтому период аномалистического месяца будет:

$$P_{mano} = \frac{T_{\varphi} \cdot P_m}{T_{\varphi} - P_m}, \quad (18)$$

где период T_{φ} – выражен в днях.

Драконический месяц с периодом P_{mdra} определяется по отношению к восходящему узлу Луны. Положение восходящего узла γ_{Mo} определяется углом $\varphi_{\Omega Mo}$ на рис. 1, а его движение относительно неподвижных звезд происходит с периодом прецессии T_S оси орбиты Луны \bar{S}_{Mo} . Поэтому период драконического месяца будет:

$$P_{mdra} = \frac{T_S \cdot P_m}{T_S - P_m}, \quad (19)$$

где период T_S – выражен в днях.

Тропический месяц с периодом P_{mtro} определяется по отношению к подвижному экватору Земли AA' на рис. 1. Подвижный экватор, как и ось вращения Земли, прецессируют относительно неподвижных звезд с периодом $P_{prEax} = -25738$ сидерических лет [1]. Поэтому период тропического месяца будет:

$$P_{mtro} = \frac{P_{prEax} \cdot P_m}{P_{prEax} - P_m}, \quad (20)$$

где период P_{prEax} – выражен в днях.

Таблица 4. Сравнение расчетов и наблюдений средней длительности месяцев: сидерического P_{msid} , синодического P_{msyn} , аномалистического P_{mano} , и драконического P_{mdra} .

Метод	P_m	T_S	T_{φ}	P_{msid}
	Сидерические годы			Дни
Расчет	$7.479277 \cdot 10^{-2}$	-18.60062	8.852804	27.318536
Наблюдение	-	-	-	27.321662
Относительная разность, δ	-	-	-	$-1.14 \cdot 10^{-4}$

Метод	P_{msyn}	P_{mano}	P_{mdra}	P_{mtro}
	Дни			
Расчет	29.526938	27.551303	27.209129	27.315564
Наблюдения	29.530589	27.554550	27.21221	27.321582
Относительная разность, δ	$-1.24 \cdot 10^{-4}$	$-1.18 \cdot 10^{-4}$	$-1.13 \cdot 10^{-4}$	$-1.14 \cdot 10^{-4}$

В табл. 4 приведены эти периоды, рассчитанные по формулам (17) – (20), и по наблюдениям [10]. Относительное отличие рассчитанных периодов от наблюдений выражено параметром δ , который определен аналогично формуле (16). Как видно, наибольшая величина δ равна $1.24 \cdot 10^{-4}$. Основной вклад в это отличие дает сидерический период P_m обращения Луны. Если использовать его наблюдаемое значение $P_m = 27.321662$ дней, то величины δ уменьшаются на 2 - 5 порядков.

Как видно из рис. 2, период обращения Луны P испытывает колебания с относительными амплитудами ΔP_{A1} и ΔP_{A2} , которые в сумме составляют 0.0053 часть от периода P . Кроме того, из рис. 6 видно, что на интервалах времени десятки тысяч и более лет существуют колебания среднего периода P_m с относительной амплитудой порядка $2 \cdot 10^{-4}$. Для колеблющихся величин средние их значения зависят от интервала осреднения. Приведенное в табл. 4 значение P_m получено при осреднении на интервале 113.4 года, а значение сидерического периода в астрономии имеет интервал осреднения порядка 2 тыс. лет. По-видимому, в этом заключена основная причина отличия результатов расчетов от наблюдений с относительной величиной порядка $1 \cdot 10^{-4}$.

3. Перспективы исследований на Луне

3.1. Задачи, состав и структура

Существуют разные предложения об исследованиях, которые должны проводиться на Луне. Одни из них могут быть полезны, другие – бесполезны [11]. Луна у Земли – единственное близкое к ней тело. Поэтому кроме Земли только её можно использовать для изучения и освоения космического пространства. Представляется, что эта работа должна вестись по трем направлениям. С поверхности Луны необходимо изучать Землю, Солнце и космическое пространство. С этой целью на видимой стороне Луны должна быть создана служба Земли, а на обратной – служба космоса. Исследование Солнца будет дополнительно выполняться на этих двух службах.

Задачей службы Земли является непрерывное наблюдение и анализ всех процессов и явлений, которые происходят на Земле. Наблюдения должны осуществляться оптическими средствами во всех возможных диапазонах спектра. Кроме того должны быть использованы известные в астрономии другие методы измерения физических характеристик Земли такие, например, как методы радиоастрономии, γ -астрономии, методы по измерения магнитных свойств поверхности Земли и другие. Результаты этих измерений позволят лучше понять процессы, происходящие на Земле. В результате будут улучшены методы долгосрочного прогноза погоды и таких катастрофических явлений, как тропические циклоны, ураганы тайфуны и др. Непрерывное наблюдение Земли даст надёжные данные о многих обстоятельствах на ней: состоянии ледовой обстановки в южном и северном океанах, динамику снежного покрова, различные сезонные изменения поверхности Земли, пожароопасность территорий, извержение вулканов, техногенные аварии и катастрофы, падение больших метеоритов, а также различные военные действия глобального масштаба.

Всё это будет способствовать более безопасному и более надёжному проживанию человека на Земле.

Служба Солнца, размещенная на двух противоположных полушариях, позволит осуществлять наблюдение процессов на Солнце практически в непрерывном режиме. Вспышки на Солнце оказывают влияние на динамику атмосферы Земли и являются причиной ряда опасных атмосферных явлений [12]. Активность Солнца, проявляющаяся количеством солнечных пятен, периодически изменяется. Эти периоды соответствуют периодам движения Солнца вокруг центра масс Солнечной системы [12] - [13]. Их длительность равняется 22 годам с двумя подпериодами по 11 лет. Кроме того существует и большие периоды, длительностью сотни лет. Возможно, эти колебания активности Солнца является причиной короткопериодических изменений климата Земли [13].

Изучение процессов на Солнце позволит более детально понять процессы, которые происходят на звёздах. На двух службах Солнца будут размещаться все то

оборудование, которые используются для изучения Солнца и звезд с поверхности Земли. Эффективность использования оборудования на Луне будет значительно выше, так здесь нет облачности и нет атмосферы. Из-за малой силы тяжести, громоздкие на Земле конструкции, на Луне могут быть значительно меньшие по массе.

Служба космоса является самой важной частью деятельности человека на Луне. Ее значение и актуальность задач со временем будут только нарастать. На начальном этапе на этой службе будут выполняться все те исследования, которые сейчас выполняются на Земле с помощью ее спутников. По мере ее становления эти задачи будут дополняться новыми, которые с помощью спутников невозможно выполнить. Одной из таких задач является дальняя космическая связь с отправленными в дальний космос космическими кораблями. Отсутствие атмосферы и собственного магнитного поля позволит с более высокой надежностью осуществлять такую связь.

Что должно входить в состав двух этих служб? Каждая служба должна состоять из трех подразделений: 1) исследовательского; 2) инженерно-технического и 3) оранжерейного.

Задачей исследовательского подразделения является выполнение работ по изучению Земли, Солнца и космоса. Задачей инженерно-технического подразделения является создание материальной базы службы и обеспечение ее функционирования. Задачей оранжерейного подразделения является создание жизни на Луне, обеспечение продуктами питания обитателей служб и обеспечение жизнедеятельности всех структур оранжерейного хозяйства.

На первом этапе задачи оранжерейного подразделения являются главными, т.к. у человечества нет опыта создания жизни во взвешенных условиях. Заблаговременно должны начаться работы на Земле и на искусственных спутниках Земли по созданию жизни в искусственных условиях. Некоторый опыт в этой области уже имеется. Нужно его изучить и создать программу исследований по созданию различных элементов жизни во взвешенных условиях применительно к Луне. После выполнения этой работы можно приступить к разработке проекта оранжерейного хозяйства на Луне.

До тех пор, пока на Луне не начнется полноценное функционирование оранжерейного хозяйства, исследовательские и инженерно-технические работы преимущественно будут выполняться с помощью автоматов и управляемых с Земли механизмов.

3.2. О перемещениях на Луне

Для перемещения на Луне целесообразно создавать шагающий и бегающий транспорт. Животные на Земле, двуногие и четвероногие, могут перемещаться с приличной скоростью, сопоставимой со скоростью колёсного автотранспорта. Но животное с этой скоростью может двигаться по бездорожью. При движении животное обзоревает свой путь и ставит ногу на землю с учётом всех обстоятельств в точке касания ее с землёй. Современные средства наблюдения, контроля и управления позволяют создать механическую ногу транспортного средства, которая будет функционировать не хуже ноги самого быстрого животного. В дальнейшем развитии транспортное средство с механическими ногами по бездорожью достигнет скорости колёсного транспорта по хорошей дороге.

Такие транспортные средства с механическими ногами можно дополнить механическими руками или отдельным ногам добавить функцию рук. Механические руки позволят транспортным средством исправлять ситуацию в аварийных случаях: при опрокидывании, при движении на опасных участках и т.д. Алгоритмы управления будут создаваться для разных ситуаций, и со временем надёжность такого транспортного средства может приближаться к 100%.

При движении по устоявшимся маршрутам транспортное средство с механическими руками может убирать с маршрута наиболее мешающие помехи. Таким образом, будут создаваться тропы и дороги для этого транспорта, по которым скорости движения будут увеличены.

Такие транспортные средства, оборудованные средствами навигации, могут перемещаться как с людьми, так и без людей. Все работы, связанные с доставкой грузов, могут выполняться без людей. Это значительно упрощает и удешевляет перемещение грузов, так как нет необходимости использовать систему жизнеобеспечения для людей.

Перемещения на большие расстояния, например, между службами Земли и космоса, необходимо осуществлять с помощью реактивных двигателей по баллистической траектории. В реактивных двигателях на Земле топливо сгорает в среде окислителя, продукты сгорания приобретают большую скорость, и их реактивная струя перемещает транспортное средство, например, космический корабль. В лунных реактивных двигателях лунный песок и пыль будут использоваться в качестве вещества реактивной струи. В реактивном транспортном средстве должны быть запасы энергии, необходимой для сообщений этому материалу скорость реактивной струи. Этой энергией может быть электроэнергия, запасенная в аккумуляторах. Аккумуляторы будут заряжаться от солнечных батарей во время лунного дня.

Сообщение скорости веществу может осуществляться электрическим способом. Например, сыпучему материалу сообщается заряд одного знака, затем он поступает в межэлектродное пространство с высоким напряжением, где происходит его ускорение. При механическом способе на вращающееся устройство подается сыпучий материал, где он приобретает необходимую скорость. В этом случае, с целью предотвращения вращения транспортного средства, нужно делать парные устройства, вращающиеся в разные стороны.

В качестве сыпучего материала можно использоваться вещество реголита Луны, которое, по-видимому, по гранулометрическому составу включает земные аналоги: пыль, порошок, супесь, песок.

Вопрос получения и хранения энергии является отдельной проблемой, требующей тщательного изучения. Во вне полярных районах Луны, по-видимому, солнечной энергии будет достаточно. Солнечные батареи могут дать электроэнергию, которую нужно запастись для лунной ночи. Для обогрева во время ночи и для охлаждения во время дня нужно использовать аккумуляторы тепла и холода, соответственно. Электроэнергию можно также получать на основе разности температур поверхности Луны и слоя постоянных температур, расположенного под поверхностью Луны. Эта разность температур существует как днем, так и ночью. По-видимому, здесь могут найти применения двигатели Стирлинга для выполнения работы и для производства электроэнергии.

3.3. *Материалы и вещества*

Для создания служб Земли и космоса необходимы материалы и вещества. Рассмотрим, что требуется для жизни на Луне. Для функционирования оранжереи нужны почва, вода и воздух. Образцы почвы можно завести с Земли. Когда на ней поселяться растения, почву можно будет смешивать с лунным грунтом и постепенно увеличивать ее количество. Не всякий лунный грунт подойдет для этих целей. Поэтому предстоит большая работа по изучению лунного грунта, приготовления нужного состава, заготовки его и доставки до оранжереи.

Где взять воду? Во время лунных дней поверхность Луны накаляется и имевшаяся в ней вода выкипала, испарялась и улетучивалась. Необходимо изучить распределение температуры по поверхности Луны. Где-то ближе к полюсам может обнаружиться отрицательная температура. Там, возможно, удастся найти лед.

В экваториальных и средних широтах температура поверхности Луны изменяется от сотни градусов Цельсия днём до сотни градусов отрицательной температуры ночью. Но с глубиной слой переменной температуры должен закончиться, и начаться неизменная температура. Какая она? Если температура – отрицательная, то на этой глубине может быть лед.

Таким образом, чтобы найти воду нужно провести температурные исследования Луны, как по глубине, так и по поверхности.

Где взять воздух? На Земле он состоит на 80% из азота и на 20% кислорода. Имеется также небольшое количество других газов. По-видимому, без многих из них можно обойтись.

В настоящее время азота и кислорода на Луне не обнаружено. Поэтому их нужно добывать из имеющихся на Луне веществ. Необходимо изучить составы лунных пород. Затем на Земле разработать разные варианты технологии по добыче из них азота и кислорода. В последующем состав воздуха можно будет регулировать с помощью растений и водорослей. Среди них есть те, которые выделяют кислород, а также другие газы.

Для строительства оранжереи необходимы строительные материалы, металлы и разные вещества. Доставать их с Земли невозможно. С Земли нужно будет доставлять готовые изделия, сложные инструменты и орудия, машины и подобные изделия, изготовить которые на Луне невозможно. Все нужные материалы и вещества необходимо добывать из имеющихся на Луне минералов. Поэтому должна быть хорошо изучена геология Луны. На ее основе, на Земле должны быть разработаны процессы по превращению лунных минералов в необходимые материалы и вещества.

3.4. Безопасность строений на Луне

Строения на Луне потребуют больших затрат сил, средств и времени. Поэтому они должны быть долговечными со сроком эксплуатации в сотни лет. В связи с этим необходимо обезопаситься от природных катастроф. Это могут быть сползания грунта на склонах, камнепады, падение метеоритов и др. Некоторые из них могут не представлять реальную угрозу. Поэтому ещё до начала строительства нужно провести изучение, какие могут быть опасности, и какая их вероятность. Что касается метеоритной опасности, то реальность ее не вызывает сомнений, так как вся поверхность Луны, как и всех небесных тела, испещрена метеоритными кратерами. Поэтому к этой угрозе нужно отнестись с пристальным вниманием. По-видимому, необходимо провести экспериментальное наблюдение по вероятности, составу и характеристикам метеоритов, падающих на Луну. С этой целью можно разместить на ее поверхность экран со средствами наблюдения и контроля падения метеоритов. Информация от них должна передаваться на Землю. В течение нескольких лет должны вестись наблюдения. Они позволяют получить данные о метеоритной опасности, необходимые при проектировании строений. Таких площадок должно быть две в местах предполагаемого строительства: одна на видимой стороне Луны, другая – на обратной.

За большой срок службы сооружений, всегда будет существовать опасность их поражения крупными метеоритами. Поэтому жизненно важную часть оранжереи необходимо создавать под поверхностью Луны. По-видимому, оптимальным вариантом было бы каждую из служб создавать вблизи холма из скальной породы. Оранжерейное хозяйство будет располагаться вне холма, а в выдолбленных помещениях внутри холма – все жизненно важные его системы. Кровля холма будет надёжной их защитой даже от сравнительно крупных метеоритов. Оранжерейное хозяйство должно быть секционированным. В случае разгерметизации отдельной секции в результате попадания метеорита, остальные секции автоматически будут отсекаются от нее, и продолжать функционировать.

3.5. Принцип взаимоотношения земель в их деятельности на Луне

Службы на Луне создаются в интересах всего человечества. Однако на Земле существует разные государства, взаимоотношения между которыми нельзя назвать дружественными. Возможны взаимные угрозы и не исключаются войны на уничтожение друг друга. Эта ситуация кардинально может не измениться в ближайшие сотни лет. Поэтому должны быть выработаны принципы взаимоотношений землян в их деятельности на Луне. Основываясь на условиях, необходимых для успешного функционирования двух службы на Луне, попробуем сформулировать некоторые из них.

В-первых, каждое государство имеет право принимать участие в создании этих служб, в их функционировании и в использовании их результатов.

Во-вторых, так как служб две, то имеет смысл создавать две группы государств, одна из которых ответственна за службу на видимой стороне, а другая – на обратной.

В-третьих, представители одной группы имеют право посещать территорию службы второй группы, заручившись её разрешением.

В-четвертых, каждая группа государств обязана делиться своими достижениями и результатами с членами другой группы на безвозмездной основе.

В пятых, не дружественные и враждебные отношения государств на Земле не распространяются на их представителей на Луне.

Лиц, призывающих нарушить этот принцип, настигает высшая мера наказания, не имеющие срока давности.

У человечества есть опыт такого сотрудничества при исследовании Антарктиды, в проекте Аполлон-Союз, на Международной космической станции. По-видимому, его можно считать успешным. Для сотрудничества на Луне нужно использовать этот опыт.

3.6. Последовательность выполнения работы

Исследования Луны начались 50 лет назад Советским Союзом и США. Сейчас в нем принимают участие и другие страны. Поэтому они будут продолжаться разными странами и дальше. Чтобы эти разрозненные исследования были продуктивными необходима постановка общей цели и конкретизация определённых задач. Тогда все разрозненные исследования будут создавать общий объем знаний о Луне, который в последующем позволит эту цель достигнуть.

Поэтому необходимо провести международное обсуждение задачи освоения Луны всеми заинтересованными сторонами. Результатом этого обсуждения должно быть создание Международного комитета по освоению Луны. Первой его задачей является создание предварительного проекта по перспективам освоения Луны.

В этом проекте будут конкретизированы рассмотренные выше цели и задачи. Они позволят разным странам направлять свои исследования в соответствии с ними. На Международный комитет будет ложиться задача координации этих исследований, анализу и обобщению их результатов и дальнейшей постановки задач.

Эта работа будет способствовать сближению разрозненных сторон, объединению их при выполнении крупных проектов. Это сотрудничество в дальнейшем приведёт к консолидации коллективов, необходимых для создания служб Земли и космоса.

Одной из таких предварительных задач является создание спутника Луны. Спутник необходим как промежуточная станция для осуществления полётов с Земли на Луну и обратно. Кроме того, спутник нужен для связи службы космоса с Землёй и служб Земли и космоса между собой

Дальнейшее развитие Международного комитета освоения Луны превратит его в главный орган человечества по освоению Луны и проводимым на ней работам.

3.7. Возможные задачи с использованием служб Луны

Когда человечество приступит к строительству служб на Луне, может быть поставлена задача по созданию долговременного спутника Луны. Нами выполнены траекторные расчеты по превращению астероида Апофис и 1950DA в спутники

Земли [14]. Можно подобрать астероид для превращения его в спутник Луны. По-видимому, орбита его должна быть круговой или с небольшой эксцентricностью и с большой полуосью порядка 5000 км. То есть от Луны он будет удален на это расстояние. Орбита спутника должна лежать в плоскости орбиты Луны. Такой спутник повысит надежность перемещений между Землей и Луной.

В астрономии применяются различные методы определения расстояний от Земли до астрономических объектов. Наиболее надежным является метод триангуляции, при котором измеряются углы наблюдения звезды из противоположных точек орбиты Земли. Углы можно определить по смещению звезды на небесной сфере относительно более далеких звезд. Таким способом можно измерить расстояние до объектов, удаленных на расстояние порядка 20 парсек (пк). В этом случае базой расстояния является полуось орбиты Земли a . Если увеличить длину базу, то пропорционально ей увеличится дальность измеряемых расстояний.

Увеличить базу можно, разместив один из пунктов наблюдения на космическом аппарате, запущенном с Земли по гиперболической орбите. Переданное на Землю положение звезды, которое было наблюдеено на космическом аппарате на расстоянии r от Земли, позволит определить ее дальность на расстоянии большим в r/a раз по сравнению с 20 пак.

Космический аппарат запускается в плоскости орбиты Земли, в т. А на рис. 8, в направлении ее орбитального движения. Например, скорость аппарата относительно Земли равна 20 км/сек, а относительно Солнца – 50 км/сек. При этой скорости он движется по гиперболической орбите, и его скорость на бесконечности $v_\infty = 28$ км/сек, т.е. он с этой скоростью покидает Солнечную систему. Через полгода такой же аппарат в т. В направляется в противоположном направлении.

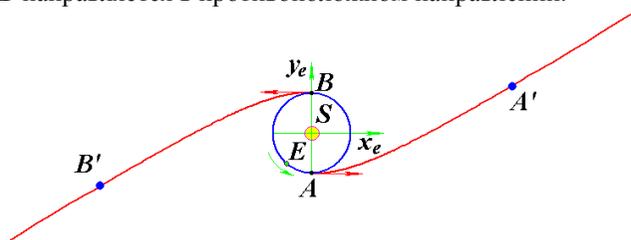


Рис. 8. Траектории движения триангуляционных космических аппаратов для измерения расстояний до звезд: S – Солнце; E – Земля; A и B – точки запуска аппаратов A' и B' , соответственно; $y_e x_e$ – плоскость гелиоцентрической эклиптической системы координат $x_e y_e z_e$ на эпоху 2000.0 г.

Виды звездного неба, наблюдаемые из аппаратов в направлении оси z_e и в противоположном, направляются на Землю с определенным интервалом по времени. Виду из аппарата, запущенного в т. А, можно сопоставить вид звездного неба, наблюдаемого из аппарата В и находящемся на одном и том же расстоянии r . Это позволит измерить дальность до объектов в парсеках $D = 20r/a$. В таб. 5 приведены время наблюдения T , расстояние r от Солнца в астрономических единицах и дальность D до астрономических объектов, которая будет определена с помощью триангуляционных спутников. Через год их движения мы сможем надежно знать расстояние до звезд, находящихся от нас на дальности $D = 140$ пак, через десять лет – на дальности – 1260 пак, а через 30 лет – 3700 пак. Следует отметить, что на дальности 20 пак расстояние с Земли определяется с погрешностью 20%. Поэтому с увеличением расстояния r до аппаратов, будет уточняться дальность до тех объектов, дальность до которых меньше величины D , указанной в табл. 5.

Таблица 5. Определяемая триангуляционными космическими аппаратами дальность D до звезд в зависимости от времени их движения T на расстояние r от Солнца.

Параметры	Значения параметров									
	T , years	1.03	2.12	3.08	4.05	5.02	10.1	15.1	20.4	25.4
r , AU	7	14.4	20	26	32	63	93	125	155	185
D , pc	140	280	400	520	640	1260	1860	2500	3100	3700

Измерение дальности возможно для тех расстояний r , до которых возможен обмен данными между службой космоса на Луне и триангуляционными космическими аппаратами.

Дальность D до астрономических объектов является исходным параметром в астрономии. От нее зависит размер объекта, его скорость, физические характеристики, а в ряде случаев и его физическая природа. Поэтому, чтобы быть уверенным в своем знании о дальнем космосе, перед человечеством всегда будет стоять задача уточнения расстояния до его объектов.

Благодарности

Материалы данной работы получены в результате исследований в Институте Криосферы Земли, Тюм. НЦ СО РАН, ФНИЦ в течение двух десятилетий, а в последние годы исследования проводятся по теме 121041600047-2. Эти результаты основаны на решении задач о взаимодействии тел Солнечной системы и получены на суперкомпьютерах Центра коллективного пользования Сибирского суперкомпьютерного центра Института вычислительной математики и математической геофизики СО РАН, Новосибирск, Россия. Этот материал прочитал мой сын Леонид Смутьский и высказал ряд полезных соображений.

Литература

1. Smulsky, J. J. (2020). The Evolution of the Earth's Rotational Movement for Millions of Years. *The Complex Systems*, No. 1 (7), p. 3–42. http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/EVDZ03_1EnJc.pdf.
2. Smulsky, J. J. (2012a). Galactica software for solving gravitational interaction problems. *Applied Physics Research*, 4(2), 110-123. <http://dx.doi.org/10.5539/apr.v4n2p110>.
3. Smulsky, J. J. (2012b). The system of free access galactica to compute interactions of N-bodies. *I. J. Modern Education and Computer Science*, 11, 1–20. <http://dx.doi.org/10.5815/ijmecs.2012.11.01>.
4. Smulsky, J. J., (2018c). *Future Space Problems and Their Solutions*. Nova Science Publishers, New York, 269 p. ISBN: 978-1-53613-739-2. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/InfFSPS.pdf>.
5. Smul'skii I.I. and Krotov O.I. Change of Angular Momentum in the Dynamics of the Solar System // *Cosmic Research*, 2015, Vol. 53, No. 3, pp. 237-245. DOI: 10.1134/S0010952515020094. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/COSR237.pdf>.
6. Smulsky, J. J. (2019). Angular Momentum due to Solar System Interactions. In: Gordon O. (Editor) *A Comprehensive Guide to Angular Momentum*. Nova Science Publishers, New York, p. 1-40. ISBN: 978-1-53615-707-9. http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/CGAngMom1_2Cv.pdf.
7. Melnikov, V. P. & Smulsky, J. J. (2009). *Astronomical theory of ice ages: New approximations. Solutions and challenges*. Novosibirsk: Academic Publishing House. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/AsThAnE.pdf>.
8. Smulsky, J.J., 2003. New geometry of orbital evolution, in: *New Geometry of Nature*. Proc. Joint International Scientific Conference, August 25 — September 5, 2003. Book V.

- III. Astronomy. Education. Philosophy. Kazan State University, Kazan', pp. 192—195.
<http://www.ikz.ru/~smulski/smul1/Russian1/IntSunSyst/NeGeEv2.doc>.
9. Smulsky, J.J., 2007. A mathematical model of the Solar System, in: Theoretical and Applied Problems of Nonlinear Analysis. Russian Acad. Sci., Dorodnitsyn Computing Center, Moscow, pp. 119-139. <http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/MatMdSS5.pdf>.
10. Garfinkle R.A. (2020) The Earth–Moon System. In: Luna Cognita. Springer, New York, NY. 36 p. https://doi.org/10.1007/978-1-4939-1664-1_2.
11. Smulsky, J.J., 2021. Dark Matter and Gravitational Waves. Natural Science, 13, No. 3, 76-87. doi:10.4236/ns.2021.133007.
<https://www.scirp.org/journal/paperinformation.aspx?paperid=107880>.
12. Smulsky, J.J. Cosmic Impacts on the Earth and their Influence on the Arctic // The Complex Systems. 2017. No. 4 (25), p. 27-42. (In Russian).
<http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/CsmAcEIA.pdf>.
13. Mörner N-A, Editor. Planetary Influence on the Sun and the Earth, and a Modern Book-Burning. Vol. 196. New York: Nova Sciences; 2015.
14. Smulsky, J. J. and Smulsky, Ya. J., 2012. Dynamic Problems of the Planets and Asteroids, and Their Discussion. *International Journal of Astronomy and Astrophysics*, Vol. 2, No. 3, , pp. 129-155. doi:10.4236/ijaa.2012.23018.
<http://www.ikz.ru/~smulski/Papers/AsAp1950E13cJ.pdf>.