

В. В. ИВАШКИН, Е. С. ГОРДИЕНКО

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ЛУННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ И ЛУННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ БАЗЫ НА ОСНОВЕ ВЫСОКИХ КРУГОВЫХ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ

В статье рассматриваются вопросы создания лунной навигационной спутниковой системы и лунной орбитальной базы на основе высоких околокруговых орбит искусственных спутников Луны с использованием российских средств выведения. Исследуются две задачи построения лунной орбитальной системы для навигационного обеспечения предстоящего освоения Луны. Приведены результаты анализа орбитальной эволюции космического аппарата (КА) при движении в реальном поле Луны под влиянием гравитационных возмущений. Показано, что высокие полярные околокруговые орбиты вокруг Луны способны сохранять свою форму в течение длительного времени. Рассмотрена задача выведения КА на такие орбиты с использованием нескольких схем выведения. Проанализирована конфигурация лунной навигационной спутниковой системы, иллюстрирующая принципиальную возможность ее построения, а также создания лунной орбитальной базы на основе использования спутников, расположенных на высоких околокруговых орбитах вокруг Луны, с выведением их ракетами-носителями.

Ключевые слова: космический аппарат, лунная навигационная спутниковая система, лунная орбитальная база, высокие орбиты спутника Луны, полярные орбиты, гравитационные возмущения.

Введение

Осваивать космос следует поэтапно. Перед тем как приступить к исследованию дальнего космоса, необходимо колонизировать Луну, чтобы в дальнейшем использовать ее как порт для межпланетных миссий. Это реализуемо только после решения целого ряда задач, среди которых определение положения объектов как на поверхности Луны, так и в окололунном пространстве; обеспечение связи между окололунной орбитой и Луной, Луной и Землей. Кроме того, для успешного освоения космоса необходимо наблюдение за объектами, находящимися на большом удалении от Земли. Решить поставленные задачи можно будет после разработки и введения в эксплуатацию лунной навигационной спутниковой системы (ЛНСС), вопросы построения которой давно обсуждается как зарубежными, так и отечественными учеными [1–10].

Ивашкин Вячеслав Васильевич. Доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник, отдел 5 «Механика космического полета и управление движением», ИПМ им. М.В. Келдыша РАН (Москва). ORCID: 0000-0003-1884-1054.

Гордиенко Евгений Сергеевич. Кандидат технических наук, математик 1 категории, отдел баллистики и навигации, АО «НПО Лавочкина» (Химки, Московская обл.). ORCID: 0009-0000-1962-4831.

Статья по докладу на XXIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2022.

В последние годы специалистами НАСА было выполнено несколько исследований, касающихся возможности дальнейшего освоения Луны. В частности, были предложены разные варианты создания ЛНСС с использованием как спутников, выводимых в точки либрации L_1 и L_2 системы Земля–Луна, так и орбит, получаемых по критериям, аналогичным околоземным глобальным навигационным спутниковым системам (СС) ГНСС и GPS.

Так, в 2002–2007 годах была выдвинута идея построения спутниковой системы с использованием малых КА для развития лунной навигационной и коммуникационной инфраструктуры [1–3]. При этом было указано, что на начальном этапе система, обеспечивающая связь и навигацию, должна включать три КА, расположенных на полярных орбитах. Затем по мере введения в состав системы дополнительных аппаратов ее навигационные и коммуникационные характеристики могут быть улучшены.

Другой коллектив авторов в 2008 году на аэрокосмической конференции IEEE предложил концепцию построения системы спутников для обеспечения навигации, связи и ретрансляции в окрестности южного полюса Луны [4]. С этой целью предлагалось задействовать два спутника, помещенных в окрестности точки либрации L_2 системы Земля–Луна. В работе также отмечается, что при добавлении в систему двух аппаратов, расположенных в окрестности точки либрации L_1 системы Земля–Луна, удастся почти полностью охватить поверхность Луны.

В 2013 году на конференции «Космос-2013» была представлена концепция автономной навигационной оптической системы, которая потребуется экипажу в случае пропадания связи с Землей [5]. Предполагается, что такая система будет способна решать задачи навигации только по изображениям Земли, Луны и неподвижных звезд. В 2013–2020 годах эти исследования были продолжены [6–10].

В настоящей статье рассмотрена возможность создания ЛНСС и лунной орбитальной базы на основе высоких околокруговых орбит искусственных спутников Луны (ИСЛ). В Советском Союзе, а затем и в России также велись работы по проектированию лунных спутниковых систем.

Сначала отметим, что наша отечественная лунная космическая навигация, в частности автономная, имеет славную историю. Достаточно упомянуть КА Е-6 – «Луну-9» [11], проект пилотируемого облета Луны Л-1 [12] и многие другие.

Идея навигационной системы спутников вокруг Луны неоднократно высказывалась ведущим научным сотрудником НИИ космических систем им. А.А. Максимова при ГКНПЦ им. М.В. Хруничева д.т.н. О.В. Гурко в беседах с одним из авторов статьи в 2010 г.

Создание ЛНСС требует решения целого комплекса задач, главными из которых представляются следующие:

- определение параметров устойчивых орбит, пригодных для построения ЛНСС, а также возможной конфигурации такой системы. Ранее решением этого вопроса занимались Э.Л. Аким, М.Л. Лидов, М.А. Вашковьяк, А.Р. Голиков, В.В. Ивашкин, А.И. Болкунов [13], Е.А. Микрин, М.В. Михайлов, И.В. Орловский [14] и др. Предварительный анализ показал, что определенной устойчивостью обладают околокруговые орбиты высотой более 1000 км и наклоном $\sim 60^\circ$, $\sim 120^\circ$. На таких орбитах ИСЛ влияние возмущений от гармоник лунного гравитационного поля на эволюцию параметров орбиты уже достаточно мало, а влияние возмущений от поля Земли еще не слишком велико;

- поиск наилучшего метода выведения спутников при построении такой системы. Отметим, что ранее эта задача решалась рядом авторов в кеплеровской модели центрального поля Луны [15, 16].

В развитие предыдущих исследований [17, 18] в разделе 1 анализируется устойчивость орбит ИСЛ для построения ЛНСС и орбитальной лунной базы, а также схемы выведения КА на высокие полярные орбиты ИСЛ. В разделе 2 рассматривается устойчивость орбит спутников для построения ЛНСС и орбитальной лунной базы. В разделе 3 анализируются схемы выведения КА на высокие полярные орбиты спутников Луны. В завершение делаются выводы.

1. Анализ устойчивости орбит ИСЛ для построения ЛНСС и орбитальной лунной базы

Построение ЛНСС и орбитальной лунной базы является актуальной задачей [14, 19, 20], в рамках которой исследования проводились в ряде организаций. Так, специалисты ЦНИИмаш проанализировали построение лунной системы, а также выбрали орбитальную группировку для такой системы [13].

Специалисты АО «НПО Лавочкина», ИПМ им. М.В. Келдыша РАН и ИНАСАН подтвердили полученные ЦНИИмаш результаты, а также разработали новые алгоритмы и методики, благодаря которым удалось получить новые научные результаты по навигационному обеспечению лунных исследований и освоению Луны [19].

Следует отметить, что был предложен вариант системы с минимальным количеством спутников, выполняющих ограниченные задачи, введение которых в эксплуатацию выгодно с точки зрения минимизации денежных средств [19]. Тем не менее, если рассматривать возможную систему как многофункциональную, то есть способную решать сразу же несколько задач – навигации, связи, ретрансляции, наблюдения за объектами дальнего космоса, то, как выяснилось, необходимы системы с большим числом спутников (аналогичные ГЛОНАСС, но для Луны).

Специалисты ПАО «РКК «Энергия» оценили точность определения положения ЛНСС и предложили свою концепцию [14]. Идея состояла в том, чтобы запустить 6 спутников на высокоэллиптические околоземные полярные орбиты с высотой апогея ~100 тыс. км и развести их по двум взаимно перпендикулярным плоскостям (по 3 КА в каждой плоскости). Далее предполагалось установить на аппаратах приемно-передающую аппаратуру ГЛОНАСС и использовать информацию, поступающую от ее спутников для определения как вектора состояния КА (например, время и координаты вектора положения x , y , z , а также компоненты вектора скорости V_x , V_y , V_z в селенографической системе координат), так и положения объектов на поверхности Луны и в окололунном пространстве. Авторы провели анализ устойчивости предлагаемых орбит, оценили точность определения такой системой положения и на поверхности естественного спутника Земли, и в его окрестности. Были получены сравнительные характеристики предлагаемой нами ЛНСС и рассмотренной в [14].

Тщательное изучение упомянутых выше работ показало, что для создания вокруг Луны системы спутников, способной решать задачи связи и навигации, подходят высокие околокруговые орбиты ИСЛ, с использованием которых может быть создана и лунная орбитальная база.

Рассмотрим далее свойства этого семейства орбит. Для построения системы спутников, способной решать поставленные задачи в течение длительного време-

ни, кроме выведения, необходимо обеспечить стабильность формы орбиты КА. На первом этапе исследования в процессе поиска устойчивых орбит основными требованиями к ним были стабильность высоты полета КА и видимость 3-4 КА из любой точки на поверхности Луны.

Для разработки математической модели сил, действующих на КА в процессе его полета по орбитам вокруг Луны, было изучено влияние различных возмущений на эволюцию высоких орбит ИСЛ радиусом $a_0 \in [4;9]$ тыс. км. Это исследование показало [17], что параметры орбиты КА сильнее всего зависят от возмущений от гравитационного поля Земли, в меньшей степени – от возмущений от гравитационного поля Луны с учетом его гармоник до восьмого порядка разложения селенопотенциала в ряд по сферическим функциям, а гравитационное поле Солнца и давление солнечного света оказывают слабое влияние на движение КА по орбитам ИСЛ.

Анализ эволюции орбит ИСЛ

При анализе эволюции орбит ИСЛ было выполнено моделирование движения КА в рамках задачи четырех тел: КА, Луны с учетом гармоник гравитационного поля до восьмого порядка разложения селенопотенциала в ряд по сферическим функциям, Земли и Солнца как материальных точек. Движение КА определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся селеноцентрической геоэквиаториальной системе прямоугольных координат OXYZ. Используются среднее равноденствие и средний геоэквиатор стандартной эпохи J2000.0. В этом случае дифференциальное уравнение в векторном виде, описывающее движение КА, имеет вид [15, 16]:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_M}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \right) + \mathbf{a}_M, \quad (1)$$

где \mathbf{r} – селеноцентрический радиус-вектор КА; μ_i и \mathbf{r}_i – гравитационные параметры и селеноцентрические радиус-векторы возмущающих небесных тел, причем возмущение соответствует притяжению Земли при $i = 1$ и притяжению Солнца при $i = 2$; $\mathbf{a}_M = \{a_{Mx}, a_{My}, a_{Mz}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Луны с учетом гармоник до восьмого порядка разложения селенопотенциала в ряд по сферическим функциям. Векторы состояния Земли и Солнца (в состав которых входят такие параметры, как время и координаты вектора положения x, y, z , а также компоненты вектора скорости V_x, V_y, V_z в селеноцентрической системе координат) берутся из табличных эфемерид DE 421 [21]. На каждом шаге интегрирования координаты и параметры движения определяются относительно селенографической системы координат (СК), связанной с экватором Луны.

За основные параметры задачи приняты: n промежутков времени подлета к Луне и перехода КА на высокие круговые орбиты ИСЛ t_{0i} ; начальные значения элементов орбиты долготы восходящего узла Ω_0 , наклона i_0 , большой полуоси a_0 , эксцентриситета $e_0 = 0$, аргумента широты $u_0 = 0^\circ$. Для решения поставленной задачи вводится понятие технической устойчивости КА на заданном временном интервале (T_y), здесь оно определяется как интервал времени между началом моделирования до момента, когда форма орбиты КА изменится на 1%.

Ранее при разработке математической модели движения КА было рассмотрено влияние различных комбинаций возмущений на эволюцию орбит ИСЛ [17]. В итоге был сделан вывод о том, что гравитационное поле Солнца вносит весьма малый вклад в качественную картину изолиний технической устойчивости на заданном временном интервале в 1,5 года. Была проведена оценка ускорения давления солнечного света, действующего на КА массой ~ 1700 кг с площадью миделева сечения в 24 м^2 , который находится на полярной круговой орбите у Луны радиусом 5 тыс. км. Выяснилось, что данное ускорение в два раза меньше ускорения, действующего на КА от гравитационного поля Солнца. Из-за его малости, отсутствия проработанного облика лунного навигационного КА и неопределенной площади солнечных батарей давление солнечного света в настоящей статье не учитывалось.

Вводится целевая функция задачи: техническая устойчивость орбиты КА на заданном временном интервале $T_y = t_{e1} - t_0$, где $t_{e1} = \{t: (|\Delta r_\pi|/a_0) = 0,01 \text{ или } |\Delta r_\alpha|/a_0) = 0,01\}$, $\Delta r_\pi = (r_\pi - r_{\pi 0})$, $\Delta r_\alpha = (r_\alpha - r_{\alpha 0})$. Символами Ω , i , a , e , u , r_π , r_α обозначены долгота восходящего узла, наклонение, большая полуось, эксцентриситет, аргумент широты, расстояние до центра масс Луны в перицентре и апоцентре соответственно. Критерием решения задачи является максимизация времени T_y КА ($T_y \rightarrow \max$) на множестве параметров $(t_0, \Omega_0, a_0, i_0)$. Для 6 разных величин долготы восходящего узла $\Omega_0 = \{30^\circ, 90^\circ, 150^\circ, 210^\circ, 270^\circ, 330^\circ\}$ и 4 рассматриваемых дат $t_0 = \{05.05.2016, 30.03.2019, 06.04.2019, 12.04.2019\}$ строятся карты изолиний на плоскости параметров (a_0, i_0) . Далее находится пересечение множеств с приемлемой устойчивостью орбит КА – по параметрам (Ω_0, t_0) в плоскости параметров (a_0, i_0) . На рис. 1 приведен пример таких областей для некоторых дат со временем технической устойчивости орбиты КА T_y более 1,5 лет: a – 05.05.2016; b – 30.03.2019; $в$ – 06.04.2019; $г$ – 12.04.2019.

На рис. 1 и 2 тонкими показаны изолинии, ограничивающие области со временем технической устойчивости T_y более 1,5 лет для каждой из указанных дат, а также их общие области пересечения.

Исследование показало, что существуют даты, для которых области времени технической устойчивости не являются пустым множеством. Так, на рис. 2 приведены три области технической устойчивости, выделенные красным цветом:

- первая область – $i_0 \in (63^\circ, 67^\circ)$ и $a_0 \in [4; 4,4]$ тыс. км (подлет к Луне с севера N , $\Omega = 270^\circ$);
- вторая область – $i_0 \in (113^\circ, 116^\circ)$ и $a_0 \in [4; 4,4]$ тыс. км (подлет к Луне с юга S , $\Omega = 90^\circ$);
- третья область – $i_0 \in (81^\circ, 96^\circ)$ и $a_0 \in [4,8; 5,3]$ тыс. км (подлет к Луне и с юга, и с севера S/N , $\Omega = 90^\circ/270^\circ$).

Были проанализированы также возможные конфигурации ЛНСС с точки зрения обзора поверхности Луны и технической устойчивости орбитальной группировки КА в целом на интервале более 1,5 лет. В табл. 1 приведены показатели доступности трех и более КА (Д3), а также четырех и более КА (Д4) из любой точки на поверхности Луны без учета рельефа ($h = 0^\circ$) и с его учетом ($h = 5^\circ$) для возможных вариантов ЛНСС. Из табл. 1 видно, что наиболее пригодной конфигурацией для создания ЛНСС является вариант 2 с радиусом орбиты 4400 км. В таблице введены следующие обозначения: Vu_0 – вариант расположения спутников внутри каждой из плоскостей: I – $0^\circ, 24^\circ, 48^\circ$; II – $0^\circ, 20^\circ, 40^\circ$; III – $0^\circ, 22,5^\circ, 45^\circ, 67,5^\circ$; $B\Omega_0$ – вариант расположения плоскостей для конфигураций: I.I – $30^\circ, 150^\circ, 270^\circ$, I.II – $90^\circ, 210^\circ, 330^\circ$, I.III – $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$.

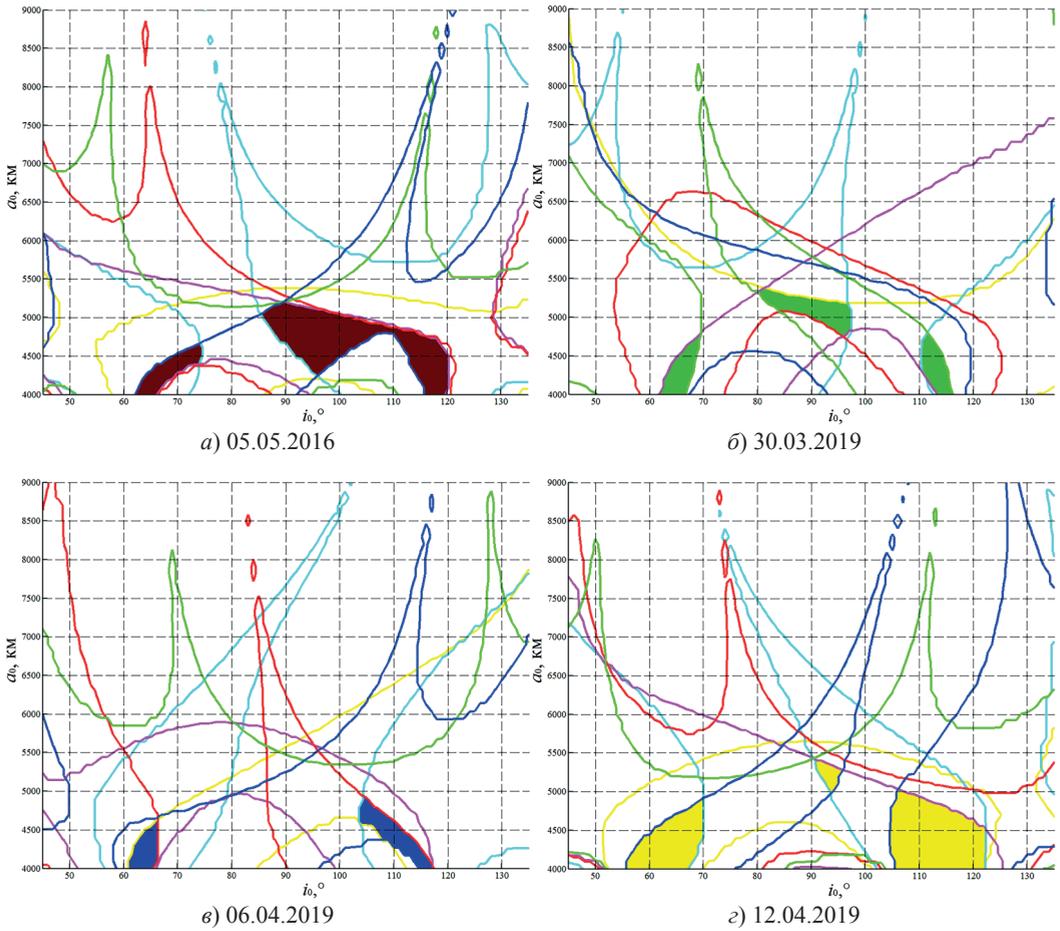


Рис. 1. Общие области времени технической устойчивости орбит КА $T_y \geq 1,5$ лет для времени t_{0i} , где $i = 1$ (а), 2 (б), 3 (в) и 4 (з)

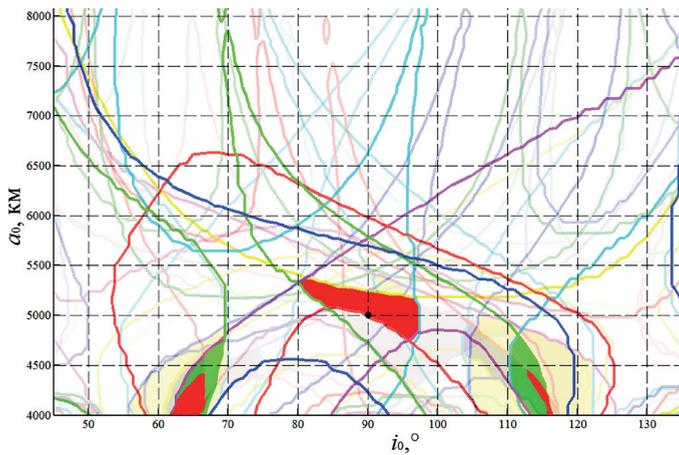


Рис. 2. Общие области времени технической устойчивости орбит ИСЛ (красный цвет) $T_y \geq 1,5$ лет для четырех рассматриваемых дат

Доступность $N_{КА} \geq 3$ и $N_{КА} \geq 4$ для систем с общим числом КА в системе 15 и более

B	$a_0, \text{ км}$	$i_0, ^\circ$	$B\Omega_0$	$Bu_0, ^\circ$	Д3	Д4
					$h = 0^\circ / h = 5^\circ$	$h = 0^\circ / h = 5^\circ$
1	6000	65	I.I/II	I	1/0,994	0,998/0,926
	4250	65	I.I/II	I	0,985/0,945	0,858/0,641
2	4250	65	I.I/II	II	1/0,998	0,999/0,953
	4400	66	I.I/II	II	1/0,999	0,999/0,964
	4400	113	I.I/II	II	1/1	0,999/0,961
3	4250	65	I.III	III	1/0,990	0,865/0,703
	4400	65	I.III	III	1/0,993	0,880/0,735

При этом варианты в 1-й колонке B соответствуют трем различным вариантам конфигураций спутниковой системы по аналогии с $N_{пл} \times N_{КА} = N_{\Sigma}$, где $N_{пл}$ – число плоскостей, $N_{КА}$ – число КА в плоскости, N_{Σ} – суммарное число КА:

$$1) 3 \times 5 = 15; 2) 3 \times 6 = 18; 3) 4 \times 4 = 16. \tag{2}$$

Полужирным шрифтом выделен наилучший вариант конфигураций.

2. Анализ устойчивости спутниковой системы

После анализа полученных выше результатов были сформированы варианты спутниковых систем с $a_0 = 4400$ км, что соответствует второму варианту конфигураций с тремя плоскостями по 6 КА в плоскости (3×6):

- 1) $3 \times 6 \Omega_1 = \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}, i_1 = 66^\circ;$
- 2) $3 \times 6 \Omega_2 = \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}, i_2 = 66^\circ;$
- 3) $3 \times 6 \Omega_3 = \{30^\circ, 150^\circ, 270^\circ\}, i_3 = 113^\circ;$
- 4) $3 \times 6 \Omega_4 = \{90^\circ, 210^\circ, 330^\circ\}, i_4 = 113^\circ.$

КА внутри плоскости расположены через 60° друг от друга, а разница между u_0 равна 20° . Предпочтительны варианты 1 и 4, требующие наименьших затрат на коррекцию эксцентриситета орбиты. По критерию минимизации числа корректируемых КА выгоднее вариант 2.

На рис. 3 приведена конфигурация, пригодная для создания ЛНСС. Она показывает второй вариант рассмотренных конфигураций с тремя плоскостями, которые соответствуют величинам долготы восходящего узла в $90^\circ, 210^\circ, 330^\circ$, по 6 КА, равномерно разнесенных в плоскости на 60° и находящихся на орбитах с селенографическими наклонениями в 66° . В первой плоскости ($\Omega = 90^\circ$) находятся спутники с 1 по 6 (отмечены зеленым цветом), во второй ($\Omega = 210^\circ$) – с 7 по 12 КА (отмечены красным цветом), в третьей ($\Omega = 330^\circ$) – с 13 по 18 КА (отмечены фиолетовым цветом). Оси X, Y и Z обозначают селенографическую систему координат XYZ .

На рис. 2 черной точкой отмечены параметры орбиты, которую мы выбрали для анализа наилучшего метода выведения КА при построении ЛНСС. На рис. 4 представлен условно типовой КА на круговой полярной орбите ИСЛ радиусом 5 тыс. км.

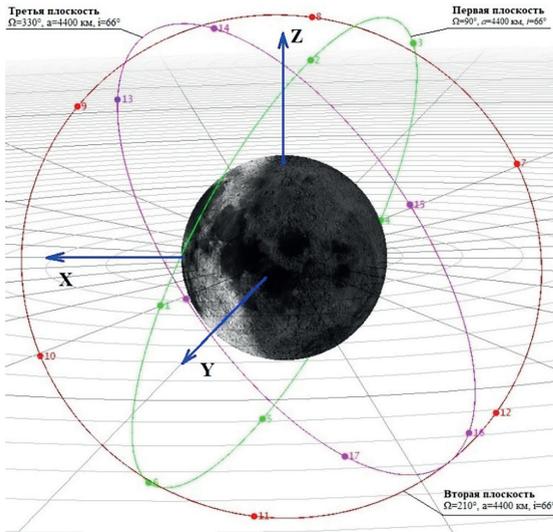


Рис. 3. Пример конфигурации КА для создания спутниковой системы

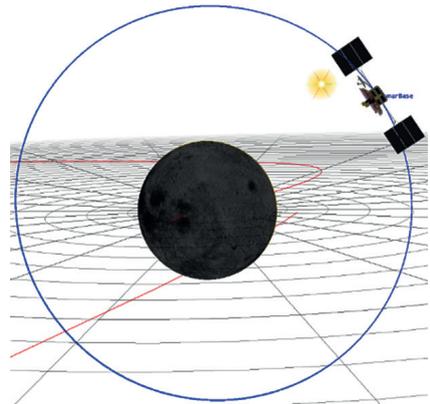


Рис. 4. Лунный КА – база

По результатам исследования был сделан вывод о том, что время активного существования спутников в составе навигационной системы, построенной на окололунных орбитах (1 и 4 варианты ЛНСС), может составить 10 и более лет при условии поддержания формы орбиты с помощью малых коррекций ~ 1 раз в 1,5 года [17]. Определена величина необходимой коррекции орбиты КА для поддержания ее формы и размера: она составила ~ 5 м/с.

3. Анализ схем выведения КА на высокие полярные орбиты ИСЛ

На данном этапе исследования выполнен анализ и выбор наилучшей схемы выведения КА на высокие полярные ($i_0 = 90^\circ$) круговые ($e_0 = 0$) орбиты ИСЛ радиусом 5 тыс. км. Рассматриваются схемы прямого перелета КА с Земли на Луну с одно-, двух- и трехимпульсным торможениями для перехода на круговую орбиту ИСЛ.

Используется традиционная для АО «НПО Лавочкина» схема выведения, при которой ракета космического назначения (РКН) в составе ракеты-носителя «Союз-2.1б» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» после старта с космодрома «Байконур» выводит КА на низкую опорную орбиту ИСЗ высотой $H_{\text{оп}} = 200$ км и наклоном $i_{\text{оп}} = 51,6^\circ$. Далее РБ «Фрегат» выводит КА на траекторию полета к Луне. Масса КА при подлете к Луне составляет $m_0 \approx 2040$ кг. Основной двигатель двигательной установки имеет следующие характеристики: тяга $P = 420$ кГс, удельная тяга $P_{\text{уд}} = 298,7$ с.

На рис. 5–6 представлены схемы выведения КА с одно- [22] и трехимпульсным [23] торможениями при его переходе на высокие орбиты ИСЛ, а на рис. 7 – частный случай трехимпульсного выведения с двухимпульсным переходом [23, 24], при котором промежуточный импульс не сообщается, а высота в периселении при переходе на конечную орбиту увеличивается за счет возмущений от гравитационного поля Земли. Для всех схем в качестве основного рассматривается вариант подлета КА к Луне из южной полусферы мира S . Рассмотрен также вариант подлета КА к Луне из северной полусферы мира N . Для обоих вариантов получены схожие результаты, в статье они не приводятся.

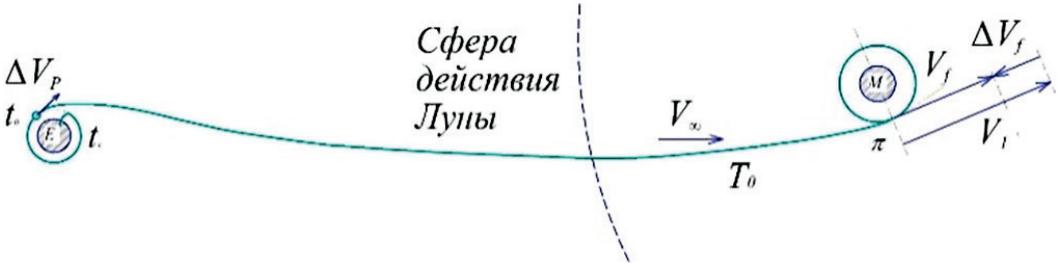


Рис. 5. Схема одноимпульсного перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ, где E – Земля, M – Луна, t_c – время старта РКН с космодрома, t_0 – время отлета КА вместе с РБ к Луне, ΔV_p – разгонный импульс, V_∞ – асимптотическая скорость, T_0 – гиперболическая орбита подлета КА к Луне, π – перигейт гиперболы, V_1 – скорость КА в перигейте π гиперболы подлета КА к Луне, V_f – скорость КА на круговой орбите ИСЛ, ΔV_f – тормозной импульс, $\Delta V_f = V_1 - V_f$

На рис. 8–10 представлены сравнительные характеристики этих трех схем выведения в зависимости от даты подлета КА к Луне: суммарная характеристическая скорость перехода (рис. 8), подлетное наклонение (рис. 9), время движения КА по орбитам вокруг Луны (рис. 10).

На рис. 6 представлены следующие обозначения трехимпульсной схемы: V_∞ – асимптотическая скорость; T_0 – гиперболическая орбита подлета КА к Луне; ΔV_1 – первый, тормозной импульс скорости, который сообщается в точке P_1 и переводит КА на высокоэллиптическую орбиту T_1 ; ΔV_2 – второй, разгонный импульс скорости, который сообщается в точке P_2 и переводит КА на высокоэллиптическую орбиту T_2 ; ΔV_3 – третий, тормозной импульс скорости, который сообщается в точке P_3 и переводит КА на конечную орбиту T_f .

Для двухимпульсной схемы на рис. 7 используются практически те же обозначения, что и для трехимпульсной на рис. 6, за исключением того факта, что разгонный импульс в промежуточной точке P_2 не сообщается, а импульс ΔV_2 является тормозным, переводящим КА на конечную орбиту T_f .

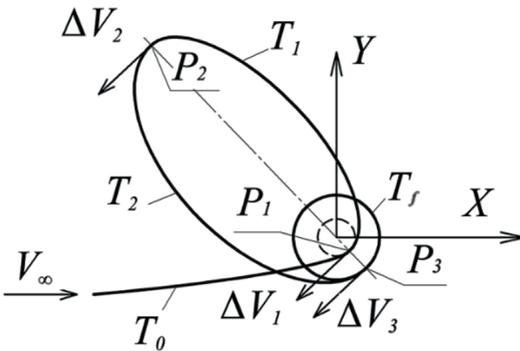


Рис. 6. Трехимпульсная схема перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ

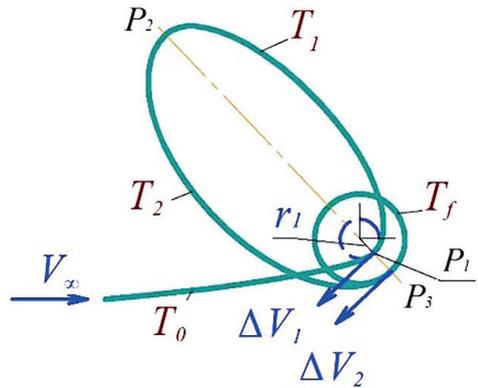


Рис. 7. Двухимпульсная схема перехода КА на высокую круговую орбиту ИСЛ

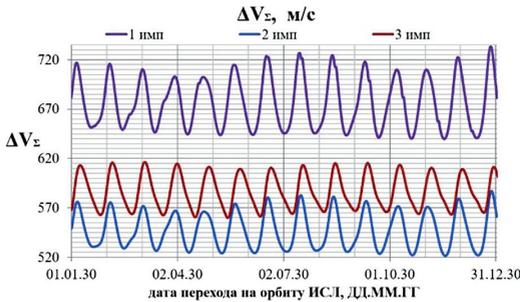


Рис. 8. Зависимости суммарной характеристической скорости выведения КА для одно- (график фиолетового цвета), двух- (график синего цвета) и трехимпульсного (график красного цвета) переходов на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ от даты подлета КА к Луне в 2030 г.

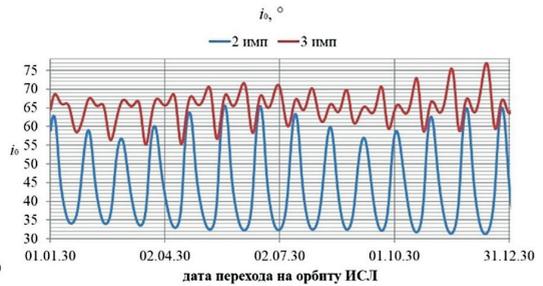


Рис. 9. Зависимости подлетного наклонения для двух- (график синего цвета) и трехимпульсного (график красного цвета) переходов на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ от даты подлета КА к Луне

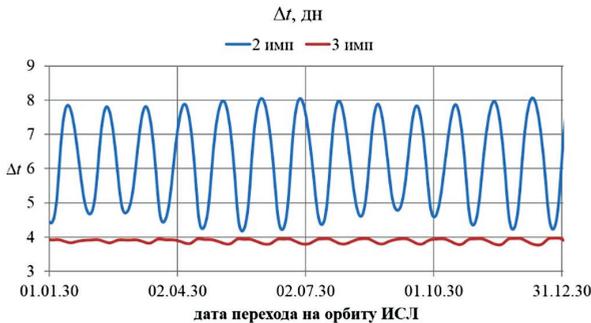


Рис. 10. Зависимости времени движения КА по орбитам вокруг Луны для двух- (график синего цвета) и трехимпульсного (график красного цвета) переходов на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ от даты подлета КА к Луне

Численные результаты. Сравнение вариантов торможения

Основные массоэнергетические характеристики рассмотренных выше вариантов торможения, а также результаты их сравнения приведены в табл. 2.

Здесь и далее индексы (1), (2) и (3) соответствуют характеристикам одно-, двух- и трехимпульсного вариантов выведения КА, индексы (1–3) и (3–1) означают разницу соответствующих величин в одно- и трехимпульсном вариантах выведения, индексы (1–2) и (2–1) – соответствующих величин в одно- и двухимпульсном варианте выведения, индексы (2–3) и (3–2) – соответствующих величин в двух- и трехимпульсном вариантах выведения. Верхние числа в ячейках соответствуют наименьшим величинам соответствующего параметра, а нижние – его наибольшим величинам.

Из табл. 2, а также рис. 8 видно, что для заданной схемы выведения ракеты-носителя «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат» при трехимпульсном выведении по сравнению с одноимпульсным $\delta V_f^{(1-3)}$ по суммарной характеристической скорости меняется в пределах от ~ 79 м/с до ~ 116 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(3-1)}$ – от ~ 45 кг до 64 кг. При двухимпульсном выведении по сравнению трехимпульсным по суммарной характеристической скорости выигрыш $\delta V_x^{(3-2)}$ составляет от ~ 29 м/с до ~ 35 м/с (без учета

коррекции), а по конечной массе КА $\delta m^{(2-3)}$ – от ~20 кг до 22,2 кг. При двухимпульсном выведении по сравнению с одноимпульсным по суммарной характеристической скорости выигрыш $\delta V_x^{(1-2)}$ составляет от ~114 м/с до ~155 м/с, а по конечной массе КА $\delta m^{(2-1)}$ – от ~65 кг до ~86,3 кг.

Т а б л и ц а 2

Массоэнергетические характеристики решения задачи перехода на высокую полярную круговую орбиту ИСЛ в 2030 году

r_1 , км	a_p , тыс. км	$r_2^{(3)}$, тыс. км	$r_2^{(2)}$, тыс. км	$\Delta V_f^{(3)}$, м/с	$\Delta V_f^{(2)}$, м/с	$\Delta V_f^{(1)}$, м/с	$m_f^{(3)}$, кг
1838,57	5	45	46,5 65,5	560 616	525 577	639 732	1652,9 1684,8
$m_f^{(2)}$, кг		$m_f^{(1)}$, кг		$\delta V_f^{(1-3)}$, м/с		$\delta V_f^{(1-2)}$, м/с	
1675		1588,7		79		114	
1705		1640,0		116		155	
$\delta V_f^{(3-2)}$, м/с		$\delta m_f^{(3-1)}$, кг		$\delta m_f^{(2-1)}$, кг		$\delta m_f^{(2-3)}$, кг	
35		64,2		86,3		22,1	
39		44,8		65,0		20,2	

Из рис. 8 и табл. 2 следует, что при наилучшем варианте двухимпульсного выведения на конечную орбиту в 2030 году суммарная характеристическая скорость $\Delta V_f^{(2)}$ меняется в диапазоне от ~525 м/с до ~577 м/с, при этом масса КА на целевой орбите варьируется от ~1652,9 кг до ~1694,8 кг. Из рис. 9 видно, что возмущения так сильно воздействуют на траекторию, что в случае двухимпульсного выведения подлетное наклонение i_0 в зависимости от даты перехода КА на орбиту ИСЛ меняется в пределах от ~32° до ~66°, а в случае трехимпульсного – от ~55° до ~77°. Таким образом, диапазон изменения подлетного наклонения в двухимпульсном случае составляет ~34° (рис. 9), что существенно больше, чем в трехимпульсном варианте, для которого разброс равен ~22°. Аналогичная картина наблюдается на рис. 10 для времени движения КА по орбитам вокруг Луны при переходе на конечную орбиту. Из рисунка видно, что в случае двухимпульсного торможения длительность перехода меняется в пределах от ~4,2 до ~8,1 сут., а в трехимпульсном – от ~3,77 до ~3,97 сут.

В дальнейшем авторы планируют представить результаты выведения одно-, двух- и трехимпульсного торможений для перехода КА на высокие круговые орбиты ИСЛ при подлете к Луне как с севера N , так и с юга S .

Выводы

1. Рассмотрен вопрос создания ЛНСС и лунной орбитальной базы на основе высоких околокруговых орбит искусственного спутника Луны с использованием российских средств выведения.
2. Проанализированы две взаимозависимые фундаментальные задачи, первой из которых является анализ устойчивости орбит ИСЛ для построения ЛНСС и лунной орбитальной базы, а вторая посвящена исследованию схем выведения КА на высокие полярные орбиты ИСЛ.

3. По результатам анализа первой задачи сделаны следующие выводы:
 - высокие круговые орбиты ИСЛ и их конфигурации могут быть использованы для построения многофункциональной ЛНСС;
 - на полярных околокруговых орбитах радиусом ~ 5 тыс. км можно разместить орбитальную околорунную базу;
 - время активного существования спутников в составе навигационной системы, построенной на околорунных орбитах (1 и 4 варианты ЛНСС), может составить 10 и более лет при условии поддержания формы орбиты с помощью малых коррекций ~ 1 раз в 1,5 года.
4. Из результатов анализа второй задачи следует:
 - проведено сравнение различных схем выведения КА на высокие круговые орбиты, для чего на интервале дат подлета КА к Луне с 01.01.2030 по 31.12.2030 получены численные и графические результаты анализа для всех рассмотренных вариантов торможения;
 - трехимпульсный переход выгоднее одноимпульсного как по суммарной характеристической скорости, выигрыш по которой составил от 79 до 116 м/с, так и по конечной массе КА – от 44,8 до 64,2 кг;
 - наименьшей суммарной характеристической скоростью обладает двухимпульсное торможение у Луны, при котором промежуточный импульс не сообщается. Его выигрыш по сравнению с трехимпульсным составляет по суммарной характеристической скорости от 35 до 39 м/с, по конечной массе – от 20,2 до 22,1 кг, а по сравнению с одноимпульсным по суммарной характеристической скорости – от 114 до 155 м/с и по конечной массе – от 65 до 86,3 кг;
 - наряду с массоэнергетическими также приведены геометрические и временные характеристики схем перехода на высокие орбиты ИСЛ.
5. Показано, что траектория двухимпульсного выведения геометрически значительно отличается от трехимпульсного аналога. Изменение параметров в двухимпульсном случае составляет $\sim 34^\circ$ по подлетному наклонению и от $\sim 4,2$ до 8,1 сут. по длительности перехода на конечную орбиту ИСЛ. В трехимпульсном варианте разброс по наклонению равен $\sim 22^\circ$, а по длительности перехода – от $\sim 3,77$ до $\sim 3,97$ сут. Таким образом, двухимпульсный переход, выигрывая у трехимпульсного по энергетическим характеристикам, имеет более сложную и менее устойчивую траекторию движения. В случае с трехимпульсным торможением промежуточный импульс (даже малый $\sim 0,001$ м/с) служит инструментом, стабилизирующим траекторию выведения КА на конечную орбиту ИСЛ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Stadter, P.A. et al., Confluence of navigation, communication and control in distributed spacecraft systems. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2002, 17, 5, pp. 26–32.
2. Stadter, P.A. et al., A scalable small-spacecraft navigation and communication infrastructure for lunar operations, *Proc. IEEE 2005 Aerospace Conference*, March 2005, 595–600, pp. 5–12.
3. Stadter, P.A., Sharer, P.J., Kantsiper, B.L., DeBoy, C., Finnegan, E.J., Napolillo, D., Duven, D.J., Kirby, K.W., Gramling, J.J., Lunar Navigation and Communication System Implementation Concept, *IEEE Aerospace Conference*, 2007, 193, doi: 10.1109/AERO.2007.352927.
4. Hamera, K., Mosher, T., Gefreh, M., Paul, R., Slavkin, L., and Trojan, J., An Evolvable Lunar Communication and Navigation Constellation Concept, *IEEE Aerospace Conference*, 2008, pp. 1–20, doi: 10.1109/AERO.2008.4526326.

5. **Christian, J.A.**, Autonomous Navigation System Performance in the Earth-Moon System, *AIAA 2013-5496. AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition*, September 2013.
6. **Llop, J.V.**, Autonomous optical navigation for orbits around Earth–Moon collinear libration points, *Acta Astronautica*, 2013, vol. 86, pp. 119–125, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.01.007>.
7. **Youtao Gao, Tanran Zhao, Bingyu Jin, Junkang Chen, and Bo Xu**, Autonomous Orbit Determination for Lagrangian Navigation Satellite Based on Neural Network Based State Observer, *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*, volume 2017, article ID 9734164, 10 p., <https://doi.org/10.1155/2017/9734164>.
8. **Wang, H., Zhou, Q., Liu, X., and Yang, Y.**, An Autonomous Navigation Method for Libration Point Satellites, *Chinese Control Conference (CCC)*, 2019, pp. 4208–4211, doi: 10.23919/ChiCC.2019.8866082.
9. **Jun, W., Cheung, K.-M., Milton, J., Lee, C., and Lightsey, G.**, Autonomous Navigation for Crewed Lunar Missions with DBAN, *IEEE Aerospace Conference*, 2020, pp. 1–13, doi: 10.1109/AERO47225.2020.9172522.
10. **Bradley, N., Olikara, Z., Bhaskaran, Sh., and Young, B.**, Cislunar Navigation Accuracy Using Optical Observations of Natural and Artificial Targets, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2020, 57:4, 777–792.
11. **Автоматические космические аппараты** для фундаментальных и прикладных научных исследований / под ред. Полищук Г.М., Пичхадзе К.М. М.: Изд. МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.
12. **Eneev, T.M., Ivashkin, V.V., Sharov, V.A., Bagdasaryan, Ju.V.**, Space Autonomous Navigation System of Soviet Project for Manned Fly By Moon, *Acta Astronautica*, AA-D-09-00042, 2010, doi: 10.1016/j.actaastro.2009.07001, vol. 66, 2010, pp. 341–347.
13. **Болкунов А.И., Сердюков А.И., Игнатович Е.И., Балашова Н.Н., Синцова Л.Н., Золкин И.А.** Выбор орбитальной группировки для лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы // Технический журнал «Полет». 2012. № 3. С. 52–59.
14. **Микрин Е.А., Михайлов М.В., Орловский И.В., Рожков С.Н., Краснополский И.А.** Спутниковая навигация окололунных космических аппаратов и объектов на поверхности Луны // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. №1. С. 22–32.
15. **Основы теории полета космических аппаратов** / под редакцией Г.С. Нариманова, М.К. Тихонова. М.: Машиностроение, 1972. 610 с.
16. **Ивашкин В.В.** Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука, 1975. 392 с.
17. **Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В.** Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 4 (34). С. 40–54.
18. **Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В., Розин П.Е.** Анализ траекторий выведения космического аппарата на высокие круговые орбиты искусственного спутника Луны // Космические исследования. 2022. Т. 60. №3. С. 1–11.
19. **Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатиный И.В., Сысоев В.К., Ширшаков А.Е.** Построение лунной навигационной системы на базе космических аппаратов АО «НПО Лавочкина» // Космическая техника и технологии. 2019. №4 (27). С. 12–26.
20. **Чеботарев В.Е., Кудымов В.И., Звонарь В.Д., Внуков А.А., Владимиров А.В.** Концепция окололунной навигации // Исследования наукограда. 2014. №4. С. 14–20.
21. **Folkner, W.M., Williams, J.G., Boggs, D.H.**, The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421, 2009, JPL IOM 343R-08-003.
22. **Гордиенко Е.С., Худорожков П.А.** К вопросу выбора рациональной траектории полета к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15–25.
23. **Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В.** Использование трехимпульсного перехода для выведения космического аппарата на орбиты искусственного спутника Луны // Космические исследования. 2017. Т. 55. №3. С. 207–217.
24. **Мургазин Р.Ф.** Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение. 2019. №3 (108). С. 5–12.

Ivashkin, V.V. (Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia),
Gordienko, E.S. (Lavochkin Science and Production Association, JSC, Khimki, Russia)
Study of the Possibility to Develop a Lunar Navigation Satellite System and a Lunar Orbital Base Using the High Circular Orbits of Artificial Moon Satellite, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2023, vol. 31, no. 1 (120), pp. 89–102.

Abstract. The paper discusses the development of a lunar navigation satellite system and a lunar orbital base, based on high near-circular orbits of an artificial Moon satellite and using Russian launch vehicles. Two tasks are studied within a complex problem of a lunar orbital system construction for the navigation support during future development of the Moon. The results of analysis of a spacecraft orbital evolution while moving in the real field of the Moon under the effect of gravitational perturbations are presented. It is shown that the high polar near-circular orbits around the Moon can retain their shape for a long time. Spacecraft launching to such orbits using a few launch scenarios is considered. Possible configuration of the lunar navigation satellite system is analyzed to illustrate the fundamental possibility of constructing such a navigation system and a lunar orbital base, based on high near-circular orbits around the Moon and using the launch vehicles of Soyuz family.

Key words: spacecraft, lunar navigation satellite system, lunar orbital base, high orbits of the Moon satellite, polar orbits, gravitational perturbations.

Материал поступил 06.09.2022