

УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ ПРИ СБЛИЖЕНИИ С МИНИ-СПУТНИКАМИ В ГРУППИРОВКЕ ЗЕМЛЕОБЗОРА

Введение. Современные тенденции развития космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) состоят в переходе от полноразмерных космических аппаратов (КА) к группировкам оптико-электронных (SkySat) и радиолокационных (Capella-36) мини-спутников с потребной периодичностью землеобзора с низких орбит [1]–[4]. При сроке службы до 5 лет такие спутники имеют массу до 500 кг и крупногабаритные панели солнечных батарей (СБ) для энергоснабжения бортовой аппаратуры, включая систему управления движением (СУД) с электрореактивными двигательными установками (ЭДУ) и силовым гироскопическим кластером (СГК) на основе гиродинов (ГД). Измерение координат движения КА выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой с коррекцией сигналами от спутников ГЛОНАСС/GPS и кластера звёздных датчиков.

Полётная дозаправка ЭДУ экономически невыгодна для «дешёвых» микро-спутников массой до 100 кг, но для мини-спутников, оснащённых «дорогой» бортовой аппаратурой, необходимо оценить аспекты продления срока их службы до 25 лет за счёт дозаправки их ЭДУ топливом с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ). Для орбитальной группировки из 72 мини-спутников землеобзора на низких солнечно-синхронных орбитах, по три КА в окрестности каждой из 24 базовых орбитальных плоскостей [4], актуальны задачи управления КРМ при его сближении с мини-

спутниками. В статье исследуется задача выполнения таких манёвров КРМ в окрестности одной базовой орбитальной плоскости.

Математические модели и постановка задачи

Применяются стандартные системы координат (СК) – инерциальная (ИСК $O_{\oplus} X^i Y^i Z^i$, базис I_{\oplus} с ортами i_i , $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$), орбитальная (ОСК, базис O с ортами радиали r^o , трансверсали τ^o и бинормали n^o) и связанная с КРМ (ССК $Oxuz$, базис B) системы координат с началом в его центре масс O . Предполагается, что вектор тяги P^e плазменной ЭДУ направлен вдоль оси Ou ССК. Ориентация ССК в ИСК определяется кватернионом Λ и вектором σ модифицированных параметров Родрига (МПП), а ориентация ССК в ОСК – углами крена ϕ_1 , рыскания ϕ_2 и тангажа ϕ_3 в последовательности 132. Используются векторы угловой скорости ω и ускорения ε , обозначения $\{\cdot\} = col(\cdot)$, $[\cdot] = line(\cdot)$ и $(\cdot)^t$, $[\times \cdot]$ для векторов и матриц. КРМ считается твёрдым телом с массой m и тензором инерции J , при векторах положения \mathbf{r} и скорости \mathbf{v} модель его движения в ИСК имеет вид

$$\begin{aligned} r' + \omega \times r &= v, \\ m(v' + \omega \times v) &= P^e + F^d; \\ \dot{\Lambda} &= \Lambda \circ \omega / 2, J\dot{\omega} + \omega \times G = M^g + M^d. \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь вектор $G = J\omega + H$, где H – вектор кинетического момента (КМ) СГК и $M^g = -H'$ представляет вектор его управляющего момента, F^d и M^d – векторы внешних возмущающих сил и моментов, а $(\cdot)'$ – символ локальной производной.

При законе углового наведения $\Lambda^p(t)$, $\omega^p(t)$, $\varepsilon^p(t)$ погрешность ориентации КРМ определяется кватернионом $E \equiv (e_0, e) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$, где $e = \{e_i\}$, матрицей ошибки ориентации $C^e = I_3 - 2[e \times] Q_e^t$ с $Q_e = I_3 e_0 + [e \times]$, вектором МПП $\sigma^e = e^e \tan(\Phi^e / 4)$ с ортом Эйлера e^e и углом Φ^e собственного поворота, и вектором

угловой погрешности $\delta = \{\delta\} = \{4\sigma_i^e\}$. Вектор ошибки по угловой скорости $\delta\omega = \omega - C^e \omega^p(t)$.

В СУД КРМ применяется СГК с четырьмя гиродинами. Вектор КМ p -го ГД имеет орт $h_p(\beta_p)$, а СГК – векторы нормированного КМ $h(\beta) = \Sigma h_p(\beta_p)$, $\beta = \{\beta_p\}$, $p = 1 \div 4$, и управляющего момента $M^g = -H' = -h_g A_h(\beta) u^g$, $\dot{\beta} = u^g$ с матрицей $A_h(\beta) = \partial h(\beta) / \partial \beta$ и одинаковым собственным КМ h_g каждого ГД. При дискретной фильтрации рассогласования $\epsilon = -\delta$ значения вектора ϵ_k^f при $t = t_k$ с периодом T_u , $k \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$ применяются в цифровом законе управления СГК

$$g_{k+1} = B g_k + C \epsilon_k^f, \tilde{m}_k = K (g_k + P \epsilon_k^f);$$

$$M_k^g = \omega_k \times G_k + J (C_k^e \epsilon_k^p + [(C_k^e \omega_k^p) \times] \omega_k + \tilde{m}_k). \quad (2)$$

Далее вектор M_k^g аналитически преобразуется в цифровой вектор u_k^g скоростей ГД. В векторе расположения $r = \{\Omega, i, \omega_\pi, p, e, v\}$ КА на оскулирующей орбите выделяются (i) три элемента её ориентации – долгота восходящего узла (ВУ) Ω , наклонение i и аргумент перигея ω_π орбиты и (ii) три элемента, определяющих размеры, форму орбиты и положение КА на орбите – фокальный параметр p , эксцентриситет e и истинная аномалия $v(t)$. При сближении КРМ с 3-мя мини-спутниками (целями) в окрестности базовой плоскости для пополнения топливом ЭДУ манёвры КРМ содержат два перелёта между круговыми орбитами этих КА в группировке, каждый перелёт содержит 3 этапа: (i) поворот плоскости орбиты КРМ до совмещения её с плоскостью орбиты очередной цели, (ii) фазирование положения КРМ с такой целью на компланарных орбитах и (iii) их окончательное сближение.

Задача состоит в разработке законов наведения и управления КРМ с оценкой затрат рабочего тела ЭДУ на каждом этапе перелёта

между мини-спутниками. Для её решения используются известные подходы механики управляемого космического полёта [5]–[9], включая модель движения и встречи двух КА в центральном гравитационном поле (уравнения Клохесси-Уилтшира [10]) и её развитие со 2-ой гармоникой геопотенциала (уравнения Швайгарта-Седвика [11]).

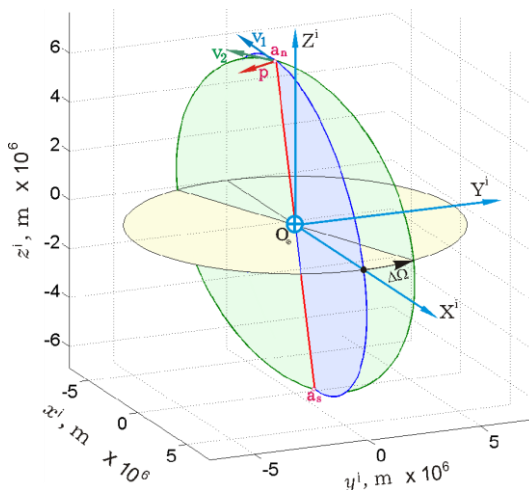


Рис. 1. Схема наведения КРМ при перелёте между орбитальными плоскостями

Наведение и управление КРМ при изменении плоскости орбиты

В рамках теории мгновенных импульсов скорости поступательного движения КА решение задачи поворота плоскости орбиты [9] основано на изменении направления трансверсальной компоненты вектора скорости v_1 КРМ на 1-ой орбите (рис. 1, синий цвет) на угол $\Delta\Omega$ для получения вектора скорости v_2 в плоскости 2-ой орбиты (зелёный цвет). При этом модуль импульса скорости $\Delta v = |\Delta v| \equiv |v_2 - v_1| = 2v_1 \Delta\Omega/2$, когда КРМ находится на линии пересечения этих орбит в одной из двух точек апекса: a_n в северном

либо a_s в южном полушариях небесной сферы – точек, наиболее удалённых от земного экватора, см. точки красной линии пересечения плоскостей орбит на рис. 1.

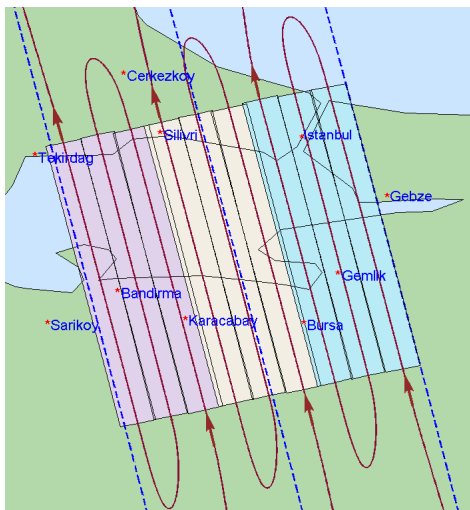


Рис. 2. Съёмка окрестностей Стамбула

В данной постановке задачи считается, что тяга ЭДУ мала, и требуемый импульс скорости не может быть реализован за то малое время, при котором ориентацию КА можно считать постоянной. Поэтому стоит задача определения переменного направления вектора тяги ЭРД, реализующего требуемый манёвр перехода КРМ в заданную плоскость. Вектор импульса скорости Δv принадлежит касательной плоскости к обеим орбитам и, следовательно, перпендикулярен линии пересечения этих плоскостей. При $\Delta\Omega \rightarrow 0$ это условие сохраняется, а положение линии пересечения плоскостей стремится к вектору \mathbf{r} положения КРМ с ортом $r^o = \{r_i^o\}$ в точке апекса. Изменение долготы ВУ орбиты представляется в ИСК её поворотом вокруг оси вращения Земли с ортом $i_3 = \{0,0,1\}$. Все точки

апексов орбит КРМ расположены на окружности в плоскости, параллельной плоскости экватора, а орт \mathbf{p} его управляющего ускорения направлен от оси $O_{\oplus} Z^i$ ИСК и принадлежит плоскости (r^o, i_3) . Следовательно, орт \mathbf{p} вектора тяги ЭДУ робота в ИСК должен формироваться по соотношению $p = b/|b|$, где вектор $\mathbf{b} \equiv (i_3 \times r^o) \times r^o$. В результате получается закон наведения вектора тяги плазменной ЭДУ $P^e = P^m p \text{ sign } r_3^o$, где P^m представляет номинальное значение тяги.

При таком закона наведения тяги ЭДУ эффективность перемещения долготы ВУ уменьшается при отдалении КРМ от соответствующей точки апекса. Использовать такой закон можно только вблизи апексов, время прохождения которых определяется по прогнозу орбитального перемещения КРМ. Прогноз выполняется на каждом витке орбиты КРМ на основе аналитических соотношений при использовании измерений его положения и скорости. Здесь определяются моменты времени t_n и t_s прохождения апексов, а также интервалы времени включения ЭДУ

$$\forall t \in [t_j - T_d, t_j + T_d], \quad j = n, s$$

с половинным значением T_d в полной длительности $S_d = 2T_d$ включения. Угловое наведение КРМ в ИСК определяется ортогональной матрицей ориентации $A_i^b = \{a_i^t\}$ при столбцах $a_1 = r^o \times p$, $a_2 = p$ и $a_3 = a_1 \times p$.

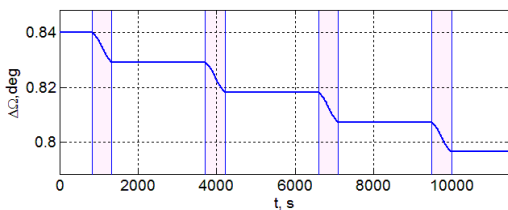


Рис. 3. Изменение разности долготы ВУ орбиты КРМ на первых двух витках сближения

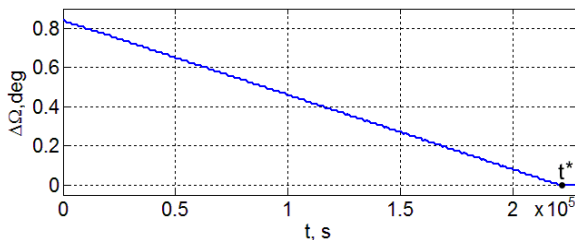


Рис. 4. Изменение разности долготы ВУ орбит КА#1 и КРМ

На каждом витке орбиты выполняется два разворота КРМ на угол ≈ 180 град с аналитически назначенными крайевыми условиями для корректного перехода КРМ через точки апексов при работающей ЭДУ.

Наведение и управление КРМ при фазировании и сближении

Фазирование применяется при сближении КА, движущихся на близких компланарных орбитах, за счёт изменения средней угловой орбитальной скорости одного из них, в данном случае космического робота. В импульсной теории решение достигается за счёт импульса вектора скорости Δv в перигее орбиты КРМ для изменения его средней орбитальной скорости и, через один виток переходной (фазирющей) орбиты, формирования обратного импульса $-\Delta v$ для возврата КРМ на исходную орбиту [9], причём такие импульсы формируются в соответствующих направлениях орта трансверсали τ^o орбиты.

Малая тяга ЭДУ учитывается в расчётах параметров фазирющей траектории с центрированием моментов времени включения / выключения ЭДУ относительно момента t_π прохождения перигея.

Решение задачи встречи КРМ с точкой «прицеливания» на заданном расстоянии от обслуживаемого мини-спутника на круговой орбите начинается с синтеза закона наведения КРМ, где основными

являются параметры разгонного и тормозного мгновенных импульсов скорости КРМ и длительность его манёвра при наличии ограничений. Далее применяются известные переходные матрицы уравнений Клохесси-Уилтшира и их модификаций с учётом особенностей распределения требуемых импульсов скорости при использовании плазменной ЭДУ малой тяги и бортового прогноза влияния возмущений по доступным измерениям [12].

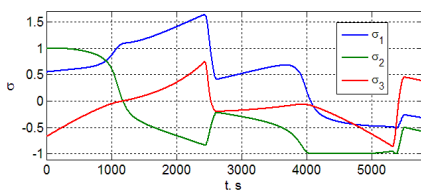


Рис. 5. Вектор МПР при разворотах космического робота-манипулятора на первом витке

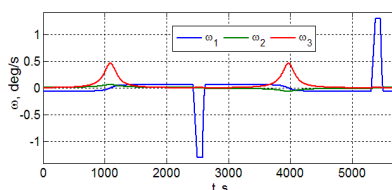


Рис. 6. Вектор наведения по угловой скорости при разворотах робота на первом витке

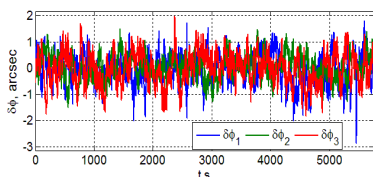


Рис. 7. Вектор угловой погрешности при разворотах космического робота на первом витке

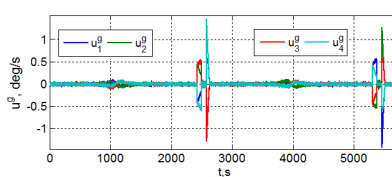


Рис. 8. Вектор цифрового управления гидродинами в составе SGK на первом витке орбиты

Результаты компьютерной имитации

Выполнена компьютерная имитация перелётов КРМ между смежными орбитами мини-спутников в группировке трёх КА на солнечно-синхронных орбитах, разнесённых по долготе ВУ на угол $\Delta\Omega = 0,84$ град. Все параметры этой группировки соответствуют

площадной съёмке акватории Мраморного моря и окрестностей Стамбула, детали представлены в [4].

На рисунке 2 приведена карта с тремя площадками съёмки, каждая площадка сформирована тремя сканирующими маршрутами, которые выполнялись тремя космическими аппаратами – левым КА#1 (розовые сканы), центральным КА#2 (жёлтые сканы) и правым КА#3 (синие сканы). Используются модели (1), (2) движения КРМ с массой 1500 кг и тензором инерции $J = \text{diag} (1600, 1200, 1800)$ кгм², ЭДУ с тягой $P^m=6$ Н при скорости истечения рабочего тела 17363,7 м/с.

Имитация поворотных манёвров КРМ выполнена при использовании ГД с КМ каждого гиродинна $h_g = 30$ Нмс, цифрового управления с периодом $T_u = 0,25$ с и учётом возмущений от Луны, Солнца и второй гармоники гравитационного геопотенциала.

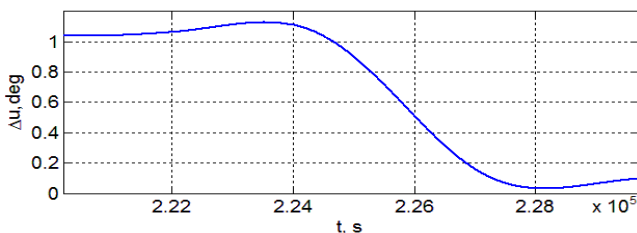


Рис. 9. Разность орбитальной широты КА#1 и КРМ

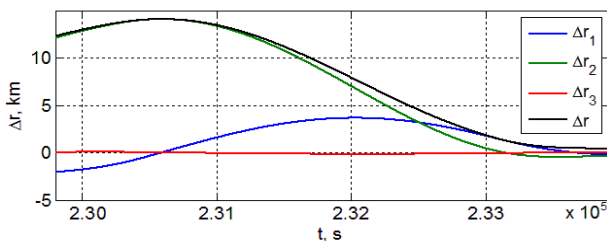


Рис. 10. Вектор дальности КРМ от цели на первом этапе сближения

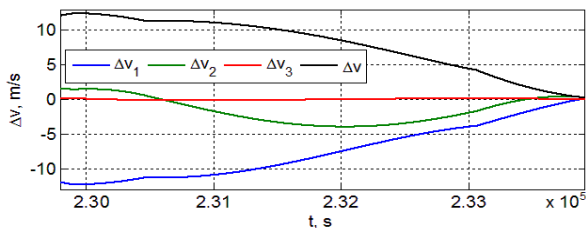


Рис. 11. Вектор разности скоростей КРМ и цели на первом этапе сближения

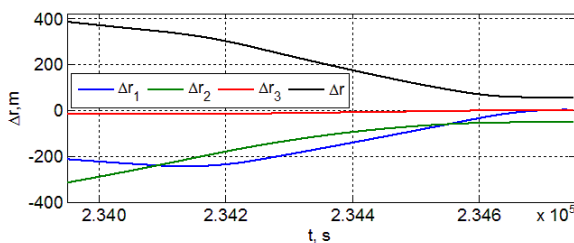


Рис. 12. Вектор дальности КРМ от цели на втором этапе сближения

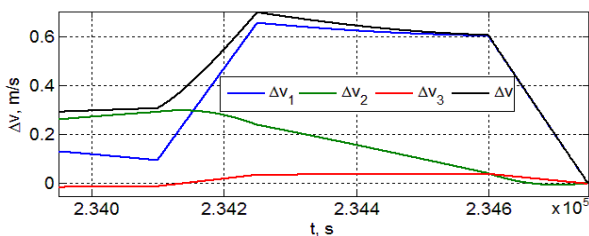


Рис. 13. Вектор разности скоростей КРМ и цели на втором этапе сближения

Рисунок 3 представляет разность долготы ВУ орбиты КРМ $\Delta\Omega$ на первых двух витках орбиты при включениях ЭДУ в окрестности каждого апекса, которые выделены розовым цветом. Изменение разности долготы ВУ орбиты КРМ $\Delta\Omega(t)$ демонстрируется на рис. 4, где перелёт между орбитами КА#1 и КА#2 завершается в момент

времени $t^* = 220200$ с ($T_m = 2,55$ сут) при расходе рабочего тела 13.26 кг. На рисунках 5 и 6 представлены изменения векторов МПР σ и угловой скорости ω при двух разворотах КРМ на первом витке орбиты. Векторы угловой погрешности стабилизации КРМ и цифровых командных скоростей ГД при этих разворотах приведены на рис. 7 и 8. Результаты имитации манёвра фазирования приведены на рис. 9.

Влияние возмущений, ошибки прогноза, погрешности ориентации КРМ при отработке заданного импульса скорости с его "распределением" на интервал времени пропорционально тяге ЭДУ, не позволяют выполнить фазирование с высокой точностью, поэтому необходимы дополнительные этапы сближения с целью. На рис. 14 показаны модули векторов дальности и разности скоростей КРМ и цели на завершающих этапах маневрирования КРМ.

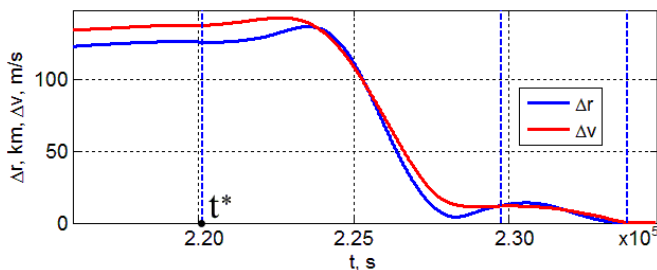


Рис. 14. Дальность и разность скоростей

Пунктирные вертикальные линии разделяют: (i) поворот плоскости орбиты и фазирование (левая линия), (ii) фазирование и 1-ый этап сближения (средняя линия) и, наконец, (iii) 1-ый и второй этапы сближения (правая линия).

Заключение. Кратко описаны разработанные алгоритмы навигации и управления движением космического робота при его сближении с мини-спутниками на низких солнечно-синхронных орбитах в группировке землеобзора и представлены результаты компью-

терной имитации. Общие затраты рабочего тела электрореактивной двигательной установки космического робота-манипулятора на техническое обслуживание группировки из трёх мини-спутников составляют 30,22 кг.

Длительность двух перелётов между тремя мини-спутниками без учёта длительности процедуры собственно заправки топливом их двигательных установок оценивается в 5,32 суток.

Библиографический список

1. Crisp, N. System modelling of very low earth orbit satellites for Earth observation / N. Crisp, P. Roberts, F. Romano [et al.] // Acta Astronaut. – 2021/ – vol. 187/ – pp. 475–491.

2. Rodriguez-Donaire, S. Earth observation technologies: low-end-market disruptive innovation / S. Rodriguez-Donaire, M. Sureda, D. Garcia-Alminana [et al.] // Satellites Missions and Technologies for Geosciences. IntechOpen. – 2020. – ch. 7. – pp. 1–15.

3. Lappas, V. A survey on small satellite technologies and space missions for geodetic applications / V. Lappas, V. Kostopoulos // Satellites Missions and Technologies for Geosciences. IntechOpen. – 2020. – ch. 8. – pp. 1–22.

4. Сомов Е.И. Согласованное наведение и управление мини-спутниками в низкоорбитальных группировках космического землеобзора / Е.И. Сомов, С.А. Бутырин, С.Е. Сомов, Т.Е. Сомова // Изв. Самар. научн. центра РАН. – 2023. – Том 25. – № 2. – С. 88–96.

5. Эльясберг, П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П.Е. Эльясберг. – Москва: Наука, 1965. – 540 с.

6. Battin, R. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics / R. Battin. – 2nd ed.– New York: AIAA Education Series. 1999. 796 p.

7. Vallado, D. Fundamentals of Astrodynamics and Applications / D. Vallado. – 4th ed. – Hawthorne: Microcosm Press, 2013. – 1135 p.

8. Баранов, А.А. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты / А.А. Баранов. – Москва: – Изд-во «Спутник +», 2016. – 512 с.

9. Curtis, H. Orbital Mechanics for Engineering Students / H. Curtis. – 4th ed. – Butterworth-Heinemann: Elsevier. 2020. – 946 p.

10. Clohessy, W. Terminal guidance system for satellite rendezvous / W. Clohessy, R. Wiltshire // J. Astronaut. Sci. – 1960. – vol. 27, № 9. – pp. 653–678.

11. Schweighart, S. High-fidelity linearized J2 model for satellite formation flight / S. Schweighart, R. Sedwick // J. Guid. Control. Dyn. – 2002. – vol. 25, № 6. – pp. 1073–1080.

12. Somov, Ye. Control of a space robot approaching mini-satellites in low-orbit Earth survey constellation / Ye. Somov, S. Butyrin, S. Somov // In: Proc. 2023 30th St. Petersburg Intern. Conf. on Integrated Navigation Systems. – 2023. – pp. 1–4.

УДК 629.785

Старинова О.Л., Лобыкин А.А., Ду Ч.

ПРОГРАММНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДЛЯ ПЕРЕЛЁТОВ КА С ЭРДУ НА ПЕРИОДИЧЕСКИЕ ГАЛО-ОРБИТЫ С НИЗКОЙ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ

Введение. Создание и функционирование постоянно действующей лунной обитаемой базы в окрестности южного полюса Луны потребует формирования специальных обслуживающих орбитальных группировок. По крайней мере, потребуется размещение в окололунном пространстве космических систем связи и навигации. Известно, что гравитационное поле Луны обладает специфическими особенностями [1], делающими низкие селеноцентрические орбиты