Заключение. Ключевая особенность разработанной схемы – её целостность: все элементы перелёта реализуются в рамках одного полёта. Реализация такого перелёта возможна в настоящее время на основе существующих технологий и технических решений.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании реальных космических миссий, направленных на исследование Марса и других планет.

Список использованных источников

1. Howard D. Curtis, Orbital Mechanics for Engineering Students / Howard D. Curtis // Elsevier Ltd, – 2010. – P. 709.

2. NASA Ames Research Center Trajectory Browser [Электронный ресурс] / NASA – URL: https://trajbrowser.arc.nasa.gov/index.php (дата обращения: 25.04.2025).

УДК 629.78

Вейси Саджад

ДИНАМИКА ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ J2 И ДАВЛЕНИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Введение. Возмущённое движение космических аппаратов определяется совокупностью факторов, включая гармоники гравитационного поля ($J_2, J_4, \ldots$) и солнечное радиационное излучение (СРД). На низких околоземных орбитах (НОО) обычно преобладает J_2, тогда как на больших высотах возрастает роль СРД [1–3]. Для аппаратов с крупными отражающими поверхностями (параболические рефлекторы для энергетических задач) СРД способно превысить влияние J_2 даже на НОО [4–7]. Цель работы – сопоставить влияние J_2 и СРД на относительное движение пары «пассивный – активный космические аппараты (КА)» для четырёх различных круговых орбит: низкая околоземная орбита НОО (500 км, 28,5°), геостационарная орбита ГСО (35 786 км, 0°), низкая ареоцентрическая орбита НАО (400 км, 45°), высокая ареоцентрическая орбита ВАО (2000 км, 30°).

Математические модели и параметры моделирования

Использованы стандартные математические модели: для ускорения от J_2 – линеаризованные модели относительного движения с учётом J_2 [3], для ускорения от СРД (учёт площади, коэффициента отражения и затенения [4–6]. Для проверки аддитивности возмущений применялась следующая метрика линейности [6]:

$$\varepsilon = \frac{\|\Delta\vec{r}_{comb} - (\Delta\vec{r}_{J_2} + \Delta\vec{r}_{\text{СРД}})\|}{\|\Delta\vec{r}_{comb}\|}. \quad (1)$$

Результаты моделирования

При моделировании использовались следующие данные: пассивный и активный КА имеют одинаковую массу (1000 кг) и различную площадь миделя: пассивный – 1 м² (c_r =1,2); активный – 5 м², (c_r =1,8). Для каждого сценария моделировалось движение на протяжении пяти витков пассивного аппарата с учётом отдельно J_2, СРД и их совместного действия и рассчитывалось отклонение полученной траектории относительного движения от траектории, полученной без учёта возмущений. При моделировании оценивались среднеквадратичное отклонение (СКО) и максимальное отклонения (МО) орбиты. Результаты моделирования представлены в таблице.

Табл. – Результаты моделирования

	СКО/МО J_2	СКО/МО СРД	СКО/МО совместно	Доля J_2 /СРД	Метрика линейности
НОО	0,18/0,31	1,33/3,57	1,47/3,88	12 / 88	$1.6 \cdot 10^{-5}$
ГСО	0,20/0,28	112,90/243,84	113,05/244,08	0,2 / 99,8	$6 \cdot 10^{-9}$
НАО	0,11/0,20	0,96/2,57	1,05/2,76	11 / 89	$2.1 \cdot 10^{-7}$
ВАО	0,012/0,021	0,294/0,790	0,306/0,810	4 / 96	$1.1 \cdot 10^{-6}$

На рис. 1 показано изменение величины возмущённого отклонения по виткам НОО пассивного аппарата: динамика определяется СРД, вклад J_2 существенно меньше. На рис. 2 видно, что траектория на ГСО полностью определяется СРД; вклад J_2 пренебрежимо мал.

На рис. 3 видно, что для НАО с наклонением 45° роль J_2 выше, чем в НОО Земли, но СРД остаётся ведущим фактором. На рис. 4 для ВАО подтверждается доминирование СРД; влияние J_2 ослабевает с ростом высоты.

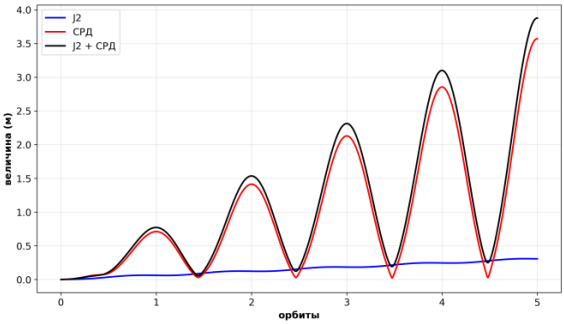


Рис. 1. Величина возмущённого отклонения от числа витков (НОО)

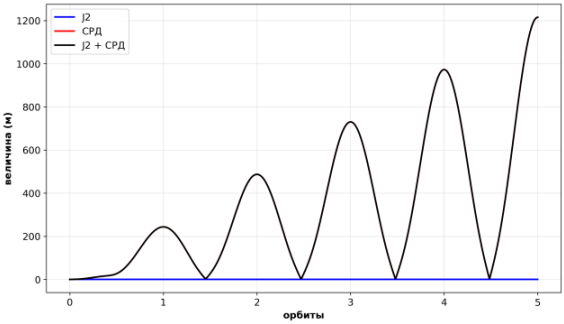


Рис. 2. Величина возмущённого отклонения от числа витков (ГСО)

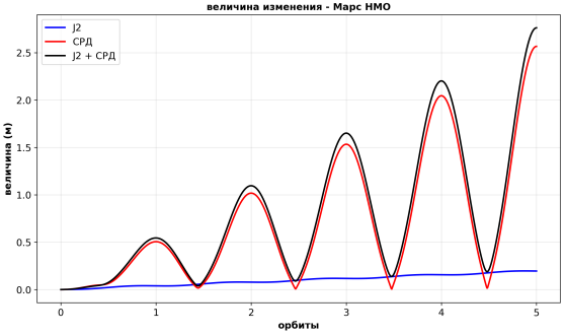


Рис. 3. Величина возмущённого отклонения от числа витков (НАО)

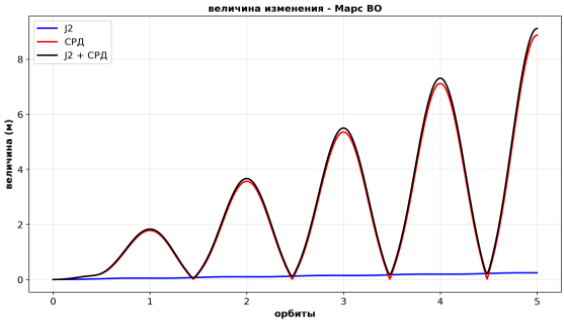


Рис. 4. Величина возмущённого отклонения от числа витков (ВАО)

Заключение. При конфигурации с крупным рефлектором активного КА СРД является определяющим фактором относительной динамики во всех четырёх сценариях (НОО, ГСО, НАО, ВАО). Наибольшая доля J_2 наблюдается в НОО (~12%), близкая по величине – в НАО (~11%); в ГСО и ВАО вклад J_2 пренебрежимо мал. Низкие значения метрики линейности (10^{-5}–10^{-9}) подтверждают аддитивность эффектов и корректность их раздельного анализа и суперпозиции при краткосрочных оценках. Перспективы включают учёт аэродинамического сопротивления (для НОО), высших гармоник гравитационного поля и длительных интервалов моделирования [1–7].

Список использованных источников

1. Hill G.W. Researches in the Lunar Theory // American Journal of Mathematics. – 1878. – Vol. 1. – No. 1. P. 5–26.

2. Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous // Journal of the Aerospace Sciences. – 1960. – Vol. 27. No. 5. – P. 653–658.

3. Schweighart S.A., Sedwick R.J. High-Fidelity Linearized J2 Model for Satellite Formation Flight // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2002. – Vol. 25. No. 6. – P. 1073–1080.

4. Spiridonova S., Kahle R. The Effect of Solar Radiation Pressure on the Relative Orbit Motion in the PRISMA Mission // Advances in Space Research. – 2015. – Vol. 56. No. 5. – P. 879–891.

5. Spiridonova S. Formation Dynamics in Geostationary Ring // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. – 2016. – Vol. 125. No. 3. – P. 277–297.

6. Guffanti T., D'Amico S. Linear Models for Spacecraft Relative Motion Perturbed by Solar Radiation Pressure // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2019. – Vol. 42. No. 6. – P. 1382–1393.

7. Веиси С. О передаче света на солнечные панели спутника с целью подзарядки его аккумулятора // Вестник Московского авиационного института. – 2024. – Т. 31. № 2. – С. 133–143.

УДК 629.783:629.7.058.47

И.В. Платошин

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕПОДВИЖНОЙ АНТЕННОЙ ПРИ ПЕРЕДАЧЕ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ НА НАЗЕМНЫЙ ППИ

Введение. Применяемая на космических аппаратах бортовая аппаратура радиолинии передачи целевой информации (БА РЛЦИ) может быть как широконаправленная [1] так и узконаправленная [2, 3], использование которой потенциально позволяет достичь более высокой скорости передачи ЦИ по сравнению с широконаправленной.

Наведение узконаправленной БА РЛЦИ МКА может обеспечиваться поворотом антенного устройства (АУ) относительно МКА [3] либо поворотом МКА относительно его центра масс. Также оба способа наведения могут применяться совместно.

Рассматривается задача формирования программы углового движения МКА ДЗЗ с жёстко закреплённым АУ узконаправленной БА РЛЦИ для наведения диаграммы направленности антенны (ДНА) на НППИ. Управление угловым движением МКА обеспечивается системой управления движением (СУД) с применением комплекса двигателей-маховиков.

Программа углового движения (ПУД) включает набор параметров, описывающих зависимость изменения ориентации МКА, его скорости и ускорения от времени [4, 5].

В качестве основного условия формирования программы углового движения может быть принято наведение центральной оси ДНА на ППИ или, в общем случае, удержание НППИ внутри ДНА в течение участка