

© В. Є. Буланенко, В. В. Авдєєв

Дніпропетровський національний університет

ВПЛИВ ТЯГООЗБРОЄНОСТІ КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА ТРИВАЛІСТЬ ПЕРЕХОДУ З НАВКОЛОЗЕМНОЇ НА НАВКОЛОМІСЯЧНУ ОРБІТУ

Розроблено наближену методику розрахунку тривалості переходу і витрат палива при використанні електроракетного двигуна у квазіімпульсному режимі.

Вступ. Використання природного супутника Землі надасть нові можливості для вирішення наукових і господарських завдань. Економетричні дослідження в США показали, що витрати у 25 мільярдів доларів на здійснення програми перебування людини на Місяці окупилися до 1987 р., при цьому прибуток від впровадження нових технологій склав близько 181 мільярдів доларів [2]. Відомо, що програми дослідження Місяця з використанням космічних апаратів (КА) вчені Європи, Індії та Японії планують здійснити в найближчі п'ять років. В Індії на 2007 рік намічено виведення на навколomisячну орбіту КА масою близько 400 кг, який з висоти 100 км протягом двох років досліджуватиме поверхню для виявлення покладів рідкісних металів. Розглядаються можливості використання енергії руху Місяця для вирішення транспортних задач у космосі та отримання енергії на борту КА [8]. У планах діяльності українських вчених природний супутник Землі також займає помітне місце [6].

Задачі переходу КА з навколосеземної орбіти на навколomisячну в різних аспектах розглянуті в багатьох роботах, зокрема з хімічними рушійними установками при імпульсному характері приросту швидкості в [3—5]. З погляду витрат палива, як відомо, перспективним є використання електроракетного двигуна (ЕРД), який у порівнянні з двигуном на хімічному паливі має не менш ніж на порядок більшу питому тягу, але тягоозбросність КА з ЕРД на декілька порядків менша. В роботі [10] розроблено методику розрахунку багатомісячного переходу з використанням ЕРД, що створює прискорення, менші від збурень, обумовлених нецентральною гравітаційного поля, опором атмосфери або тяжінням інших тіл.

Відомо, що віднесена до початкової ваги КА G_0 доля середньої за перехід потужності N_{er} сонячних батарей, яка може бути виділена для роботи ЕРД,

обмежена зверху, тоді як робоча потужність N_{Ed} перспективних ЕРД, здатних створювати прискорення, що суттєво перевищують прискорення від названих збурень, не менш ніж на два порядки більша за N_{er} . Тому природи швидкості при використанні такого ЕРД у першому наближенні можна вважати імпульсними. Тривалість активних дільниць залежатиме від накопиченого заряду Q системи електроживлення ЕРД протягом витка КА або його частини. В доступній літературі дослідження переходу з навколосеземної колової орбіти на колову навколomisячну з використанням ЕРД, що працює в майже імпульсному режимі, висвітлене недостатньо.

Постановка задачі: розробка алгоритму наближеного розрахунку тривалості переходу з низької навколосеземної колової орбіти на навколomisячну і витрат палива в залежності від параметрів КА, зокрема початкової тягоозбросності, при використанні ЕРД, що працює в майже імпульсному режимі, коли тривалість активних дільниць не менш ніж на порядок менша за період обертання.

Приймаються припущення:

- дільниця переходу, на якій сили тяжіння Землі і Місяця — величини одного порядку, не враховується;
- на КА, крім сили тяжіння Землі (або Місяця в його околі), на активних дільницях польоту діє тільки сила тяги ЕРД, опір атмосфери враховується наближено;
- прискорення КА від сили тяги не менш ніж на порядок перевищує збурення від нецентральної поля Землі, опору атмосфери та дії інших тіл;
- орбіти переходу компланарні;
- протягом активної дільниці польоту вага КА приймається незмінною.

Перехід доцільно розділити на три частини:

- збільшення радіуса колової орбіти до величини, коли щільність атмосфери приймається за нуль;

- збільшення ексцентриситету до значення, при якому КА входить у сферу дії Місяця;
- перехід на задану навколomisячну орбіту.

На першій частині переходу використаємо оптимальний з погляду витрат енергії гоманівський перехід [7] між компланарними коловими орбітами. При цьому на кожному i -му витку є дві активні дільниці тривалістю t_i^a та t_i^b :

$$t_i^a = \frac{Q_i^a}{N_{Ed}}, \quad Q_i^a = \frac{N_E \cdot T_i / 2}{1 + N_E / N_{Ed}}, \quad Q_i^a \leq Q^*, \quad t_i^a \leq T_i / 10,$$

де Q_i^a — заряд джерела живлення ЕРД, накопичений приблизно за половину витка; Q^* — верхня межа заряду; $N_E = N_{er} G_0$ — потужність бортової електромережі, призначена для живлення ЕРД; T_i — період обертання КА на коловій орбіті перед i -м витком.

Приріст швидкості після закінчення активної дільниці тривалістю t_i^a становить $\Delta V_i^a = n_p G_0 g t_i^a / G_i$, де n_p — початкова тягоозброєність КА, g — прискорення вільного падіння на поверхні Землі, G_i — вага КА перед початком i -го витка. Залежність між n_p і потужністю ЕРД N_{Ed} приймаємо у вигляді

$$N_{Ed} = k_d n_p G_0,$$

де k_d — постійний для даної задачі коефіцієнт.

Ексцентриситет e і фокальний параметр p перехідної неколової орбіти (приблизно на половині i -го витка) визначаються виразами

$$e = (\sqrt{\mu/r_i} + \Delta V_i^a)^2 \cdot r_i / (\mu - 1), \quad p = r_i(1 + e),$$

де μ — гравітаційний параметр Землі, r_i — радіус колової орбіти перед початком i -го витка. Радіус колової орбіти перед $(i + 1)$ -м витком, згідно із співвідношеннями гоманівського переходу, дорівнює радіусу апогею перехідної орбіти, тобто $r_{i+1}^* = p / (1 - e)$. Приріст швидкості КА після другої активної дільниці i -го витка $\Delta V_i^b = \sqrt{\mu/r_{(i+1)}} - \sqrt{\mu/p}(1 - e)$. Тривалість цієї дільниці

$$t_i^b = \Delta V_i^b G_i^a / (g \cdot n_p \cdot G_0), \quad t_i^b \leq T_i / 10,$$

де G_i^a — вага КА після першої активної дільниці i -го витка,

$$G_i^a = G_{i-1} - n_p \cdot G_0 \cdot t_i^a / I_s,$$

де I_s — питома тяга ЕРД.

Розрахунки показують, що за половину витка перехідної орбіти накопичується заряд Q , достатній для роботи ЕРД протягом t_i^b . Вага КА перед початком $(i + 1)$ -го витка дорівнює

$$G_{i+1} = G_i^a - n_p \cdot G_0 \cdot t_i^b / I_s.$$

Зменшення радіуса колової орбіти внаслідок аеродинамічного опору за один виток згідно з даними

[1, 9] дорівнює

$$\Delta r_{ai} = 2\pi \cdot \rho \cdot g \cdot c_x \cdot S_m \cdot r_i^2 / G_i,$$

де ρ — середнє значення щільності атмосфери на поточній висоті, c_x — аеродинамічний коефіцієнт, S_m — ефективна площа КА.

Радіус колової орбіти перед початком $(i + 1)$ -го витка становить

$$r_{i+1} = r_{i+1}^* - \Delta r_{ai}.$$

Як було зазначено вище, перша частина переходу закінчується, коли поточна висота досягає значення, при якому щільність атмосфери можна вважати нулем.

Друга частина переходу відрізняється від першої тим, що на кожному j -му витку є лише одна активна дільниця в околі перигею, радіус якого у першому наближенні залишається незмінним. Її тривалість

$$t_j = \frac{Q_j}{N_{Ed}}, \quad Q_j = \frac{N_E T_{j-1}}{1 + N_E / N_{Ed}}, \quad (1)$$

$$Q_j \leq Q^*, \quad t_j \leq T_j / 10,$$

де T_{j-1} — період обертання КА на попередньому витку. Після її закінчення приріст швидкості і вага КА дорівнюють

$$\Delta V_j = n_p \cdot G_0 \cdot g \cdot t_j / G_j,$$

$$G_{j+1} = G_j - n_p \cdot G_0 \cdot t_j / I_s.$$

Ексцентриситет і фокальний параметр орбіти на j -му витку становитимуть

$$e_j = V_{pj}^2 \cdot r_j / (\mu - 1), \quad p_j = r_p(1 + e_j),$$

де швидкість в околі перигею j -го витка $V_{pj} = V_{p(j-1)} + \Delta V_j$, r_p — радіус перигею. Як було зазначено вище, на всіх витках у першому наближенні він буде постійним і дорівнюватиме радіусу колової орбіти в кінці останнього витка першої частини переходу. Радіус апогею на j -му витку дорівнює

$$r_{aj} = p_j / (1 - e_j).$$

Тривалість активної дільниці для останнього витка, очевидно, слід визначати не за формулою (1), а виходячи із умови забезпечення заданого значення r_{ak} радіуса апогею. Ексцентриситет і фокальний параметр орбіти останнього витка (виконується тільки його половина) дорівнюють

$$e_l = (r_{ak} - r_p) / (r_{ak} + r_p),$$

$$p_l = r_p(1 + e_l).$$

Швидкість КА в апсидних точках на цьому витку

$$\begin{aligned} V_p &= \sqrt{\mu/p_l} \cdot (1 + e_l), \\ V_a &= \sqrt{\mu/p_l} \cdot (1 - e_l). \end{aligned} \quad (2)$$

Необхідний приріст швидкості при проходженні останнього витка другої частини переходу становить

$$\Delta V_l = V_p - V_{p(l-1)},$$

де V_p визначається у (2), а розрахунок $V_{p(l-1)}$ був описаний вище.

На третій частині переходу КА попадає у сферу дії Місяця, радіус якої визначаємо з умови, що його сила тяжіння не менш ніж у п'ять разів перевищує силу тяжіння Землі (близько 20 тис. км). Тривалість третьої частини залежить від того, наскільки відрізняються параметри початкової навколomisячної орбіти від заданої.

Витрати палива на всі частини переходу визначимо як різницю між G_0 і вагою КА після їхнього завершення. Тривалість переходу дорівнює сумі періодів обертання (або їхніх частин).

Як видно із рис. 1, 2, збільшення тягоозброєності n_p веде до пропорційного зменшення тривалості переходу тільки при умові відповідного вибору

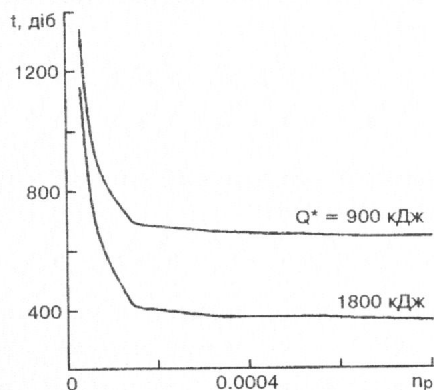


Рис. 1. Тривалість переходу в залежності від тягоозброєності

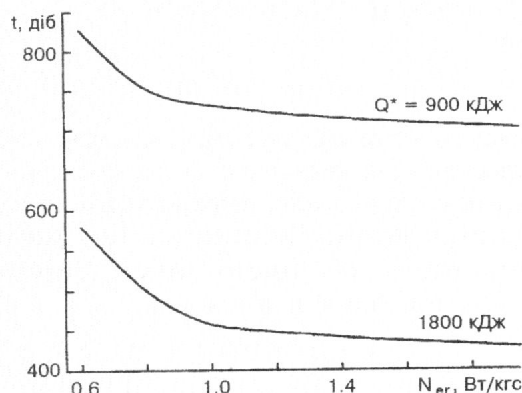


Рис. 2. Тривалість переходу в залежності від середньої потужності електроживлення ЕРД

обмеження накопиченого заряду Q для роботи ЕРД. Це стосується також і середньої за перехід потужності N_{er} сонячних батарей, що виділяється для накопичення заряду. Розрахунки показують, що витрати палива практично не залежать від n_p та N_{er} , при питомій тязі ЕРД 1500 с становлять близько 3.4 кгс для першої частини переходу (до висоти 2500 км) і 9.4 кгс — для другої ($G_0 = 60$ кгс, $k_d = 6.25 \cdot 10^4$ Вт/кгс).

Висновки. Запропонований алгоритм наближеного розрахунку переходу з навколосезної колової орбіти на навколomisячну при використанні ЕРД у майже імпульсному режимі, коли тривалість активних ділянок не менш ніж на порядок менше періоду обертання на поточному витку.

Результати роботи можуть бути використані для вибору в першому наближенні русійної установки КА в залежності від заданої тривалості переходу.

Напрямок подальших досліджень переходу з використанням ЕРД в майже імпульсному режимі — у розробці більш точної методики і оптимізації.

1. Авдєєв В. В. Низькоорбітальні групи космічних апаратів. — Дніпропетровськ: Вид-во ДДУ, 1997. — 92 с.
2. Губанов Б. И. Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. — Нижний Новгород, 1998. — Т. 3. — 434 с.
3. Егоров В. А. Пространственная задача достижения Луны. — М.: Наука, 1965. — 224 с.
4. Егоров В. А., Гусев Л. И. Динамика перелетов между Землей и Луной. — М.: Наука, 1980. — 544 с.
5. Ильин В. А., Кузмак Г. Е. Оптимальные перелеты космических аппаратов с двигателями большой тяги. — М.: Наука, 1976. — 744 с.
6. Кислюк В. С., Шкуратов Ю. Г., Яцків Я. С. Космічні дослідження Місяця і перспективи української науки і техніки // Космічна наука і технологія. — 2000. — 6, № 1/2. — С. 3—15.
7. Охочимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. — М.: Наука, 1990. — 448 с.
8. Сидоров И. М. Предложения о построении группировки космических объектов, предназначенной для решения транспортных и энергетических задач // Космические исслед. — 2004. — № 1. — С. 63—75.
9. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 540 с.
10. Betts J. T., Erb S. O. Computing optimal law thrust trajectories to the Moon // 5th ESA international conference on spacecraft guidance. Oct., 2002. — Noordwijk: ESTEC, 2003. — P. 143—146.

INFLUENCE OF THRUST/WEIGHT RATIO OF A SPACE VEHICLE ON A TRANSITION DURATION FROM A NEAR-EARTH TO A NEAR-LUNAR ORBIT

V. Ye. Bulanenko, V. V. Avdeev

We developed a procedure for approximate of calculation of a transition duration and propellant consumption for the case of the use of an electrical rocket engine in an almost pulse operation's mode.