

В. В. Авдєєв*Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара***ФАЗА РУХУ СУПУТНИКА ПІСЛЯ КОРЕКЦІЇ СЕРЕДНЬОЇ ВИСОТИ ОРБИТИ**

Аналitична оцiнка змiни аргументу широти поточного положення супутника на близькій до колової орбіти в фіксовані моменти часу, кратні початковому періоду обертання, після корекції висоти орбіти рушійною установкою малої постійної тяги трансверсального напрямку залежно від тягоозброєності і величини корекції.

Ключові слова: космічний апарат, корекція орбіти, фаза руху.

Аналитическая оценка изменения аргумента широты текущего положения спутника на близкой к круговой орбите для фиксированных моментов времени, кратных начальному периоду обращения, после коррекции высоты орбиты двигательной установкой малой постоянной тяги трансверсального направления в зависимости от тяговооруженности и величины коррекции.

Ключевые слова: космический аппарат, коррекция орбиты, фаза движения.

Analytical estimation of the deviation of an argument of a latitude for the current spacecraft position on a near circular orbit at the fix point of time, which is multiply to period of satellite, after an orbit's height correction by a micro thruster with the constant tractive force of the transversal direction on dependence of a thrust to weight ratio and a value of correction is obtained.

Key words: space vehicle, orbit correction, motion phase.

З погляду виконання переважної кількості завдань космічних систем використання групи супутників має відомі переваги у порівнянні з одним космічним апаратом (КА): збільшуються зона покриття, вимірювальна база, частота сеансів зв'язку і як наслідок загальний обсяг корисної інформації. Для обмеження змiни форми групи КА в результаті збурювальних факторів важливо контролювати їх взаємне положення. Коли елементи групи розташовані на одній орбіті, тоді для підтримання в заданих межах відхилень відстані між ними вирішальне значення має фаза руху, під якою мається розуміння значення аргументу широти в моменти часу, кратні номінальному періоду обертання.

В роботі [6] запропонований спосіб забезпечення належної відстані між КА, які виводяться на орбіту однією ракетою-носієм; при використанні цього способу ймовірність зіткнення зводиться до мінімуму.

В роботі [5] розроблений алгоритм оптимізації програми корекції руху групи КА виходячи з мінімуму їх підсумкових енергетичних витрат. Ставиться задача протягом заданого інтервалу не більше ніж двома імпульсами для кожного КА перевести угруповання з початкового стану на кінцевий різновид таким чином, щоб на момент закінчення забезпечити мінімум вибраного критерію. Процес корекції описує п'ять систем кінцевих рівнянь: до і після надання імпульсів та в кінцевий момент часу. Проведені дослідження впливу аеродинамічного опору на узгоджений рух двох КА – основного і допоміжного [1–3], де отримана оцінка інтервалу між корекціями середньої висоти орбіти залежно від початкових умов побудови групи, різниці балістичних коефіцієнтів і обмежень відхилень відстані між КА. Але в названих роботах не враховані належним чином особливості використання двигуна малої тяги (ДМТ) трансверсального напрямку постійної величини.

Нестабільність відстані між КА у групі визначається різницею періодів обертання, тому для їх вирівнювання проводиться корекція середньої висоти орбіти,

після якої має місце зміна фази руху. У даній роботі ставиться задача визначення фази руху на близькій до колової орбіті для випадку корекції її середньої висоти з використанням ДМТ постійної величини трансверсального напрямку з однією активною ділянкою (відомий варіант спірального розкручування).

Приймаються припущення, що тягоозброєність КА не більше 10^{-4} , питома тяга ДМТ не менше 800 с, тривалість корекції не більше $2 \cdot 10^6$ с і ексцентриситет орбіти не перевищує 0,1.

Виразимо приріст фази руху Δu через тривалість активної ділянки t_f і кутову швидкість ω радіус-вектора, направленою з центру Землі до поточного положення КА:

$$\Delta u(t_f) = \int_0^{t_f} \omega(t) \cdot dt - \omega_0 \cdot t_f, \quad (1)$$

де $\omega_0 = \sqrt{\mu / r_0^3}$ – кутова швидкість до корекції; μ – гравітаційний параметр; r_0 – середнє значення радіуса початкової орбіти.

Для отримання оцінки (1) використаємо залежність середнього радіуса орбіти від тягоозброєності КА n , питомої тяги ДМТ I і часу t , що відраховується від початку активної ділянки [4]:

$$r(t) = r_0 / [1 + I \cdot g \cdot \sqrt{r_0 / \mu} \cdot \ln(1 - nt / I)]^2,$$

де g – прискорення на рівні моря.

Похибка цієї залежності визначена шляхом співставлення з результатами моделювання збуреного руху КА із врахуванням нецентрального гравітаційного поля Землі та опору атмосфери і не перевищує 10%.

Кутова швидкість радіус-вектора, що входить до виразу (1),

$$\omega(t) = \sqrt{\frac{\mu}{r(t)^3}} = \omega_0 \cdot [1 + d \cdot \ln(1 - k \cdot t)]^3, \quad (2)$$

де для скорочення запису позначено: $d = I \cdot g \cdot \sqrt{r_0 / \mu}$, $k = n / I$.

Приймаючи до уваги (1), (2) знаходимо приріст фази руху у вигляді:

$$\begin{aligned} \Delta u(t_f) &= \omega_0 \cdot \left[\int_0^{t_f} [1 + d \cdot \ln(1 - k \cdot t)]^3 \cdot dt - t_f \right] = \\ &= \omega_0 \cdot (3d \cdot I_1 + 3d^2 \cdot I_2 + d^3 \cdot I_3). \end{aligned} \quad (3)$$

Інтеграли, що входять у (3), відповідно дорівнюють:

$$I_j = \int_0^{t_f} \ln^j(1 - k \cdot t) \cdot dt, \quad j = 1, 2, 3, \quad (4)$$

вони виражаються кінцевими формулами, складність яких зростає разом з j .

Беручи до уваги значення питомої тяги ДМТ I (не менше 800 с) і припущення про обмеження зверху тягоозброєності КА n , прирівнюємо підінтегральні функції (4) до тільки двох доданків ряду (перший дорівнює нулю), тоді

$$I_j = (-1)^j \cdot (k \cdot t)^j, \quad j = 1, 2, 3. \quad (5)$$

Похибки заміни підінтегральних функцій, що входять в (4), їх наближеними варіантами (5) визначимо для випадку $n = 5 \cdot 10^{-4}$, $I = 800$ с, $t = 10^6$ с. Вони відповідно дорівнюють 3,2%, 6,2%, 9,2%; абсолютні значення цих функцій при зростанні j зменшуються приблизно на порядок.

Вирази (3)–(5) дають приріст фази руху на момент закінчення корекції висоти

$$\Delta u(t_f) = \omega_0 \cdot k \cdot d \cdot t_f^2 \cdot [-1.5 + k \cdot d \cdot t_f - (\frac{k \cdot d}{2} \cdot t_f)^2]. \quad (6)$$

Тривалість спірального розкручування t_f з метою збільшення середньої висоти орбіти на величину Δr визначається оцінкою у роботі [4],

$$t_f(\Delta r) = [1 - \exp[-(1 - \sqrt{r_0 / (r_0 + \Delta r)}) / d]] / k. \quad (7)$$

Для випадку початкового середнього радіуса орбіти $r_0 = 7000$ км і величини корекції $\Delta r = 20$ км та інших вибраних вище значень $t_f = 21916$ с, а приріст фази руху $\Delta u(t_f) = -2,9$ град, при цьому другий доданок у квадратних дужках (6) на три порядки менше першого, а третій – на сім порядків.

Для спрощення зв'язку між тривалістю активної ділянки t_f і величиною корекції середньої висоти Δr виразимо (7) рядом, зберігаючи у ньому тільки два доданки (перший дорівнює нулю). Тоді, враховуючи введені позначення (2),

$$t_f(\Delta r) = \frac{\sqrt{\mu / r_0^3}}{2n \cdot g} \cdot \Delta r, \quad (8)$$

тобто тривалість активної ділянки у першому наближенні прямо пропорційна величині корекції середньої висоти орбіти, обернено пропорційна тягоозброєності КА і не залежить від питомої тяги ДМТ. Для величин, вибраних вище, відхилення оцінки (8) від (7) менше половини процента.

Згідно прийнятих припущень у квадратних дужках (6) приймаємо до уваги тільки перший доданок, тоді з урахуванням (8) і введених позначень (2) приріст фази руху після корекції середньої висоти орбіти на величину Δr становитиме

$$\Delta u(\Delta r) = -0,375 \frac{\mu \cdot \Delta r^2}{g \cdot n \cdot r_0^4}, \quad (9)$$

тобто він прямо пропорційний квадрату величини корекції, обернено пропорційний тягоозброєності КА і четвертій степені радіуса початкової орбіти (рис. 1, 2). Очевидно, що коли $\Delta r < 0$, то знак оцінки (9) змінюється.

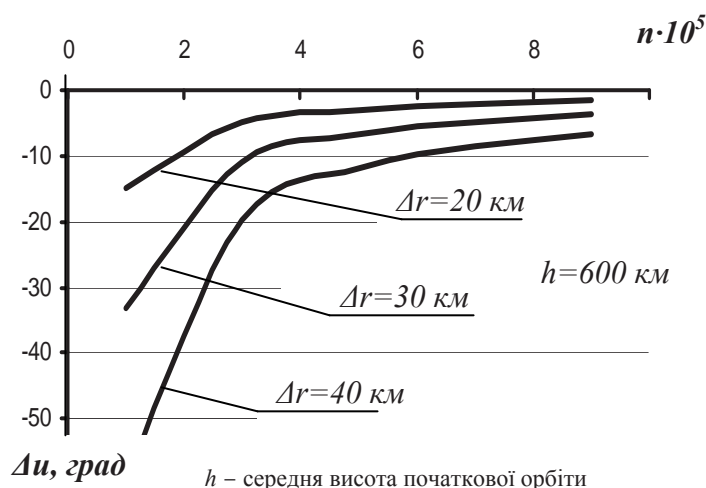


Рис. 1. Вплив величини корекції на приріст фази

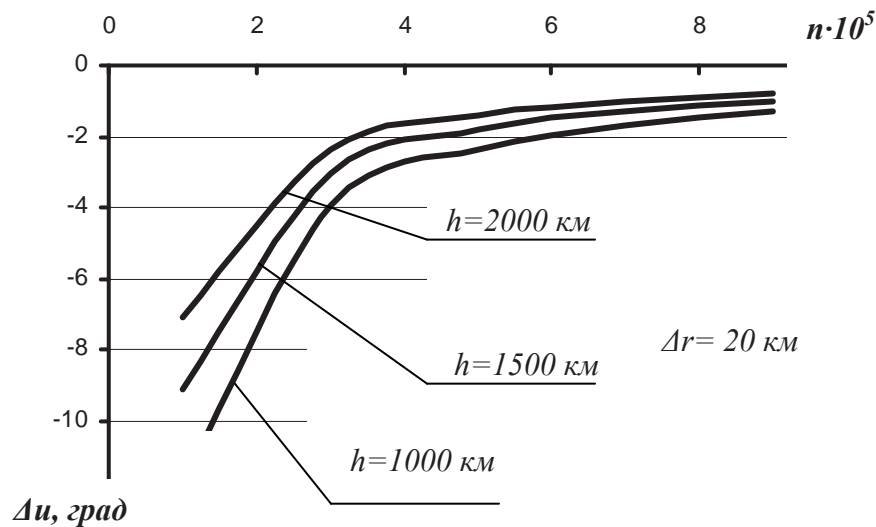


Рис. 2. Приріст фази залежно від висоти початкової орбіти

Приріст фази після корекції середньої висоти обумовлює зміну відстані між КА у групі. Його врахування дає можливість обмежити її деформацію в результаті дії збурювальних факторів.

Висновки. 1. Отриманий зв'язок приросту фази руху на близькій до колової орбіті супутника з двигуном малої постійної тяги трансверсального напрямку і тривалості активної ділянки (6).

2. Визначена залежність тривалості роботи ДМТ від величини корекції середньої висоти орбіти (8).

3. Отримана оцінка приросту фази руху супутника залежно від величини корекції, тягоозброєності та середнього радіуса початкової орбіти (9).

Результати роботи можуть бути використані для розробки алгоритму розрахунку програми маневру підтримання в заданих межах відстані між КА на близькій до колової орбіті двигуном малої постійної за величиною сили тяги трансверсального напрямку.

Бібліографічні посилання

1. Авдєєв В. В. Оцінка деформації групи супутник – субсупутник під впливом опору атмосфери / В. В. Авдєєв // Космічна наука і технологія. – 1997. – Т. 3, № 5/6. – С. 30–33.
2. Авдєєв В. В. Низькоорбітальні групи космічних апаратів: монографія / В. В. Авдєєв. – Д.: Вид-во Дніпропетр. ун-ту, 1997. – 92 с.
3. Авдєєв В. В. Межкоррекционный интервал при стабилизации группы спутников в окрестности опорной плоскости / В. В. Авдєєв // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер.: Ракетно-космічна техніка. – 1999. – Вип. 3. – С. 3–6.
4. Авдєєв В. В. Збільшення висоти колової орбіти космічного апарата малою тягою трансверсального напрямку / В. В. Авдєєв // Космічна наука і технологія. – 2009. – Т. 15, № 1. – С. 9–12.
5. Компаниец Э. П. Баллистическое обеспечение пусков ракет-носителей: монография / Э. П. Компаниец, Н. М. Дронь, В. Е. Белозеров. – Д.: Изд-во ДНУ, 2010. – 468 с.
6. Kompaniez E. Group injection of spacecrafts. IAF / E. Kompaniez, J. Smetanin // IAF Congress. – Norway, Oslo, 1995. – P. 119.

Надійшла до редколегії 19.10.2011.