

УДК 629.78

Оцінка деформації структури супутник — субсупутник під впливом опору атмосфери

В. В. Авдєєв

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 07.03.97

Встановлена залежність міжкорекційних інтервалів від висоти орбіти, щільності атмосфери, точнісних характеристик, різниці балістичних коефіцієнтів та початкового відносного положення.

Для вирішення багатьох господарчих та наукових задач застосовується угруповання КА, до складу яких входять основний супутник (ОС) та один або декілька допоміжних апаратів. Так, наприклад, на першому етапі програми використання космічних засобів для прогнозування сейсмічних явищ шляхом спектрального аналізу випромінювання іоносфери передбачається запуск основного та одного чи двох допоміжних КА — субсупутників (СС). Порівняно з одиночним КА застосування комплексу ОС—СС збільшує роздільну здатність і надійність вимірювань, інтервал видимості елементів комплексу з наземного пункту та зону покриття (Коцаренко та ін., 1995). Окрім того, комплекс ОС—СС є вигідним з економічних міркувань, оскільки може бути доставлений на орбіту однією ракетою-носієм.

Питанням дослідження руху супутникових структур присвячена значна кількість робіт, зміст яких можна розділити на два напрямки: раціональний вибір структури (переважна більшість робіт) і оптимізаційна задача підтримання заданої конфігурації. Підходи до вирішення проблем побудови систем КА і дослідження динаміки їх функціонування містить робота Барінова та ін. (Барінов и др., 1975). Проведений аналіз еволюції орбіт, обумовленої аномаліями сили тяжіння та опором атмосфери, досліджені періодичні та вікові збурення

номінального руху, в імпульсній постановці визначається вплив малих варіацій швидкості на орбітальні параметри, що може бути застосовано при розробці загальної стратегії управління в задачі підтримання стабільності параметрів руху групи в цілому і взаємного розташування її елементів. В монографії Назаренко і Скребушевського (Назаренко, Скребушевский, 1981) обговорюються питання підтримання стійкості супутникових систем. Відзначається, що їх створення і стабілізація на тривалих часових інтервалах є складною технічною задачею, до якої входить вибір стійкої орбітальної структури та корекція орбіт в процесі функціонування. Задача корекції теж розділяється на вибір стратегії управління угрупованням КА як єдиною цілісною системою і управління окремими КА.

В даній роботі проводиться дослідження еволюції кінематичних параметрів групи КА типу ОС—СС, що при відсутності збурень рухаються на близько-круговій орбіті в діапазоні висоти 400—1500 км. Визначається залежність вікових змін відстані між апаратами та інтервалів між корекціями від експлуатаційних параметрів групи.

Для таких груп, як відомо, основними збурюючими факторами є аномалії поля тяжіння, опір атмосфери та, починаючи з висоти 800 км, — тиск сонячного світла. Дослідження дії цих факторів на ранніх стадіях проектування проводиться шляхом

використання імітаційних моделей і отримання наближених оцінок. Аналіз впливу зональних гармонік — найбільш істотної складової частини в аномаліях поля тяжіння — та опору атмосфери на параметри руху одиночного КА проведений рядом авторів (Ельясберг, 1965; Красовский и др., 1973; Тихонравов, 1974; Охоцимский, Сихарулидзе, 1990). Згідно з цими роботами нецентральність поля тяжіння у першому наближенні призводить незалежно від маси та аеродинамічних характеристик КА тільки до вікових змін висхідного вузла та періодичних коливань висоти орбіти з подвоєною частотою обертання. Тобто цей фактор не вносить істотних змін у відносне розташування елементів групи. Опір атмосфери, як відомо, призводить до зменшення осей еліптичної орбіти, яке залежить від щільності атмосфери та балістичного коефіцієнта. Отже при різних характеристиках КА, що входять до групи, цей фактор викличе зміну їх відносного розташування, яка для близькокругових орбіт визначається в основному співвідношеннями між їхніми радіусами.

При припущенні постійності сили аеродинамічного опору F_a в малій околиці параметрів близькокругової орбіти в роботі Ельясберга (Ельясберг, 1965) шляхом вирішення лінеаризованих рівнянь руху отримані оцінки величини зменшення радіуса Δr орбіти і збуреної складової аргумента широти за один виток. Якщо прийняти до уваги, що у вибраному діапазоні висоти для найбільшого стандартизованого рівня сонячної активності $F_0 = 275 \cdot 10^{-22}$ Вт·м⁻²Гц⁻¹ верхнє значення щільності атмосфери ρ не перевищує $2.7 \cdot 10^{-12}$ кгс·с²м⁻⁴, то отримані оцінки можна поширити на n витків в межах міжкорекційного інтервалу. При цьому

$$\Delta r(n) = 4\pi n b \rho r^2, \quad (1)$$

де $b = c_x S / (2m)$ — балістичний коефіцієнт, r — радіус орбіти; c_x , S , m — коефіцієнт лобового опору, площа характерного перерізу і маса КА відповідно.

Слід зазначити, що коли представляють інтерес тільки вікові зміни радіуса кругової орбіти і аргумента широти, як це має місце в даній задачі, то для отримання таких же оцінок названих величин можна замість лінеаризації рівнянь руху і використання припущення про постійність F_a проінтегрувати співвідношення між елементарною роботою сили F_a і приростом повної механічної енергії КА. При цьому щільність атмосфери в обмеженому діапазоні радіусів вважається постійною.

Для визначення зміни відстані ОС—СС l в залежності від поточного часу t або числа витків n крім радіуса орбіти необхідно знати також аргу-

мент широти u , який запишемо у вигляді

$$u(t) = u(t_0) + \sqrt{\mu/r^3} (t - t_0) f(t), \quad (2)$$

де t_0 — початкове значення часу, μ — гравітаційний параметр Землі, f — функція для представлення збуреної складової аргумента широти. На основі отриманого Ельясбергом розв'язку лінеаризованих рівнянь руху КА (а також шляхом використання результату інтегрування згаданого вище співвідношення) функцію f можна записати у вигляді

$$f(t) = 1 + \frac{3}{2} \sqrt{\mu/r} b \rho (t - t_0). \quad (3)$$

Враховуючи мале значення ρ і тривалий (декілька років) строк експлуатації групи КА, її кінематичні параметри більш доцільно виражати через число витків ОС в незбуреному русі:

$$\begin{aligned} u^0(n) &= u_0^0 + 2\pi n f^0(n), \\ u^c(n) &= u_0^c + 2\pi n \sqrt{x^3} f^c(n), \\ f^0(n) &= 1 + 3\pi n b^0 \rho r^0, \\ f^c(n) &= 1 + 3\pi n b^c \rho r^0 \sqrt{x}, \end{aligned} \quad (4)$$

де верхні індекси «0» і «с» відносяться до ОС і СС відповідно, u_0 — початкові величини, $x = r^0/r^c$; r^0 , r^c — радіуси орбіт на початку міжкорекційного інтервалу.

Для підтримання стабільності відстані ОС—СС різниця радіусів їх орбіт не повинна перевищувати десяти долей процента, тому для широкого діапазону відстаней $l = (0.01 \pm 0.6) \cdot r^0$ з похибкою не більше кількох процентів

$$l(n) = r^0(n) [u^0(n) - u^c(n)]. \quad (5)$$

Різницю аргументів широти $\Delta u = u^0 - u^c$ можна записати як суму початкової і збуреної складових:

$$\Delta u(n) = \Delta u_0 + 2\pi n \varphi(n), \quad (6)$$

при цьому, маючи на увазі (4)—(6), представимо функцію $\varphi(n)$ у вигляді

$$\varphi(n) = f_1 - f_2 n, \quad (7)$$

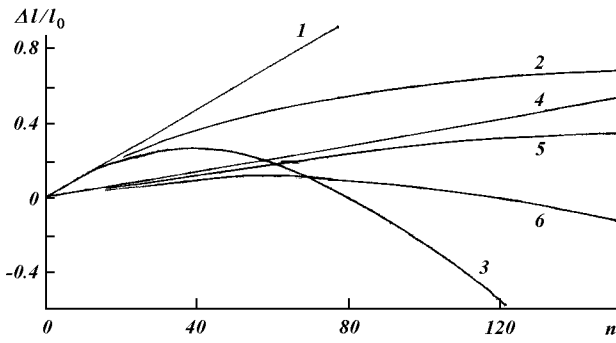
де

$$f_1 = 1 - \sqrt{x^3}, \quad f_2 = 3\pi (b^c x^2 - b^0) \rho r^0.$$

Тоді зміна відстані ОС—СС в результаті опору атмосфери, як випливає з (5) і (6),

$$\Delta l(n) = 2\pi n \varphi(n) r^0. \quad (8)$$

Аналіз співвідношень (7), (8) показує, що при $r^c > r^0$ ($x < 1$) відхилення Δl відстані ОС—СС буде мати максимум, положення якого визначається ви-



Вплив рівня сонячної активності на зміну відстані ОС—СС: $l_0 = 250$ км; 1, 2, 3: $r^0/r_e = 1.094$, $1 - x = 0.431 \cdot 10^{-4}$; 4, 5, 6: $r^0/r_e = 1.126$, $1 - x = 0.139 \cdot 10^{-4}$; $F_0 = 100 \cdot 10^{22}$ (1, 4), $200 \cdot 10^{22}$ (2, 5), $275 \cdot 10^{22}$ Вт·м⁻²Гц⁻¹ (3, 6)

разом

$$n_{\max} = f_1 / (2f_2), \quad (9)$$

при цьому максимальне значення Δl в межах міжкорекційного інтервалу

$$\Delta l(n_{\max}) = \pi r^0 \frac{f_1^2}{2f_2}. \quad (10)$$

Приклади залежностей $\Delta l(n)/l_0$ для різних рівнів сонячної активності F_0 показані на рисунку (l_0 — номінальне значення відстані ОС—СС).

Перейдемо до розрахунку міжкорекційних інтервалів для ОС і СС. Будемо виходити з обґрунтованого конструктивними міркуваннями припущення, що між балістичними коефіцієнтами СС та ОС виконується співвідношення

$$b_c > 2b_o, \quad (11)$$

у відповідності з яким частота корекцій СС буде істотно більшою, ніж ОС.

Корекція ОС для протидії фактору опору атмосфери буде проводитись при виході радіуса орбіти ОС за встановлені межі ($r^0 \pm \Delta r_m$), тобто, згідно з (1) міжкорекційний інтервал, виражений числом витків в незбуреному русі,

$$n^0 = \frac{\Delta r_m}{2\pi b^0 \rho (r^0)^2}. \quad (12)$$

Оцінка (12) виходить з припущення, що на початку інтервалу ОС знаходиться на верхній межі і що щільність атмосфери у встановлених межах є постійною. Представлення інтервалу сумою підінтервалів, очевидно, дозволить зменшити похибку розрахунку n^0 , але через широкий діапазон можливих значень ρ навіть для постійного рівня сонячної активності це не завжди виправдано.

Міжкорекційний інтервал СС n^c буде істотно меншим n^0 не тільки в зв'язку з нерівністю (11), але і тому, що, як випливає з (7) і (8), відстань $l(n)$ змінюється в результаті опору атмосфери пропорційно n^2 , тоді як радіус кругової орбіти — пропорційно $n(1)$. Як видно із виразів і рисунка, величина n^c є функцією співвідношення радіусів орбіт $x = r^c/r^0$ і різниці між аргументами широти після чергової корекції СС. Ця різниця визначається заданими значеннями відстаней ОС—СС l_k для переднього ($u_0^c > u_0^0$) і заднього ($u_0^c < u_0^0$) розташувань СС, відповідно:

$$l_{k1} = l_0 + \Delta l_m, \quad l_{k2} = l_0 - \Delta l_m, \quad (13)$$

де Δl_m — максимально допустима похибка відстані ОС—СС.

Відношення x початкових (для чергового міжкорекційного періоду) радіусів кругових орбіт визначаємо виходячи з умови подвійного проходження області допустимих значень відстані (5) $2\Delta l_m$:

$$2\Delta l(n_{\max}) = 2\Delta l_m,$$

де ліва частина визначається виразом (10). Враховуючи (9), приходимо до рівняння

$$2\Delta l_m = \frac{(1 - \sqrt{x^3})^2}{3\pi(x^2 b_c - b_o)}.$$

Оскільки очікуваний корінь цього рівняння знаходиться в малій околиці одиниці, то представлення рядом його правої частини в цій околиці дасть можливість визначити співвідношення радіусів орбіт ОС і СС після чергової корекції СС в такому вигляді:

$$x = \frac{r^0}{r^c} = 1 - \frac{2}{3} \sqrt{12\rho\Delta l_m(b_c - b_o)}. \quad (14)$$

Число витків ОС при його незбуреному русі, після якого мусить бути проведена чергова корекція відносного положення СС, впливає з (7)—(9):

$$n^c(x) = \frac{1 - \sqrt{x^3}}{3\pi\rho r^0(b^c x^2 - b^0)}. \quad (15)$$

Результати розрахунків, проведених за формулами (14), (15), представлені в таблиці (r_e — середній радіус Землі). Як видно з таблиці, наприклад, для висоти кругової орбіти $h_{kr} = 600$ км при рівні сонячної активності $F_0 = 200 \cdot 10^{22}$ Вт·м⁻²Гц⁻¹ і $\Delta l_m = 50$ км число витків незбуреного руху ОС між корекціями СС становить 175 (282 години міжкорекційний інтервал t_c), при цьому радіус орбіти ОС зменшується на 240 м.

Порівняння значень n^c та t_c з випадком, коли після чергової корекції $r^0 = r^c$, показує, що при

Залежність міжкорекційного інтервалу від рівня сонячної активності, висоти орбіти та вимог до точності відстані ОС—СС

h_{kr} , км	$F_0, 10^{-22} \text{Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{Гц}^{-1}$	$r^o(p^c)$, км	Δl_m , км	$1 - x, \cdot 10^{-5}$	p^c	t^c , год	О	
600	100	6971.07	10	0.56101	217	349	Н	
		6971.02	50	1.2515	485	780	О	
	200	6971.00	10	1.5593	78	125	В	
		6970.87	50	3.4866	175	282	Ы	
		6970.94	10	2.4993	49	79	Т	
800	100	6970.72	50	5.5887	109	175	Е	
		7171.10	10	0.19170	617	1036		
	200	7171.08	50	0.42864	1381	2318	О	
		7171.03	10	0.63258	187	314		
		7171.01	50	1.4145	418	702	Р	
		275	7171.07	10	1.1407	52	87	И
			7171.02	50	2.5508	116	195	И

Примітка. $b_0 = 0.082 \text{ м}^3 \text{ кгс}^{-1} \text{ с}^{-2}$, $b_c = 0.25 \text{ м}^3 \text{ кгс}^{-1} \text{ с}^{-2}$, $r_0^o = r_e + h_{kr}$.

початковій конфігурації (13), (14) міжкорекційний інтервал збільшується у два рази.

Отримані оцінки впливу атмосфери на параметри руху групи КА типу ОС—СС можуть бути використані в проектних роботах для визначення вимог до систем корекції апаратів.

Баринов К. Н., Бурдаев М. Н., Мамон П. А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975.—232 с.

Коцаренко М. Я., Корепанов В. С., Івченко В. М. Дослідження іоносферних провісників землетрусів (експеримент Попередження) // Косміч. наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 96—99.

Красовский А. А., Бушуев Е. И., Компаниец Э. П., Васильева А. И. Численно-аналитический метод расчета эволюции близких ИСЗ // Космич. исследования на Украине.—1973.—Вып. 2.—С. 83—91.

Назаренко А. И., Скребушевский Б. С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. — М.: Машиностроение, 1981.—284 с.

та и элементы проектирования искусственных спутников Земли / Под ред. М. К. Тихонравова. — М.: Машиностроение, 1974.—332 с.

Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. — М.: Наука, 1990.—448 с.

Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965.—540 с.

ESTIMATING THE DISTORTION OF SATELLITE — SUBSATELLITE STRUCTURE UNDER AERODYNAMIC DRAG

V. V. Avdeev

We determined the dependence of intervals between constellation corrections on orbital altitude, atmospheric density, requirements to accuracy, difference between ballistic factors, and initial relative position.