

УДК 629.195.1

Ю. М. Златкін, В. П. Ржемовський, Ю. О. Кузнєцов

Науково-виробниче підприємство «Хартрон-Аркос», Харків

Особливості керування Міжнародною космічною станцією «Альфа» на початковому етапі польоту

Надійшла до редакції 15.04.05

Розглядаються питання динаміки й керування зв'язкою перших двох блоків Міжнародної космічної станції «Альфа» при економічному тривалому польоті. Наводяться результати натурних випробувань. Аналізується вплив на динаміку зв'язки аеродинамічного моменту з урахуванням роботи системи орієнтації сонячних батарей при проходженні тіньових ділянок орбіти.

Одним із видатних проектів людства на рубежі ХХ-ХХІ сторіч, безумовно, є створення Міжнародної космічної станції (МКС) «Альфа». У космосі реалізація цього проекту, яка зажадала об'єднання зусиль багатьох країн, почалася 20 листопада 1998 р. із запуску функціонально-вантажного блоку (ФВБ) «Зоря» з системою керування (СК), розробленою АТ «Хартрон». Збирання станції розпочалося 6 грудня 1998 р. зі стикування із блоком «Зоря» американського модуля NODE1 Unity, який було виведено на орбіту шаттлом «Endeavour».

Наступним елементом МКС мав бути пілотований службовий модуль (СМ) «Зірка», але його пуск відкладався. Тому система керування ФВБ «Зоря» мала забезпечити тривалий орієнтований політ зв'язки до стикування із службовим модулем з метою підтримки теплового й енергетичного режимів. При цьому заощаджувались робоче тіло й ресурс приладів СК.

У результаті досліджень [1, 3] обрано наступний режим роботи. Спочатку будується базова тривісна орієнтація зв'язки на базі орбітальної орієнтації. Потім виконується програмний розворот з метою орієнтації поздовжньої осі зв'язки ОХ зв'язаної системи координат (ЗСК) уздовж гравітаційної вертикалі (у зеніт або надир), і

далі зв'язка «закручується» навколо поздовжньої осі з кутовою швидкістю 0.25...0.5 град/с та навколо ортогональної до неї осі ОZ ЗСК з орбітальною кутовою швидкістю 0.065 град/с; після чого СК вимикають. Обертання навколо осі ОХ забезпечує рівномірне освітлення станції Сонцем, а обертання навколо осі ОZ — незмінність напрямку поздовжньої осі ОХ по гравітаційній вертикалі.

Із часом під дією зовнішніх моментів, що збурюють рух зв'язки, модуль вектора абсолютної кутової швидкості зменшується, а кут між місцевою гравітаційною вертикаллю й поздовжньою віссю зв'язки збільшується, тобто потрібно періодично «дозакручувати» зв'язку, а при необхідності перед закруткою відновлювати гравітаційну орієнтацію. Крім того, для контролю стану зв'язки необхідно періодично вмикати СК в режимі індикації, щоб виміряти кутові швидкості обертання зв'язки й передавати вимірювання в складі телеметричної (ТМ) інформації в Центр керування польотами. Тому типові циклограми режимів роботи СУ ФВБ мали вигляд, представлений на рис. 1.

Саме такий спосіб керування дозволив заощаджувати ресурс СК, робоче тіло двигунів стабілізації при досить рівномірній освітленості

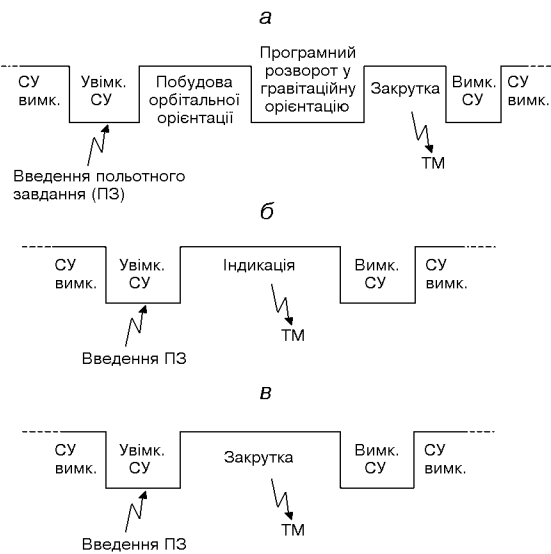


Рис. 1. Типові циклограми режимів роботи СК ФВБ при управлінні зв'язкою ФВБ+NODE1: а — закрутка з попередньою побудовою орієнтації, б — режим індикації, в — закрутка без відновлення орієнтації

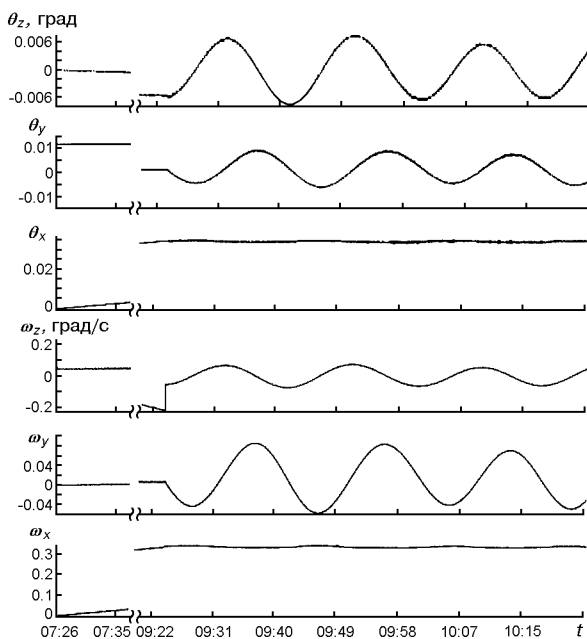


Рис. 2. Телетричні параметри СК МКС «Альфа» у режимі закрутки: θ_j — збільшення кутів повороту зв'язки навколо осей ЗСК за такт БЦОМ (інформація гіроскопічного вимірника вектора кутової швидкості), ω_j — оцінки проекцій вектора абсолютної кутової швидкості зв'язки на осі ЗСК, $j = x, y, z$

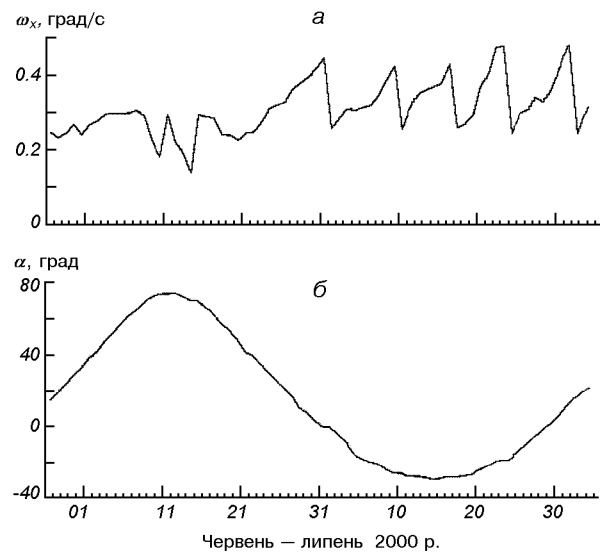


Рис. 3. Зміна кутової швидкості закрутки зв'язки ФВБ+NODE1 (а) та фазового кута «Сонце—об'єкт—Земля» (б)

зв'язки, що забезпечувало необхідний тепловий і енергетичний режими станції. У цілому основні результати аналітичних досліджень і математичного моделювання були підтверджені натурними випробуваннями.

На рис. 2 показані графіки, що відображають динаміку зв'язки після її закрутки, побудовані по ТМ-інформації СК ФВБ.

Разом з тим спостерігалось несподіване збільшення кутової швидкості обертання зв'язки навколо поздовжньої осі ОХ на деяких витках. На рис. 3, а показана її зміна протягом двох місяців польоту: з 27 травня по 26 липня 2000 р. (до стикування зі СМ «Зірка»).

Як видно з 27 травня по 18 червня 2000 р. мало місце гальмування обертання зв'язки, а в період з 19 червня по 26 липня 2000 р. — її прискорення. При цьому режим прискорення задіявся для виконання операції демпфування обертання зв'язки навколо осі ОХ до заданої в ПЗ величини кутової швидкості, що дорівнювала 0.25 град/с.

На рис. 3, б показано зміну фазового кута α «Сонце — об'єкт — Земля» на тому ж двомісячному інтервалі часу.

Зіставляючи рис. 3, а і б, можна помітити деяку кореляцію між величиною фазового кута α і характером зміни кутової швидкості обертання.

ня зв'язки: при значенні кута $\alpha > 40^\circ$ спостерігається гальмування обертання станції, а при $\alpha < 40^\circ$ — її розкручування.

Через те що ні у ФВБ, ні в модулі NODE1 не було масивних обертових мас, які могли б спричинити розкручування зв'язки, то було висунуто гіпотезу, що ймовірним джерелом зміни кінетичного моменту зв'язки є зовнішній аеродинамічний момент. Але конфігурація зв'язки ФВБ+NODE1 була близька до симетричної відносно осі OX ЗСК, а дві обертові сонячні батареї ФВБ загальною площею близько 78 м^2 синхронно направлялися автономною системою орієнтації сонячних батарей (СОСБ) на Сонце. Крім того, СК в основному перебувала у вимкненому стані, тому ТМ-інформації для аналізу було недостатньо, і питання про причину розкручування зв'язки деякий час залишалося неясним.

Відсутня інформація була отримана в режимі активної тривалої орбітальної стабілізації. ТМ-інформація про вектор стану зв'язки за три витки польоту показала, що на перших двох витках при вході зв'язки в тінь з'являвся збурюючий момент, який діяв в основному навколо осей OX і OY ЗСК. На сонячній ділянці орбіти момент зникав. На третьому витку збурюючий момент був відсутній.

На сонячних ділянках перших двох аналізованих витків СОСБ, що має розв'язані приводи двох симетричних СБ, повинна була забезпечувати синхронне спостереження панелей СБ1 і СБ2 за Сонцем. На третьому витку за командою з Землі вони були зафіксовані у симетричному кутовому положенні відносно корпусу ФВБ.

Результатом спільної роботи фахівців груп аналізу СК й СОСБ стало виявлення такої особливості функціонування СОСБ. При проходженні зв'язкою півтіні приводи СБ1 і СБ2 починали обертатися асинхронно, намагаючись підтримувати орієнтацію відповідної СБ на Сонце. При входженні у повну тінь обертання приводів припинялося, і панелі СБ1 та СБ2 зупинялися кожна у своєму кутовому положенні. При виході зв'язки з тіні на ділянці півтіні відновлювався процес обертання батарей, а після виходу з півтіні встановлювався режим синхронного спостереження двох батарей за Сонцем.

На рис. 4 показані результати обробки ТМ-інформації СОСБ про кутове положення пане-

лей СБ і балістичні дані про умови освітлення для витка 572, які наочно ілюструють описану вище динаміку роботи СОСБ. На рис. 4 кутове положення А СБ указано номером сектора приводу СОСБ, у якому знаходиться в даний момент часу площа СБ.

Припустимо, що при вході в тінь після проходження зв'язкою на орбіті ділянки напівтіні СБ1 і СБ2 установилися на кути γ_1 і γ_2 відповідно (рис. 5).

На зв'язку впливає сумарний аеродинамічний момент $M_{\text{АЕР}}$, який дорівнює сумі аеродинамічних моментів, що діють на корпус зв'язки M_K і на дві сонячні батареї ФВБ $M_{\text{СБ1}}$ і $M_{\text{СБ2}}$:

$$M_{\text{АЕР}} = M_K + M_{\text{СБ1}} + M_{\text{СБ2}}.$$

Надалі величиною M_K будемо нехтувати.

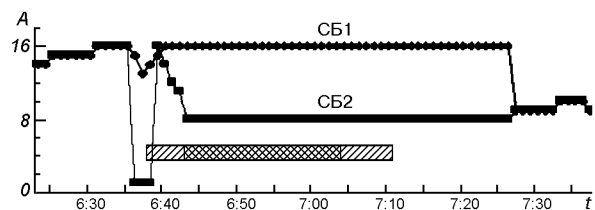


Рис. 4. Кутове положення СБ і характерні по освітленості ділянки орбіти на витку 572

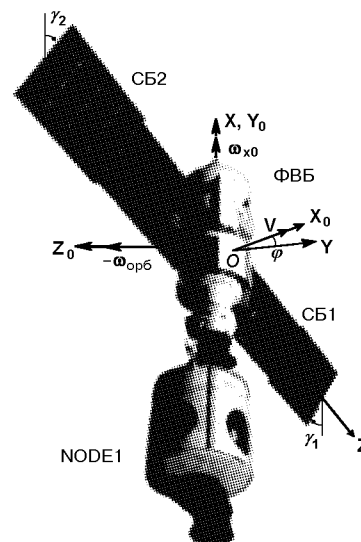


Рис. 5. Політ зв'язки ФВБ+NODE1 у гравітаційній орієнтації із закруткою ($OX_0Y_0Z_0$ — орбітальна система координат, $OXYZ$ — зв'язана система координат, $\omega_{орб}$ — вектор орбітальної кутової швидкості)

Аеродинамічну силу P , що діє на площадку S , можна визначити за формулою [2]

$$\mathbf{P} = -0.5cS\rho V^2 \frac{\mathbf{V}}{V},$$

де c — коефіцієнт пропорційності (для абсолютно непружного удару молекул зовнішнього середовища об тверду поверхню $c = 2$), ρ — щільність атмосфери; V — відносна швидкість зв'язки й атмосфери.

Через те що кут α між нормаллю до площадки S і її вектором швидкості відносно зовнішнього середовища в загальному випадку не дорівнює нулю, за S необхідно приймати величину лобової площі поверхні $S_m = S \cos \alpha$ (площа міделя). Тоді аеродинамічний момент $\mathbf{M}$, що діє на площадку S , буде визначатися формулою

$$\mathbf{M} = \mathbf{r} \times \mathbf{P} = -(\mathbf{P} \times \mathbf{r}) = rS_m\rho V^2 \left(\frac{\mathbf{V}}{V} \times \frac{\mathbf{r}}{r} \right),$$

де $\mathbf{r} = \{r_j\}$ ($j = x, y, z$) — радіус-вектор центра тиску аеродинамічної сили.

Знайдемо вираз для вектора $\frac{\mathbf{V}}{V} \times \frac{\mathbf{r}}{r}$ за умови, що зв'язка гравітаційно орієнтована та обертається навколо поздовжньої осі OX з кутом крену φ . При цьому припустимо, що через конструктивні особливості зв'язки можна прийняти $r_z \gg r_x \approx r_y \approx 0$, тобто $\mathbf{r} = (0, 0, r)$, де $r = r_z$. Тоді маємо

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = V \begin{bmatrix} 0 \\ \cos\varphi \\ -\sin\varphi \end{bmatrix},$$

$$\frac{\mathbf{V}}{V} \times \frac{\mathbf{r}}{r} = (\cos\varphi \ 0 \ 0)^T.$$

Отже, значення аеродинамічних моментів, що діють на СБ1 і СБ2 ФВБ, можна обчислити за формулами

$$M_{CB1x} = rS_{m1}\rho V^2 \cos\varphi = rS\rho V^2 \cos\gamma_1 \cos^2\varphi,$$

$$M_{CB2x} = -rS_{m2}\rho V^2 \cos\varphi = -rS\rho V^2 \cos\gamma_2 \cos^2\varphi.$$

Тут площі міделя СБ1 і СБ2 прийняті рівними

$$S_{mi} = S \cos\gamma_i \cos\varphi \quad (i = 1, 2).$$

Тоді проекцію на вісь OX ЗСК моменту аеродинамічних сил при польоті зв'язки в гравітаційній орієнтації представимо у вигляді

$$\begin{aligned} M_{AEPx} &= M_{CB1x} + M_{CB2x} = \\ &= rS\rho V^2 \cos\gamma_1 \cos^2\varphi - rS\rho V^2 \cos\gamma_2 \cos^2\varphi = \\ &= rS\rho V^2 (\cos\gamma_1 - \cos\gamma_2) \cos^2\varphi. \end{aligned} \quad (1)$$

Нехай кутова швидкість закрутки навколо осі OX гравітаційно зорієнтованої зв'язки дорівнює ω_{x0} . У припущенні, що зв'язка є твердим тілом, майже симетричним відносно осі OX , її рух навколо центра мас у каналі крену після вимикання СК при урахуванні тільки аеродинамічних сил описується системою рівнянь

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x = M_{AEPx}, \\ \dot{\varphi} = \omega_x. \end{cases} \quad (2)$$

Підставивши у перше рівняння системи (2) вираз для аеродинамічного моменту (1), одержимо

$$\dot{\omega}_x = rS\rho V^2 (\cos\gamma_1 - \cos\gamma_2) I_x^{-1} \cos^2\varphi, \quad (3)$$

звідки

$$\dot{\omega}_x = rS\rho V^2 (\cos\gamma_1 - \cos\gamma_2) I_x^{-1} \int_{t_n}^{t_k} \cos^2\varphi(t) dt + \omega_{x0}, \quad (4)$$

де t_n, t_k — початок і кінець тіні.

Вважаємо, що на сонячній стороні орбіти СОСБ забезпечує спостереження СБ за Сонцем, і кути повороту батарей дорівнюють один одному: $\gamma_1 = \gamma_2$. Тоді, як видно з виразу (3), $\dot{\omega}_x = 0$, тобто кутова швидкість ω_x зберігає постійне значення: $\omega_x = \omega_{x0} = \text{const}$.

На тінювій стороні орбіти спостереження за Сонцем немає і $\gamma_1 = \text{const}$, $\gamma_2 = \text{const}$, причому в загальному випадку $\gamma_1 \neq \gamma_2$. Значення інтеграла у виразі (4), залежно від співвідношень величини швидкості закрутки ω_{x0} , тривалості тіні $t_k - t_n$ і фаз кута φ на границях тіні, може бути позитивним, негативним, або нулем.

Отже, на тінювій стороні орбіти при $\gamma_1 \neq \gamma_2$ величина кутової швидкості ω_x може або збільшуватися, або зменшуватися на деяку величину $\Delta\omega_x$. Одержимо формулу для її оцінки.

Лінійизуємо рівняння зв'язки щодо номінального руху: $\omega_{x0} = \text{const}$, $\varphi_0 = \omega_{x0}t$, подаючи величину ω_x у вигляді постійної кутової швидкості закрутки ω_{x0} і її варіації $\Delta\omega_x$, тобто $\omega_x = \omega_{x0} + \Delta\omega_x$, а кут крену — у вигляді $\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi$. Тоді згідно з (1) і (2) при куті крену $\varphi(0)$ на вході в тінь, одержимо

$$\begin{aligned}\Delta\dot{\omega}_x &= Q\cos^2(\varphi_0 + \Delta\varphi) = \\ &= Q\cos^2(\omega_{x0}t + \varphi(0) + \Delta\varphi),\end{aligned}\quad (5)$$

де величина $Q = rS\rho V^2(\cos\gamma_1 - \cos\gamma_2)I_x^{-1}$ залишається постійною у тіні.

З огляду на те, що $\omega_{x0} \gg \Delta\omega_x$, $\varphi_0 \gg \Delta\varphi$ і $\Delta\omega_x(0) = 0$, з (5) одержимо формулу для верхньої оцінки величини зміни кутової швидкості обертання зв'язки на тіньовій ділянці орбіти:

$$\begin{aligned}\Delta\omega_x(t) &= Q \int_0^t \cos^2(\omega_{x0}\tau + \varphi(0)) d\tau = \\ &= 0.5Q \int_0^t [1 + \cos 2(\omega_{x0}\tau + \varphi(0))] d\tau.\end{aligned}$$

Звідси маємо

$$\begin{aligned}\Delta\omega_x(t) &= \\ &= 0.5Q[t + 0.5\omega_{x0}^{-1}[\sin 2(\omega_{x0}t + \varphi(0)) - \sin 2\varphi(0)]].\end{aligned}\quad (6)$$

Очевидно, мінімальним інтервалом інтегрування $t = T$, на якому $\Delta\omega_x$ набуває максимальних значень, є відрізок часу, за який зв'язка здійснить півоберта, наприклад, від $\varphi(0) = -90^\circ$ до $\varphi(T) = 90^\circ$, тобто $T = \pi/\omega_{x0}$. При цьому формула (6) для $\Delta\omega_x$ матиме вигляд

$$\begin{aligned}\Delta\omega_x &= 0.5\pi Q\omega_{x0}^{-1} = \\ &= 0.5\pi rS\rho V^2(\cos\gamma_1 - \cos\gamma_2)(I_x\omega_{x0})^{-1}.\end{aligned}$$

Якщо зв'язка ФВБ+NODE1 і зовнішнє середовище характеризуються параметрами $I_x = 94000 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$, $r = 7 \text{ м}$, $S = 39 \text{ м}^2$, $V = 7673 \text{ м/с}$, $\gamma_1 = 0^\circ$, $\gamma_2 = 90^\circ$, $\omega_{x0} = 0.25 \text{ град/с}$, $\rho = 5.606 \cdot 10^{-12} \text{ кг/м}^3$ (на висоті 400 км у тіні), то зміна кутової швидкості обертання зв'язки при разовому проходженні тіньової ділянки орбіти буде становити близько 0.02 град/с. За одну добу МКС здійснює в середньому 16 витків навколо Землі. Отже, через декілька діб польоту кутова швидкість обертання зв'язки може істотно змінитися, що й спостерігалось при натурних випробуваннях МКС на початковому етапі польоту [4].

Дані результати ще раз підтвердили істотний вплив аеродинамічних моментів на динаміку польоту навколоземних космічних апаратів,

особливо таких великогабаритних об'єктів, як довгострокові орбітальні станції. Причому, важливо не тільки уточнювати їхні математичні моделі за результатами натурних випробувань або розробляти способи компенсації впливу аеродинамічних збурювань на процеси керування, але й приділяти увагу розробці способів керування, що використовують їх, з метою підвищення економічності СК та живучості космічних апаратів [5].

1. Материалы к летным испытаниям системы 77М34М в составе Международной космической станции / Ю. М. Златкин, В. П. Ржемовский, Г. В. Беляев и др.—№ ТО-13070.03-878-14/98. — Харьков: НПП «Хартрон-Аркос», 1998.—293 с.
2. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. — М.: Наука, 1974.—600 с.
3. Техническая справка по оценке возможностей длительной экономичной квазиорбитальной ориентации и по оценке расходов рабочего тела для космического аппарата типа «ФГБ+NODE» / В. С. Столетний, Ю. А. Кузнецов, Т. Ю. Грибанова и др. — Инв. № 11047005. — Харьков: НПП «Хартрон-Энкос», 1995.—40 с.
4. Технический отчет по результатам летной эксплуатации системы управления 77М34М целевого модуля 77КМ «Заря» в составе МКС «Альфа» / Ю. М. Златкин, В. П. Ржемовский, Ю. А. Кузнецов и др.—№ ТО-13070.03-8002-30/00. — Харьков: НПП «Хартрон-Аркос», 2000.—107 с.
5. Удалой В. А., Иванов Н. М., Соколов Н. Л. и др. Некоторые особенности оперативного управления космическим аппаратом «Океан-О» // Материалы 10 Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. — СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003.—С. 109—113.

PARTICULARITIES OF CONTROL OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION "ALPHA" AT THE INITIAL STAGE OF FLIGHT

Yu. M. Zlatkin, V. P. Rzhemovskiy, Yu. A. Kuznyetsov

We consider the questions of dynamics and control of sheaf of first two blocks of the International Space Station "Alpha" during economic long flight. The results of flight tests are given. The influence on sheaf dynamics of the aerodynamic moment is analysed in view of the operation of the solar batteries orientation system in the passage of the sheaf through shadow parts of an orbit.