

ЗБУРЕННЯ В РУСІ ГЕОСИНХРОННИХ СУПУТНИКІВ ПІД ДІЄЮ СОНЯЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

В.У. Клімик, В.П. Єпішев, І.І. Мотрунич, В.І. Кудак, Г.М. Мацо

Ужгородський національний університет, Лабораторія космічних досліджень,
вул.Далека, 2а, 88000, Ужгород
e-mail: space@univ.uzhgorod.ua

Досліджено зміну прискорення геосинхронних супутників в орбітальній системі координат під дією прямого сонячного і відбитого від Землі випромінювання на коротких і довгих інтервалах часу. Оцінено зміщення супутника в цій системі координат. Досліджено зміну елементів орбіт супутника під дією сонячного випромінювання.

Обчислення елементів орбіт супутників

Для обчислень було використано дані російського каталога геосинхронних об'єктів [1], який містить досить точні елементи орбіт супутників, та його електронну форму [2]. Програма електронної форми виводить значення елементів орбіти супутника i , Ω , e , ω та його елементи в площині Лапласа (i_Λ , Ω_Λ , ω_Λ), довготу λ_Λ і дрейф $\dot{\lambda}$ з певним кроком на інтервалі 5 – 7 років.

Якщо дрейф супутника – в град./доб., то з цих даних можна визначити велику піввісь орбіти a за формулою:

$$a = a_{GEO} \cdot \sqrt[3]{\left(1 - \frac{\dot{\lambda}}{T_{GEO} \cdot 360^\circ}\right)^2}, \quad (1)$$

що є наслідком 3-го закону Кеплера для супутників Землі:

$$\frac{T^2}{T_{GEO}^2} = \frac{a^3}{a_{GEO}^3}.$$

Індекс GEO в (1) означає ідеальну геостационарну орбіту. Період $T_{GEO} = 0,9972696$ доби, велика піввісь $a_{GEO} = 42164$ км. Середню аномалію M можна визначити за гринвіцьким зоряним часом S [1]:

$$M = \lambda_\Lambda - \omega_\Lambda - \Omega_\Lambda + S,$$

$$S = S_0 + 1.0027379 \cdot UT.$$

Прискорення супутника, зумовлене сонячним випромінюванням

Прискорення супутника, спричинене тиском сонячного випромінювання ([3], стор.68), можна обчислити за формулою:

$$\vec{a} = -\gamma_1 C_R \frac{S}{m} P_0 \frac{r_c^2}{|\vec{r}_c - \vec{r}_{Sp}|^2} \cdot \frac{\vec{r}_c - \vec{r}_{Sp}}{|\vec{r}_c - \vec{r}_{Sp}|} + \frac{S}{m} P_0 \left(\frac{R}{r_{Sp}}\right)^2 \cdot (\alpha + \beta \cdot \gamma_2) \cdot \left(\frac{\vec{r}_{Sp}}{r_{Sp}}\right), \quad (2)$$

де $\alpha = 0.25 \cos^2 \varphi$ – величина, що визначає потік інфрачервоного світла від Землі; $\beta = 0.45 \sin(5/9\pi - \psi)$ – її альbedo, R – радіус Землі. Для розрахунків використовуємо значення аеродинамічного коефіцієнта $C_R = 1.0$. Відношення ефективної площі супутника до його маси $\frac{S}{m}$ визначаємо за даними російського каталога [1].

Геоцентричні радіус-вектори Сонця $\vec{r}_c(x_c, y_c, z_c)$ і супутника $\vec{r}_{Sp}(x, y, z)$ в екваторіальній системі координат обчислюємо за відомими формулами [4, 5, 6]. Кут між напрямком на Сонце і напрямком на супутник з Землі:

$$\Psi = \arccos \{(x_c \cdot x + y_c \cdot y + z_c \cdot z) / (r_c \cdot r_{Sp})\}.$$

Широта підсупутникової точки:
 $\varphi = \arcsin(z_{Sp} / r_{Sp})$. Тіньові функції

$$\gamma_1 = \begin{cases} 0, \text{ якщо } |\psi| \geq \pi - \frac{R}{r_{sp}} \\ 1, \text{ якщо } |\psi| < \pi - \frac{R}{r_{sp}} \end{cases},$$

$$\gamma_2 = \begin{cases} 0, \text{ якщо } |\psi| \geq \frac{5}{9}\pi \\ 1, \text{ якщо } |\psi| < \frac{5}{9}\pi \end{cases}.$$

В першому наближенні можна прийняти $\gamma_1 = 1$. Тиск світла в (2) $P_0 = 0.00000465 \text{ Н/м}^2$.

Існує домовленість, що діючий геостаціонарний супутник не повинен відхилятися від свого положення відносно Землі більше, ніж на 0.1° . Для корекції руху супутника використовуються спеціально встановлені на ньому двигуни. Можна зекономити ресурс двигунів, якщо забезпечити супутнику мінімальні значення коефіцієнтів C_R і $\frac{S}{m}$. З іншого боку, використання сонячних антен сильно збільшує величину $\frac{S}{m}$ і, відповідно, тиск сонячного світла на супутник.

Орбітальна система координат

Для визначення впливу сонячного випромінювання на рух геосинхронних супутників використаємо систему координат (v, r, u) , початок якої знаходиться на супутнику. Вісь v системи направлена в напрямку руху супутника. Вісь r лежить в площині орбіти, направлена в напрямку геоцентричного вектора $\vec{r}_{Sp}(x, y, z)$, від центра Землі. Кут між осями v і r будемо вважати прямим, що у випадку геосинхронних об'єктів цілком закономірно. Вісь u перпендикулярна до осей v і r , направлена так, що осі v, r, u утворюють праву трійку векторів. Таку систему назовемо орбітальною. Можна визначити проекції прискорення від сонячного випромінювання на осі орбітальної системи.

1. Для обчислення прискорення a_v супутника в напрямку руху визначаємо

його прямокутні координати (x_1, y_1, z_1) і (x_2, y_2, z_2) в два близькі послідовні моменти часу t_1 і t_2 . Відповідне переміщення супутника

$$\Delta r = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}.$$

Одиничний вектор в напрямку руху має координати

$$x_0 = (x_2 - x_1) / \Delta r, \quad y_0 = (y_2 - y_1) / \Delta r, \\ z_0 = (z_2 - z_1) / \Delta r.$$

Проекція вектора прискорення a_v на напрям руху супутника є скалярним добутком вектора прискорення $\vec{a}(a_x, a_y, a_z)$ на одиничний вектор цього напрямку:

$$a_v = x_0 \cdot a_x + y_0 \cdot a_y + z_0 \cdot a_z.$$

2. Прискорення в напрямку радіус-вектора супутника a_r є скалярним добутком вектора прискорення \vec{a} на одиничний вектор геоцентричної відстані \vec{r} :

$$a_r = \frac{\vec{a} \cdot \vec{r}}{r},$$

де r – геоцентрична відстань.

3. Прискорення a_u в напрямку осі u визначається як скалярний добуток

$$a_u = \vec{a} \cdot \vec{e}_u,$$

де \vec{e}_u – одиничний вектор в напрямку осі u . Його напрям співпадає з напрямком векторного добутку геоцентричного радіус-вектора супутника $\vec{r}_{Sp} = \vec{r}(x, y, z)$ на прискорення $\vec{a}_v(v_x, v_y, v_z)$:

$$\vec{e}_u = -\frac{\vec{a}_v \times \vec{r}}{|\vec{a}_v| \cdot r} = -\frac{1}{|\vec{a}_v| \cdot r} \cdot \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ v_x & v_y & v_z \\ x & y & z \end{vmatrix}.$$

Коротко- та довгоперіодичні зміни прискорення супутника під дією сонячного випромінювання

Для визначення гармонік зміни прискорення супутника в результаті тиску сонячного випромінювання

$$a = A \cdot \sin\left(\frac{2\pi \cdot MJD}{T} + \varphi\right) + a_0 \quad (3)$$

обчислюємо прискорення супутників з кроком 0.01 доби на інтервалі кількох діб. Використовуємо вибірку декількох геосинхронних супутників різних типів, з

широким діапазоном нахилу орбіти i , дрейфу $\dot{\lambda}$ і відношення $\frac{S}{m}$.

На рис.1 (суцільна крива) показано зміну величини прискорення супутника 83006A, зумовленого сонячним випромінюванням, на інтервалі 3 доби.

Зміна величини прискорення має три гармоніки з періодами приблизно 1.0 (основна гармоніка), 0.7 і 1.4 діб. На рис.1 видно, що значення величини прискорення змінюються не за точною синусоїдою: деформації визначають друга і третя гармоніка. Основна гармоніка на рис.1 показана пунктирною кривою

За даними 6 геосинхронних супутників середнє значення періоду основної гармоніки $T_{сер} = 0.978^d \pm 0.035^d$, воно близьке до зоряної доби (0.997^d). Початкова фаза ϕ , очевидно, залежить від положення супутника на орбіті відносно Сонця. При максимальній відстані супутника до Сонця величина прискорення a мінімальна.

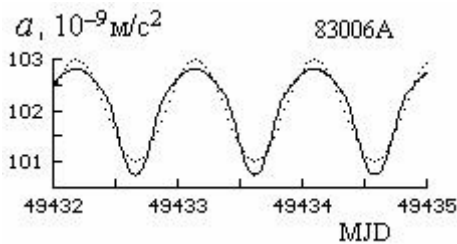


Рис.1. Зміна величини прискорення супутника 83006A, зумовленого сонячним випромінюванням, (суцільна крива) і основна гармоніка (пунктирна) на інтервалі 3 доби.

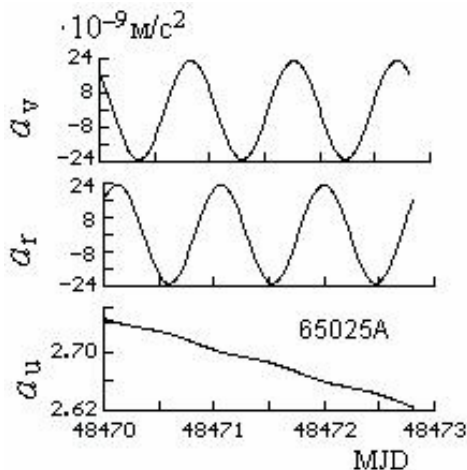


Рис.2. Зміна прискорення a супутника в орбітальній системі координат на інтервалі 3 доби.

Амплітуда основної гармоніки A і середнє значення a_0 збільшуються при збільшенні S/m . За методом найменших квадратів можна знайти лінії регресії – кореляційні залежності a_0 і A від S/m :

$$a_0 = (4636.234955 \frac{S}{m} + 0.006143) \cdot 10^{-9},$$

$$A = (47.753673 \frac{S}{m} - 0.021962) \cdot 10^{-9},$$

коефіцієнт кореляції близький до 1.

Середнє значення a_0 знаходиться в межах $(20 - 100) \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$, амплітуда коливань – $(0.2 - 1) 10^{-9} \text{ м/с}^2$.

Координати прискорення супутників в **орбітальній системі координат** (a_v, a_r, a_u) мають гармоніки з однаковими періодами, ~ 1 зоряна доба. Зміна координат прискорення супутника 65028A показана на рис.2. Гармоніка a_u дуже слаба, має амплітуду $(4 \pm 2) \cdot 10^{-12} \text{ м/с}^2$. На рис.2 на лінійній складовій її майже не видно. Прискорення a_v, a_r змінюються майже синусоїдально навколо нульового значення. Амплітуди прискорення a_v і a_r приблизно однакові. Вони пропорційні відношенню S/m і не перевищують $\sim 10^{-7} \text{ м/с}^2$. Основні гармоніки прискорення a_v і a_r зсунуті одна відносно одної по фазі на 90° . Спостерігаються незначні зміни амплітуд короткоперіодичних змін прискорень a_v і a_r з періодом 0.5 року (рис.3).

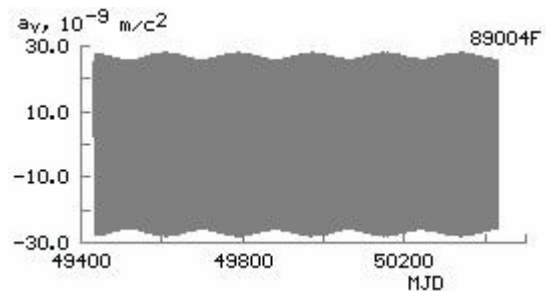


Рис.3. Зміна прискорення a_v супутника 89004F ($i = 4.7^\circ$) на інтервалі (2.7 років), починаючи з 21 березня 1994 р.

Короткоперіодичні зміни на рис.3 зливаються в одну суцільну смугу. Максимуми амплітуд – в дні весняного і осіннього рівнодень, мінімуми – в дні літнього і зимового сонцестояння. Амплітуда зміни амплітуди короткоперіодичних коливань a_v і a_r

залежить від нахилу орбіти i : при збільшенні i амплітуда зменшується.

Середнє значення зміни a_u відмінне від нуля. Лінійна складова є відрізком довгоперіодичних змін.

В орбітальній системі координат довгоперіодичну складову (з періодом ~ 1 рік) містить лише третя координата – a_u (рис.4). В дні весняного і осіннього рівнодень прискорення $a_u \approx 0$, в дні літнього і зимового сонцестояння воно максимальне або мінімальне. Амплітуда збільшується при збільшенні S/m і досягає значень $40 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$.

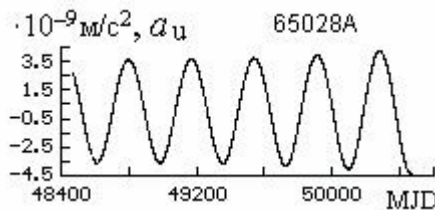


Рис.4. Зміна координати прискорення a_u супутника 65028А в орбітальній системі координат, на інтервалі 2000 діб.

Зміщення супутника під дією сонячного випромінювання

Прискорення a_x, a_y, a_z , що є функціями часу, приводять до зміщень супутника $\Delta x, \Delta y, \Delta z$. Зміщення по вісі x за час t можна визначити за формулою:

$$\Delta x(t) = t \int_0^t a_x(\theta) d\theta - \int_0^t \theta a_x(\theta) d\theta, \quad (4)$$

яка впливає з очевидних співвідношень:

$$\Delta x(t) = \int_0^t \int_0^\tau a_x(\theta) d\theta d\tau = \int_0^t a_x(\theta) d\tau d\theta.$$

Аналогічними є формули для Δy і Δz . При обчисленнях інтегрування в (4) замінюємо сумуванням, вибираючи достатньо велику кількість інтервалів розбиття.

Зміщення по координатах x, y, z на малих інтервалах (до кількох днів) не має ніяких періодичних складових. Величина зміщення по осях x, y за 5 діб становить 1.5 км (по вісі z – значно менше). Це багато, але через те, що напрям руху супутника в проекціях на ці осі кожні пів доби змінюється на протилежний по відношенню до напрямку зміщення, ці

зміщення будуть компенсуватися, і результат буде незначний. Справді, зміщення в проекції на вісі v, r орбітальної системи координат (рис.5) значно менші, вони періодично змінюються з амплітудою ~ 4 метри і періодом 1 доба. Обидві криві на рис.5 будувались починаючи з трохи більшого від MJD 48470 часу так, щоб проекції початкового прискорення на вісь v і, відповідно, на вісь r були максимальними або мінімальними, щоб усунути постійно діючу складову прискорення.

Крива зміщення Δu в напрямку третьої осі орбітальної системи координат (рис.5) постійно зростає. Це пояснюється тим, що напрям осі u на даному часовому інтервалі співпадає з напрямком проекції на неї прискорення a . Реальне зміщення також буде меншим, так як воно компенсується тяжінням Землі. В результаті отримуємо досить складні коливання нахилу орбіти i та довготи вузла Ω . На великих проміжках часу це 5-денне зростання величини Δu є відрізком періодичної кривої з періодом 1 рік.

На рис.6 приведені зміщення цього самого супутника в результаті тиску сонячного випромінювання в проекціях на осі v, r, u орбітальної системи координат на великих проміжках часу (до 1000 діб). Зміщення Δv і Δu мають періодичні складові з періодом ~ 1 рік і амплітудами відповідно 0.4 км і 120 км. Велика амплітуда зміни Δu зумовлена тим, що Δu не має короткоперіодичних гармонік.

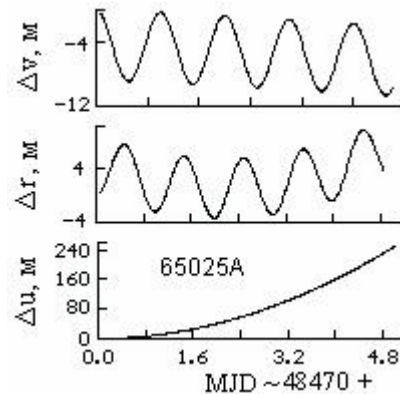


Рис.5. Проекції на вісі v, r, u зміщення супутника 65025А в проміжку до 5 діб.

Довгоперіодична складова зміщення Δr не виявлена. Величина Δr постійно зростає, за три роки майже на 800 км. Це результат дії на супутник відбитого від Землі сонячного світла, що діє на супутник постійно в додатньому напрямку осі r . Орбіта супутника визначається рівнодійною сили тяжіння Землі і сили тиску розсіяного випромінювання від атмосфери Землі.

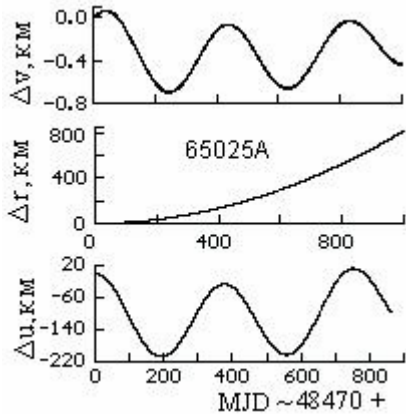


Рис.6. Зміщення супутника 65025A вздовж осей v , r , u в результаті дії сонячного випромінювання на часових інтервалах до 1000 діб від моменту часу MJD ~48470.

Збурення в елементах орбіти геосинхронного супутника

Використовуємо рівняння Лагранжа у формі Гауса ([3], стор.35):

$$\begin{aligned} \dot{a} &= \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \left(e \sin v \cdot K_3 + \frac{p}{r} \cdot K_2 \right), \\ \dot{e} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} (\sin v \cdot K_3 + (\cos E + \cos v) \cdot K_2), \\ \dot{\omega} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{nae} \left[-\cos v \cdot K_3 + \left(\frac{r}{p} + 1 \right) \sin v \cdot K_2 \right] - \cos i \cdot \frac{d\Omega}{dt}, \\ \dot{i} &= \frac{1}{na\sqrt{1-e^2}} \cdot \frac{r}{a} \cos(\omega + v) \cdot K_1, \\ \dot{\Omega} &= \frac{1}{na\sqrt{1-e^2}} \cdot \frac{r}{a} \frac{\sin(w+v)}{\sin i} \cdot K_1, \\ \dot{M} &= n - \frac{1}{na} \left(\frac{2r}{a} - \frac{1-e^2}{e} \cos v \right) \cdot K_3 - \\ &\quad - \frac{1-e^2}{nae} \left(1 + \frac{r}{p} \right) \cdot \sin v \cdot K_2, \end{aligned} \quad (5)$$

де градієнт $\nabla R = \begin{pmatrix} K_1 \\ K_2 \\ K_3 \end{pmatrix}$ визначається за

прискоренням в орбітальній системі координат:

$$K_1 = a_u; \quad K_2 = a_v; \quad K_3 = a_r.$$

Для обчислення за формулами (5) потрібно визначити: n , v , E , p , r , $\frac{d\Omega}{dt}$.

Середній рух

$$n = \frac{\sqrt{Gm}}{a^{3/2}},$$

де стала $Gm \approx 398601.3 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$. Істинна аномалія v визначається з співвідношення

$$\tan \frac{v}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan \frac{E}{2},$$

а ексцентрична аномалія E – методом ітерацій з рівняння $M = E - e \cdot \sin E$. Фокальний параметр $p = a \cdot (1 - e^2)$, геосинхронна відстань

$$r = a \cdot (1 - e \cdot \cos E).$$

Швидкість зміни довготи висхідного вузла є сумою трьох членів ряду:

$$\frac{d\Omega}{dt} = P_1 + P_2 + P_3.$$

Достатньо обмежитися першим членом:

$$P_1 = -1.5 \cdot J_2 \left(\frac{R}{a} \right)^2 n \cdot (1 - e^2)^{-2} \cos i \cdot 360^\circ,$$

$$J_2 = 1.082627 \cdot 10^{-6}, \quad R = 6378.155 \text{ км.}$$

При розрахунках за початковий момент часу беремо день весняного рівнодення.



Рис.7. Швидкість зміни великої піввісі a орбіти супутника 65025A під дією сонячного випромінювання на інтервалі 3 доби.

Швидкість зміни великої піввісі орбіти a під дією сонячного випромінювання робить короткоперіодичні коливання навколо нульового значення \dot{a} з періодом $P_k \approx 1$ зоряній доба (рис.7). Амплітуда пропорційна відношенню S/m :

$$A_a = 10595.5 \frac{S}{m} + 2.81146,$$

коефіцієнт кореляції $\rho = 0.996$. Вона знаходиться в межах від 50 до 250 м за добу. Довгоперіодичних коливань зміни \dot{a} немає.

Зміна швидкості зміни ексцентриситету \dot{e} лібраційного супутника має дві гармоніки. Короткоперіодична гармоніка (рис.8а) має період близько пів зоряної доби ($P_k \approx 0.486^d \pm 0.019^d$), довгоперіодична – близько 1 року. Їх амплітуди пропорційні S/m . Лінії регресії

$$A_{ек} = (64.3920 \frac{S}{m} + 0.00665) \cdot 10^{-6},$$

$$A_{ед} = (201.510 \frac{S}{m} + 0.0695) \cdot 10^{-6}$$

мають коефіцієнт кореляції $\rho > 0.998$.

Амплітуди довгоперіодичних коливань майже в 4 рази більші короткоперіодичних.

На рис.8б приведена зміна величини \dot{e} лібраційного супутника протягом двох років. Короткоперіодичні коливання злилися в суцільну смугу.

Середнє значення довгоперіодичних змін близьке до нуля: $\dot{e}_0 = (-0.026 \pm 0.034) \cdot 10^{-6}$ за добу, максимальне відхилення (сума амплітуд двох гармонік) не перевищує $6 \cdot 10^{-6}$ за добу.

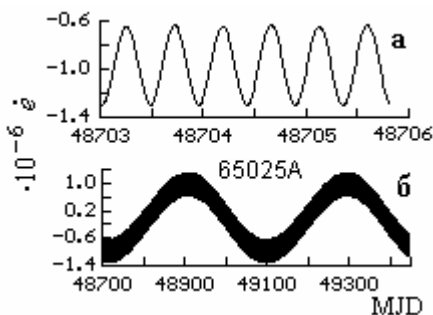


Рис.8. Коливання швидкості зміни ексцентриситету супутника в результаті тиску сонячного випромінювання на інтервалі в 3 доби (а) і 2 роки (б).

Зміна швидкості зміни аргумента перигея $\dot{\omega}$ геосинхронного супутника також має дві гармоніки. Короткоперіодична гармоніка (рис.9а) має період $P_k \approx \sim 0.5$ доби.

Довгоперіодична гармоніка також має період $P_d \approx \sim 1$ рік, її амплітуда майже в 4

рази більша амплітуди короткоперіодичних змін і не перевищує 0.4° за добу. Періоди коротко- і довгоперіодичних коливань змінюються пропорційно.

Амплітуда довгоперіодичної гармоніки змінюється при зміні нахилу орбіти, що помітно на рис.9б, де амплітуда зростає разом зі зменшенням нахилу. Це зумовлює довгоперіодичні зміни $\dot{\omega}$ з періодом ~ 53 роки (період зміни нахилу орбіти).

Спостерігається слаба обернена залежність середнього значення $\dot{\omega}_0$ від дрейфу супутника, лінія регресії $\dot{\omega}_0$ від $1/\lambda$, оберненої величини від абсолютного значення дрейфу, має коефіцієнт регресії $\rho = 0.98$.

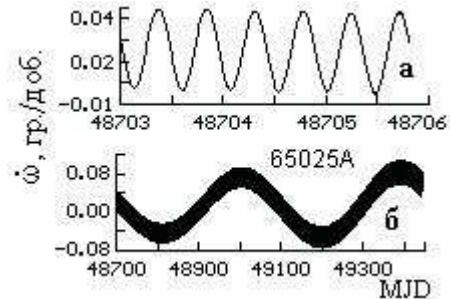


Рис.9. Коливання швидкості зміни аргумента перигея супутника в результаті тиску сонячного випромінювання на інтервалі в 3 доби (а) і 2 роки (б).

Швидкість зміни нахилу орбіти \dot{i} коливається навколо нуля з періодом $P_k \approx \sim 1$ доба: на рис.10а супутник 65025А робить 20 коливань за 20 діб. Амплітуда весь час змінюється (рис.10б). Максимальна амплітуда коливань зростає пропорційно відношенню S/m і не перевищує $6 \cdot 10^{-5}$ град. за добу.

Нульові значення амплітуди спостерігаються в дні весняного і осіннього рівнодень (рис.10б), коли вісь u орбітальної системи координат перпендикулярна до сонячних променів і прискорення a_u рівне нулю. З формул (5) слідує, що зміни нахилу орбіти і довготи висхідного вузла визначаються лише прискоренням a_u .

Зміна швидкості зміни довготи висхідного вузла $\dot{\Omega}$ (рис.11) відбувається майже так само, як і у випадку нахилу орбіти, що зумовлено подібністю формул для обчислень. Амплітуда коливань зміни

$\dot{\Omega}$ знаходиться в межах від нуля до максимум $6 \cdot 10^{-4}$ град. за добу. Вона так само пропорційна відношенню S/m . Коливання відбуваються навколо нульового значення.

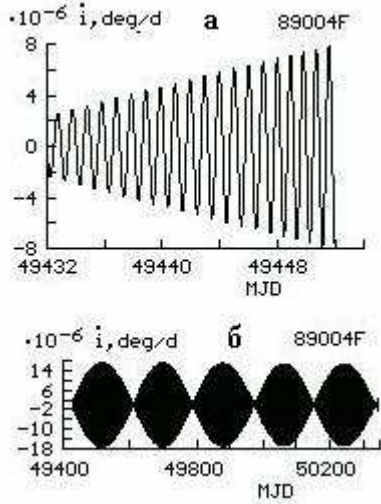


Рис.10. Швидкість зміни нахилу орбіти \dot{i} дрейфуючого супутника 89004F в результаті тиску сонячного випромінювання в інтервалі (а) 20 діб та в інтервалі (б) 2.5 років (913 діб), починаючи з 21 березня 1994.

Спостерігаються також довгоперіодичні зміни амплітуди короткоперіодичних коливань $\dot{\Omega}$ з періодом близько 53 роки, що співпадає з періодом зміни нахилу орбіти i . При зростанні нахилу орбіти максимуми короткоперіодичних коливань $\dot{\Omega}$ зменшуються. Таких змін не мають \dot{i} .

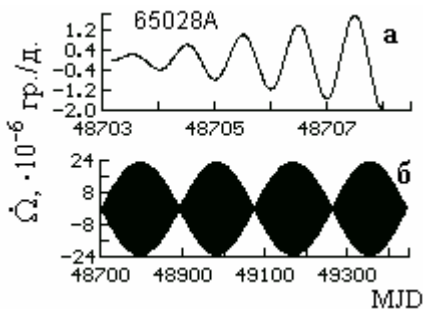


Рис.11. Коливання швидкості зміни довготи висхідного вузла супутника в результаті тиску сонячного випромінювання на інтервалі 5 діб (а) і 2 роки (б).

Швидкість зміни середньої аномалії \dot{M} під дією сонячного випромінювання при довгоперіодичних змінах коливається з невеликою амплітудою навколо деякого ненульового значення \dot{M}_0 з періодом

близько одного року. Це видно на рис.12а, де короткоперіодичні коливання зливаються в одну суцільну смугу. Період короткоперіодичних коливань $P_k = \sim 0.5$ доби. В лібраційних супутників амплітуда довгоперіодичних коливань може сильно змінюватися, в дрейфуючих – вона постійна.

Деякі супутники мають гармоніки з періодом 30 діб (супутник 81073А), 22 доби (супутник 89004F, рис.12б) і біля 60 діб (супутник 83006А).

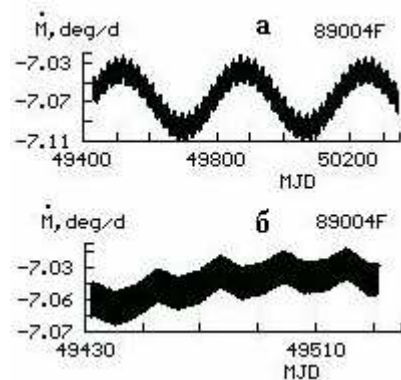


Рис.12. Коливання величини швидкості зміни середньої аномалії супутника в результаті тиску сонячного випромінювання на інтервалі 1000 діб (а) і 100 діб (б).

Середнє значення \dot{M}_0 кореляційно залежить від величини дрейфу супутника і може досягати 30° за добу. На рис.13 приведена лінія регресії \dot{M}_0 від дрейфу за даними 6 супутників.

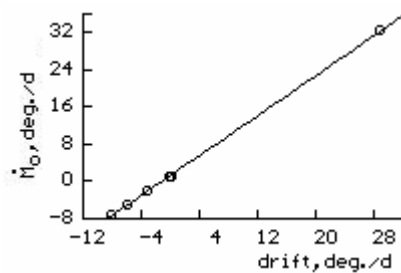


Рис.13. Залежність середнього значення \dot{M} від дрейфу за даними 6 геосинхронних супутників.

Висновки

Дослідження показали, що вплив сонячного випромінювання на орбіти геосинхронних супутників незначний. Зміни елементів орбіти малі, і вони періодичні. Прояви впливу на параметри,

що характеризують орієнтацію орбіт – довготу висхідного вузла Ω та нахил орбіти i – мінімальні в дні весняного і осіннього рівнодень. Амплітуда гармонік зміни швидкості деяких елементів орбіт пропорційна відношенню S/m . Піввісі a майже не зазнають сезонних змін:

протягом доби вони можуть змінюватися не більше, ніж на 60 м. Зміни середньої аномалії M можуть мати до трьох гармонік, але коливання величини \dot{M} незначні. Середнє значення \dot{M} у супутників з великим дрейфом може досягати значної величини.

Література

1. Сочилина А.С., Киладзе Р.И., Григорьев К.В., Вершков А.Н. Каталог орбит геостационарных спутников. – С.-Петербург: ИТА РАН, 1996. – 104 с.
2. Вершков А.Н. Электронная форма Каталога орбит геостационарных спутников 1996. – С.-Петербург: ИТА РАН, 1996.
3. Арнольд К. Методы спутниковой геодезии. – М.: Недра, 1973. – 224 с.
4. Багров А.В., Ерпылёв Н.П., Смирнов М.А. Астрометрическая редукция результатов позиционных наблюдений геостационарных спутников телескопом с малым полем зрения. // Набл. искусств. неб. тел. М.: ИА РАН, вып.88, 1994.
5. Суботин М.Ф. Курс небесной механики. – М., 1963.
6. Ежегодник, 1985. – 770 с.

DISTURBANCES IN MOTION OF GEOSYNCHRONOUS SATELLITES FROM SOLAR RADIATION

V.U. Klimyk, V.P. Yepishev, I.I. Motrunich, V.I. Kudak, G.M. Matso

Uzhhorod National University, Laboratory of space researches,
Daleka str. 2a, 88000, Uzhhorod, Ukraine
E-mail: space@univ.uzhgorod.ua

The changes of acceleration (value and coordinates in an orbital system) libratory satellite as a result of the radiation, direct solar and reflected from the Earth, on brief and long time slices are adduced. The estimation of displacement of a satellite in this coordinate system is given. The change of elements of orbits of a satellite as a result of solar radiation is researched.