

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ОРБИТИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДІОТЕХНІЧНОЇ ЧИ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

© Горбатий І., 2016

Описано вдосконалені співвідношення для обчислення параметрів еліптичної або колової орбіти супутника Землі, що входить до складу радіотехнічної чи телекомунікаційної системи, зокрема системи дистанційного зондування Землі з космосу та супутникової системи зв'язку. За допомогою цих співвідношень отримано залежності широти та довготи підсупутникової точки від часу для супутника Землі, що рухається за коловою орбітою. Досліджено вплив параметрів орбіти супутника Землі на характеристики таких систем.

Ключові слова: супутник Землі, параметри орбіти, система дистанційного зондування Землі з космосу, супутникова система зв'язку.

The improved formulas to calculate the parameters of the elliptical or circular orbit of the Earth satellite, which is part of radio electronics or telecommunications systems, including system of the remote sensing of Earth from space or the satellite communications system was described. By means of these formulas the dependencies of latitude and longitude of the under satellite point from time for the Earth satellite on circular orbit was obtained. The influence of the Earth satellite parameters of orbit on the characteristics of such systems was explored.

Key words: the Earth satellite, parameters of orbit, the system of remote sensing of Earth from space, the satellite communications system.

Вступ

Можливості високошвидкісного передавання даних у радіотехнічній чи телекомунікаційній системі, зокрема системі дистанційного зондування Землі з космосу чи супутникової системі зв'язку, залежать від енергетичного потенціалу радіоканалу передавання даних, на який впливають потужність передавача, згасання сигналу в радіолінії та чутливість приймача. Для радіолінії між космічним апаратом, що рухається за еліптичною чи коловою орбітою, та наземним комплексом згасання сигналу буде функцією часу. На згасання сигналу в радіолінії, зокрема, впливає взаємне розташування космічного апарата та наземного комплексу в часі.

Дослідженню характеристик радіотехнічних та телекомунікаційних систем, до складу яких входять космічні апарати, присвячено значну кількість публікацій [1–5]. Проте актуальною задачею залишається точне визначення згасання в радіолінії в кожний момент часу, що необхідне для підвищення точності математичного моделювання та виявлення резервів підвищення ефективності досліджуваних систем.

Метою цієї роботи є дослідження впливу параметрів орбіти космічного апарата на характеристики радіотехнічних чи телекомунікаційних систем для забезпечення можливості подальшого виявлення резервів підвищення їх ефективності.

Моделі для дослідження траєкторії польоту космічного апарата

Складовою частиною системи дистанційного зондування Землі з космосу чи супутникової системи зв'язку є космічний апарат, що є штучним супутником Землі. Орбіта штучного супутника

Землі (його траєкторія руху навколо Землі) визначається великою кількістю факторів, основним з яких є взаємне тяжіння цього штучного супутника й Землі [6–8]. Незбурений рух космічного апарата описують законами небесної механіки (законами Кеплера).

У загальному випадку космічний апарат як штучний супутник Землі рухається навколо Землі за еліптичною орбітою. Положення космічного апарата на орбіті може бути однозначно визначене довжиною радіус-вектора r_{KA} космічного апарата (км) та значенням істинної аномалії φ_{KA} (°), взаємозв'язок між якими в полярній системі координат описаний рівнянням кривої другого порядку [6]:

$$r_{KA}(\varphi_{KA}) = \frac{p_o}{1 + e_o \cdot \cos\left(\varphi_{KA} \frac{\pi}{180}\right)}, \quad (1)$$

де p_o – фокальний параметр, км; e_o – ексцентриситет кривої другого порядку, безрозмірна величина.

Тут і надалі вважаємо, що тригонометричні функції оперують з аргументами, вираженими в радіанах.

Положення космічного апарата в просторі визначають шістьма незалежними координатами: 1) величиною великої півосі еліпса орбіти космічного апарата a_o , км; 2) ексцентриситетом орбіти космічного апарата e_o ; 3) довготою висхідного вузла θ_s , °; 4) моментом часу проходження космічним апаратом деякої фіксованої точки орбіти (як правило, перигею) t_{II} , с; 5) нахиленням орбіти космічного апарата i_o , °; 6) кутовою відстанню перигею ω_{II} , °.

Для визначення параметрів орбіти виберемо систему координат, що зв'язана із центром Землі. Нехай вісь x буде направлена з центра Землі в точку пересікання грінвіцького меридіана з екватором (точку з координатами 0° п.ш., 0° с.д.), вісь y – у точку з координатами 0° п.ш., 90° с.д., вісь z – уздовж осі обертання Землі. Координати космічного апарата (КА), що рухається за еліптичною орбітою: довготу висхідного вузла θ_s , момент часу проходження космічним апаратом перигею t_{II} , нахилення орбіти космічного апарата i_o та кутову відстань перигею ω_{II} – зображено на рис. 1.

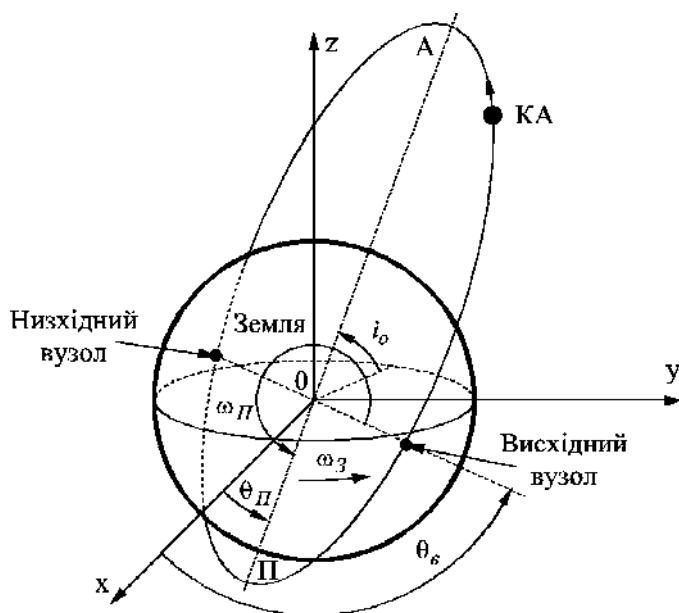


Рис. 1. Координати орбіти космічного апарата

Для певного моменту часу t (с) при відомому значенні ексцентриситету орбіти e_o значення істинної аномалії знаходять розв'язуванням відомого трансцендентного рівняння [6]. Це рівняння можливо розв'язати графічним або чисельними методами. Таке рівняння дозволяє знайти значення істинної аномалії лише при $0 \leq t \leq T_{KA}$ (T_{KA} – період обертання космічного апарата, с). Необхідно зауважити, що для моментів часу $0 < t < T_{KA}/2$ або $T_{KA}/2 < t < T_{KA}$ існує по два розв'язки цього рівняння, серед яких згідно із проведеними дослідженнями запропоновано обирати значення істинної аномалії φ_{KA} ($^\circ$) у межах [9]

$$\begin{cases} 0 \leq \varphi_{KA} < 180^\circ \text{ при } 0 \leq t < T_{KA}/2; \\ 180^\circ \leq \varphi_{KA} < 360^\circ \text{ при } T_{KA}/2 < t < T_{KA}. \end{cases} \quad (2)$$

Значення істинної аномалії $\varphi_{KA}(t)$ у довільний момент часу t з урахуванням моменту часу проходження космічним апаратом перигею t_{II} можливо знайти, розв'язавши наступне запропоноване рівняння:

$$\frac{2\pi}{T_{KA}}(t - t_{II} - T_{KA} \cdot \text{окр}(k1_{\text{норм}})) - F_{ia}(\varphi_{KA}(t)) = 0, \quad (3)$$

де $\text{окр}(x)$ – функція округлення значення аргументу x до найближчого цілого; коефіцієнт

$$k1_{\text{норм}} = \frac{t - t_{II}}{T_{KA}} - 0,49999; \quad (4)$$

функція

$$F_{ia}(\varphi_{KA}(t)) = \begin{cases} F_{ia0}(\varphi_{KA}(t)) \text{ при } 0 \leq \varphi_{KA}(t) < 180^\circ; \\ 2\pi - F_{ia0}(\varphi_{KA}(t)) \text{ при } 180^\circ \leq \varphi_{KA}(t) < 360^\circ, \end{cases} \quad (5)$$

де функція

$$F_{ia0}(\varphi_{KA}(t)) = \arccos \left[(e_o)^{-1} - \frac{1 - (e_o)^2}{e_o \left(1 + e_o \cos \left(\varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} \right) \right)} \right] - e_o \sqrt{1 - \left[(e_o)^{-1} - \frac{1 - (e_o)^2}{e_o \left(1 + e_o \cos \left(\varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} \right) \right)} \right]^2}. \quad (6)$$

Співвідношення (3) дозволяє визначити значення істинної аномалії в межах $0^\circ \leq \varphi_{KA}(t) < 360^\circ$. Залежність істинної аномалії від часу у вигляді гладкої функції $\varphi_{KA_{\text{злад}}}(t)$ (без стрибків на 360°) отримано зі значення $\varphi_{KA}(t)$ таким чином:

$$\varphi_{KA_{\text{злад}}}(t) = \varphi_{KA}(t) + 360 \cdot \text{окр}(k1_{\text{норм}}). \quad (7)$$

Для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою, формула (7) спрощується:

$$\varphi_{KA_{\text{злад}}}(t) = 360 \cdot (t - t_B) / T_{KA}, \quad (8)$$

де t_B – момент часу знаходження космічного апарата, наприклад, у висхідному вузлі, с.

Якщо необхідно визначити значення істинної аномалії в межах $0^\circ \leq \varphi_{KA}(t) < 360^\circ$, то з урахуванням її періодичності з періодом 360° співвідношення (8) може бути записане у вигляді:

$$\begin{cases} 0^\circ \leq \varphi_{KA}(t) < 180^\circ \\ \text{при } T_{KA} \cdot \text{окр}(k1_{\text{норм}}) < t < T_{KA}(\text{окр}(k1_{\text{норм}}) + 0,5); \\ 180^\circ \leq \varphi_{KA}(t) < 360^\circ \\ \text{при } T_{KA} \cdot (\text{окр}(k1_{\text{норм}}) + 0,5) < t < T_{KA}(\text{окр}(k1_{\text{норм}}) + 1). \end{cases} \quad (9)$$

Знаючи значення істинної аномалії, згідно із співвідношенням (1) для моменту часу t знаходять значення радіус-вектора космічного апарата $r_{KA}(t)$.

Для визначення змінних у часі t широти $\varphi_{KA}(t)$ ($^\circ$) підсупутникової точки й довготи $\theta_{KA}(t)$ ($^\circ$) підсупутникової точки для космічного апарата, що рухається за еліптичною орбітою, відомі співвідношення [6] після запропонованого вдосконалення набули вигляду:

$$\varphi_{KA}(t) = \arcsin \left(\sin \left(\omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} \right) \sin \left(i_o \frac{\pi}{180} \right) \right) \frac{180}{\pi}, \quad (10)$$

$$\theta_{KA}(t) = \theta_{KA2}(t) - 360 \cdot \left(\text{окр} \left(\frac{\theta_{KA2}(t)}{360} - 0,49999 \right) \right), \quad (11)$$

де функції

$$\theta_{KA2}(t) = \theta_{\Pi} - \omega_3(t - t_{\Pi}) \frac{180}{\pi} + F_{\theta}(t), \quad (12)$$

$$F_{\theta}(t) = \begin{cases} \left[\pi + \arctan \left(\tan \left(\omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} \right) \cos \left(i_o \frac{\pi}{180} \right) \right) \right] \frac{180}{\pi} \\ \text{при } 2\pi(\text{окр}(k2_{\text{норм}}) + 0,25) \leq \omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \\ + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} < 2\pi(\text{окр}(k2_{\text{норм}}) + 0,75); \\ \arctan \left(\tan \left(\omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} \right) \cos \left(i_o \frac{\pi}{180} \right) \right) \frac{180}{\pi} \\ \text{при } 2\pi(\text{окр}(k2_{\text{норм}})) \leq \omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \\ + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} < 2\pi(\text{окр}(k2_{\text{норм}}) + 0,25) \\ \text{або } 2\pi(\text{окр}(k2_{\text{норм}}) + 0,75) \leq \omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \\ + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180} < 2\pi(\text{окр}(k2_{\text{норм}}) + 1); \end{cases} \quad (13)$$

$$k2_{\text{норм}} = \frac{\omega_{\Pi} \frac{\pi}{180} + \varphi_{KA}(t) \frac{\pi}{180}}{2\pi} - 0,49999. \quad (14)$$

Для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою, отримано спрощені формули:

$$\varphi_{KA}(t) = \arcsin \left(\sin(\omega_{KA}(t - t_B)) \sin \left(i_o \frac{\pi}{180} \right) \right) \frac{180}{\pi}, \quad (15)$$

$$\theta_{KA}(t) = \theta_{KA2}(t) - 360 \cdot \left(\text{окр} \left(\frac{\theta_{KA2}(t)}{360} - 0,49999 \right) \right), \quad (16)$$

де функції

$$\theta_{KA2}(t) = \theta_B - \omega_3(t - t_B) \frac{180}{\pi} + F_\theta(t), \quad (17)$$

$$F_\theta(t) = \begin{cases} \left[\pi + \arctan \left(\tan(\omega_{KA}(t - t_B)) \cos \left(i_o \frac{\pi}{180} \right) \right) \right] \frac{180}{\pi} \\ \text{при } 2\pi(\text{окр}(k3_{\text{норм}}) + 0,25) \leq \omega_{KA}(t - t_B) < 2\pi(\text{окр}(k3_{\text{норм}}) + 0,75); \\ \arctan \left(\tan(\omega_{KA}(t - t_B)) \cos \left(i_o \frac{\pi}{180} \right) \right) \frac{180}{\pi} \\ \text{при } 2\pi(\text{окр}(k3_{\text{норм}})) \leq \omega_{KA}(t - t_B) < 2\pi(\text{окр}(k3_{\text{норм}}) + 0,25) \\ \text{або } 2\pi(\text{окр}(k3_{\text{норм}}) + 0,75) \leq \omega_{KA}(t - t_B) < 2\pi(\text{окр}(k3_{\text{норм}}) + 1); \end{cases} \quad (18)$$

$$k3_{\text{норм}} = \frac{\omega_{KA}(t - t_B)}{2\pi} - 0,49999. \quad (19)$$

Слід зауважити, що всі наведені співвідношення отримані за умови, що Земля є сферою з радіусом, рівним прийнятому середньому радіусу Землі $R_3 = 6371$ км. Насправді встановлено, що Земля має вигляд сплюснутої сфери з радіусом на полюсах приблизно $R_{3_n} = 6357$ км та на екваторі $R_{3_e} = 6378$ км [9]. Це призводить до того, що відома геодезична широта наземного комплексу або геодезична широта підсупутникової точки космічного апарата $\phi_{KA_{\text{геодез}}}$ не збігається з необхідною для використання в наведених формулах геоцентричною широтою $\phi_{KA_{\text{геоцентр}}}$. Питання визначення геоцентричної широти при відомій геодезичній широті розглянуто в [9].

Результати досліджень

На рис. 2 та 3 наведені залежності широти та довготи підсупутникової точки від часу для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою з параметрами $h_{KA} = 670$ км, $T_{KA} = 5880$ с, $t_B = 0$ с, $\theta_B = 0^\circ$, $i_o = 98^\circ$, обчислені згідно з формулами (15) та (16) відповідно.

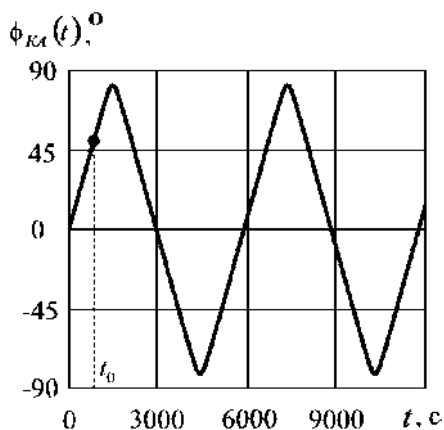


Рис. 2. Залежність широти підсупутникової точки від часу для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою

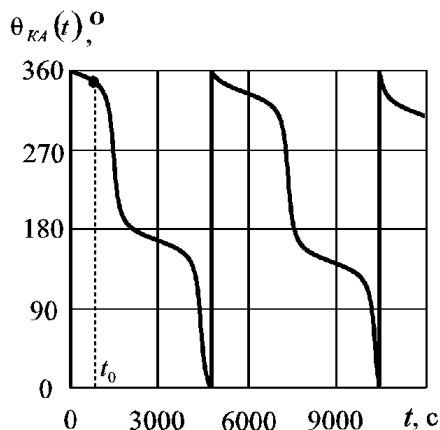


Рис. 3. Залежність довготи підсупутникової точки від часу для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою

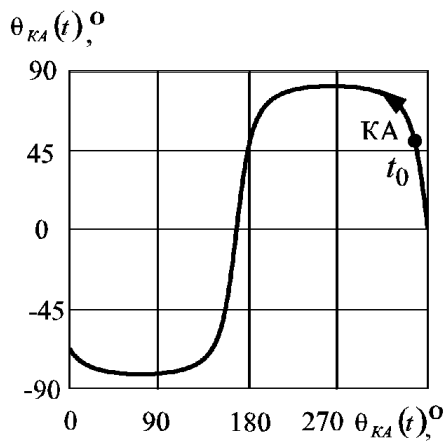


Рис. 4. Залежність широти підсупутникової точки від довготи підсупутникової точки для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою

Залежність широти підсупутникової точки від довготи підсупутникової точки для космічного апарата з такими параметрами орбіти зображено на рис. 4. З наведених рисунків видно, що в момент часу $t_0 = 828$ с підсупутникова точка характеризуватиметься широтою 50° та довготою 347° .

З використанням наведених вище співвідношень досліджено радіоканал космічний апарат – наземний комплекс, здійснено при роботі з космічним апаратом Ікопос 2 системи дистанційного зондування Землі з космосу з параметрами системи, наведеними в [9].

Для такого радіоканалу обчислено відношення потужності сигналу до потужності шуму $h_{вих}(t)$ (дБ) на

виході демодулятора приймача наземного комплексу залежно від часу t для випадку, коли космічний апарат знаходиться в зеніті наземного комплексу в момент часу $t = 1000$ с (рис. 5).

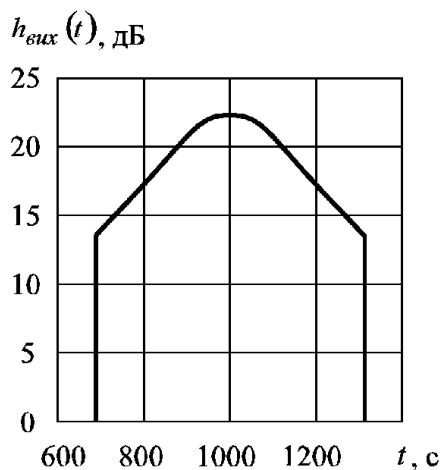


Рис. 5. Залежність відношення $h_{вих}(t)$ від часу t

Як видно з рис. 5, відношення $h_{вих}(t)$ (а отже, і затухання сигналу в радіолінії) змінюється протягом тривалості сеансу зв'язку. Оскільки відношення $h_{вих}(t)$ протягом тривалості сеансу зв'язку перевищує відношення потужності сигналу до потужності шуму $h_{вих}|_{P_{\delta_3}}$ на виході демодулятора, що забезпечує допустиме задане значення ймовірності біткової помилки $P_{\delta_3} = 10^{-6}$, у дослідженій системі наявний резерв для підвищення її ефективності. Для використання такого резерву запропоновано застосовувати в радіоканалі системи дистанційного зондування Землі з космосу адаптивну зміну методів формування й оброблення сигналів залежно від наявного відношення $h_{вих}(t)$ в певний момент часу для максимізації швидкості передавання даних.

Висновки

Описано вдосконалені співвідношення для обчислення параметрів колової або еліптичної орбіти космічного апарата (супутника Землі), що входить до складу радіотехнічної чи телекомунікаційної системи, зокрема системи дистанційного зондування Землі з космосу чи супутникової системи зв'язку. За допомогою цих співвідношень отримано залежності широти та довготи підсупутникової точки від часу для космічного апарата, що рухається за коловою орбітою. Показано можливість дослідження впливу параметрів орбіти космічного апарата на характеристики таких систем. Досліджено зміну відношення потужності сигналу до потужності шуму протягом тривалості сеансу зв'язку в радіоканалі космічний апарат – наземний комплекс при роботі з

космічним апаратом Ikonos 2 системи дистанційного зондування Землі з космосу. На підставі цього дослідження виявлено резерв підвищення ефективності досліджуваної системи.

1. *Simon M. K. Bandwidth-efficient digital modulation with application to deep-space communications : monograph / M. K. Simon ; editor-in-chief Joseph H. Yuen. – California : Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2001. – 228 p.* 2. *Банкет В. Л. Цифровые методы в спутниковой связи / В. Л. Банкет, В. М. Дорофеев. – М. : Радио и связь, 1988. – 240 с., ил.* 3. *Михайлов В. Ф. Космические системы связи : учеб. пособ. / В. Ф. Михайлов, В. И. Мошкин, И. В. Брагин; ГУАП. – СПб. : 2006. – 174 с.* 4. *Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение : [пер. с англ.] / Б. Скляр. – 2-е изд., испр. – М. : Изд. дом “Вильямс”, 2004. – 1104 с. : ил.* 5. *Банкет В. Л. Сигнально-кодовые конструкции в телекоммуникационных системах / В. Л. Банкет. – Одесса : Фенікс, 2009. – 180 с.* 6. *Петрович Н. Т. Космическая радиосвязь / Н. Т. Петрович, Е. Ф. Камнев, М. В. Каблукова ; под. ред. Н. Т. Петровича. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Сов. радио, 1979. – 280 с.* 7. *Манойлов В. П. Дистанційне зондування Землі із космосу : науково-технічні основи формування й обробки видової інформації: монографія / В. П. Манойлов, В. В. Омельчук, В. В. Опанюк. – Житомир : ЖДТУ, 2008. – 384 с.* 8. *Сумик М. Космічні радіотехнічні комплекси : навч. посіб. / М. Сумик. – Львів : Видавництво Національного університету “Львівська політехніка”, 2004. – 84 с.* 9. *Горбатий І. В. Системи дистанційного зондування Землі з космосу : монографія / І. В. Горбатий. – Львів : СПОЛОМ, 2011. – 612 с.*