

УДК 520.2

А. І. Білінський, Е. Б. Вовчик, Я. Т. Благодир

Астрономічна обсерваторія Львівського національного університету імені Івана Франка, Львів

ТЕОРЕТИЧНІ АСПЕКТИ МОДЕРНІЗАЦІЇ СУПУТНИКОВОГО ЧОТИРИВІСНОГО МОНТУВАННЯ ЛД-2

Наведено математичні викладки розрахунку координат для чотиривісного монтування. Порівнюються результати розрахунків відповідних координат та швидкостей їхньої зміни для двовісного (альт-азимутального) та чотиривісного монтування. Відмічено переваги чотиривісного монтування для супроводу штучних супутників Землі. Допустимі значення координат та швидкостей їхньої зміни при супроводі супутника та зорі будуть використані під час подальшої модернізації гідувального монтування ЛД-2 у Астрономічній обсерваторії Львівського національного університету імені Івана Франка.

ВСТУП

Із запуском першого штучного супутника 4 жовтня 1957 р. розпочалась нова ера спостережної астрономії. Проте класичні гідувальні монтування технічно не задовольняли вимоги компенсації видимого руху ШСЗ при фотографічних спостереженнях. Тому на той час було розроблено низку спеціалізованих монтувань — ВАУ, АФУ-75, SBG, ЛД-2, ЛД-3 [5].

У Львові на чотиривісному гідувальному монтуванні від фотографічної камери АФУ-75 було встановлено низку фотометрів для спостереження ШСЗ [1, 2] (рис. 1, а). Чотиривісна система ЛД-2, розроблена спеціально для проведення лазерних віддалемірних спостережень, спочатку недовго використовувалась для лазерних спостережень ШСЗ, а пізніше для фотометричних спостережень, тобто було відключено лазер, і сигнал від фотопомножувача подано на спеціальну реєструвальну систему [8, 9]. Згодом було прийнято рішення, що на чотиривісному гідувальному монтуванні ЛД-2 будуть встановлені два 35-см телескопи системи Кассегрена (рис. 1, б), а оптико-механічна частина віддалеміра буде замінена на фотометр-поляриметр [10].

Значною перешкодою на шляху пристосування ЛД-2 для фотометричних спостережень стало

питання супроводу зір. Як відомо, напівавтоматичний супровід супутників гідувальним монтуванням ЛД-2 виконується з допомогою електро-механічної системи стеження, котра здійснює поворот по обітальній осі, отримуючи відповідні дані у вигляді керівних сигналів від програмного давача топоцентричної кутової швидкості $\omega = a + b\sin 2\gamma + c\cos 2\gamma$, де a , b , c — константи для одного проходження вибраного супутника розраховані з відповідних ефемерид, γ — кут повороту орбітальної осі, то така реалізація гідування не дозволяла проводити супровід зорі з точністю краще $30''$ — а саме такий розмір робочої діафрагми фотометра.

Тому виникло питання про точніший автоматичний супровід супутників та зір телескопом на чотиривісному монтуванні ЛД-2. Першим кроком у цьому напрямі є розгляд математичних алгоритмів, їхнє практичне застосування, аналіз результатів моделювання та теоретичних розрахунків, чому й присвячена дана робота.

РОЗРАХУНОК ТОПОЦЕНТРИЧНИХ КООРДИНАТ СУПУТНИКА ДЛЯ ЧОТИРИВІСНОГО МОНТУВАННЯ

Представимо видимий рух супутника дугою на небесній сфері (рис. 2), де Z — точка зеніту, велике коло B_1BEE_1 — горизонт спостерігача.

Дуга BCE — видима траєкторія руху ШСЗ на небесній сфері, дуга B_1CE_1 — наближення видимої траєкторії малим колом [3, 4, 6]. Точка

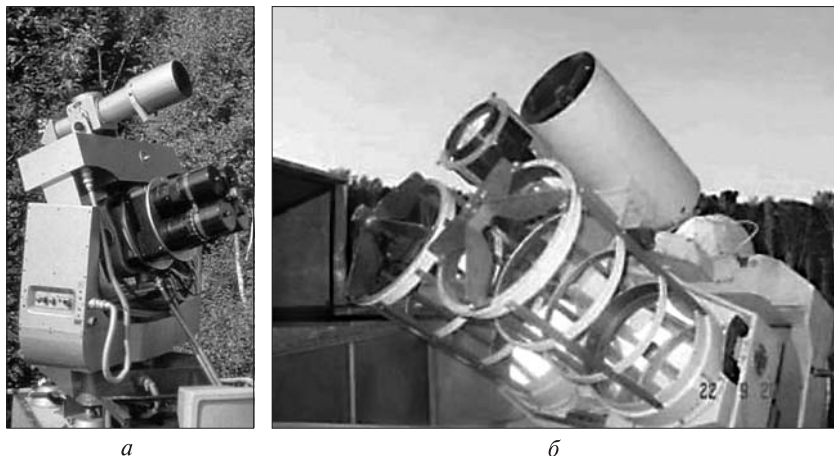


Рис. 1. Системи об'єктивів на чотиривісних монтуваннях: а — АФУ-75, б — ЛД-2

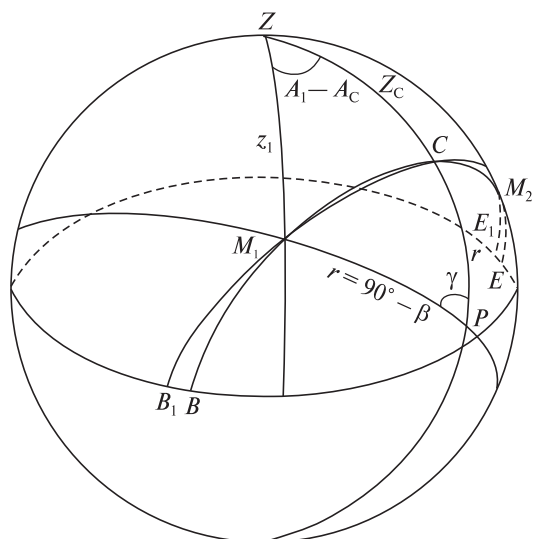


Рис. 2. Орбіта супутника та її наближення малим колом на небесній сфері

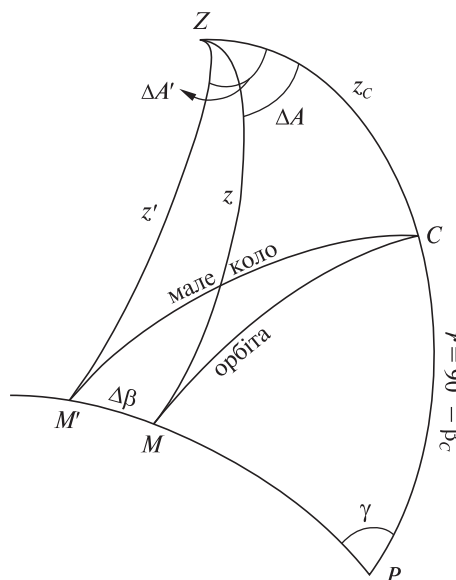


Рис. 3. Сферичні трикутники для розрахунку $\gamma(t)$ та $\Delta\beta(t)$

C — кульмінація траєкторії супутника, задана координатами A_C, z_C . Для розрахунку параметра β_C орбітальної широти точки M_1 (M_2) виберемо таким чином: $z_1 = 45^\circ + z_C/2$ при $z_1 < 60^\circ$, або $z_1 = z_0 = z(t_0)$ при $z_1 \geq 60^\circ$.

Розв'язавши сферичний трикутник ZPM_1 та ввівши позначення $r = 90^\circ - \beta_C$ — радіус малого кола $B_1M_1CM_2E_1$, отримаємо

$$\operatorname{tg} \beta_C = \frac{\sin z_1 \cos(A_1 - A_C) \cos z_C - \cos z_1 \sin z_C}{1 - \cos z_1 \cos z_C - \sin z_1 \cos(A_1 - A_C) \sin z_C}. \quad (1)$$

Для розрахунку $\gamma(t)$ розглянемо сферичні трикутники ZPM' та ZPM , показані на рис. 3. Точка

M реальної орбіти задана параметричним виглядом $A = A(t), h = h(t)$. Знаходимо відповідний кут $\gamma = \gamma(t)$, використовуючи аналогії Неппер:

$$\gamma = \operatorname{arctg} \left\{ \frac{\cos [(z_p - z)/2]}{\operatorname{tg}[(\Delta A)/2] \cos [(z_p + z)/2]} \right\} - \operatorname{arctg} \left\{ \frac{\sin [(z_p - z)/2]}{\operatorname{tg}[(\Delta A)/2] \sin [(z_p + z)/2]} \right\}, \quad (2)$$

де $\Delta A = A - A_C, z_p = z_C + r$. Тоді $\Delta\beta = PM - PM'$,

$$\Delta\beta = \arccos(\cos z \cos z_p + \sin z \sin z_p \cos(A - A_C)) - 90^\circ + \beta_C. \quad (3)$$

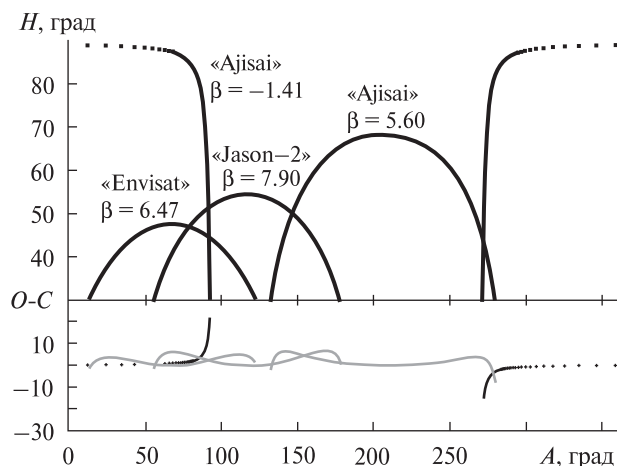


Рис. 4. Результати розрахунків орбіт у наближенні малого кола

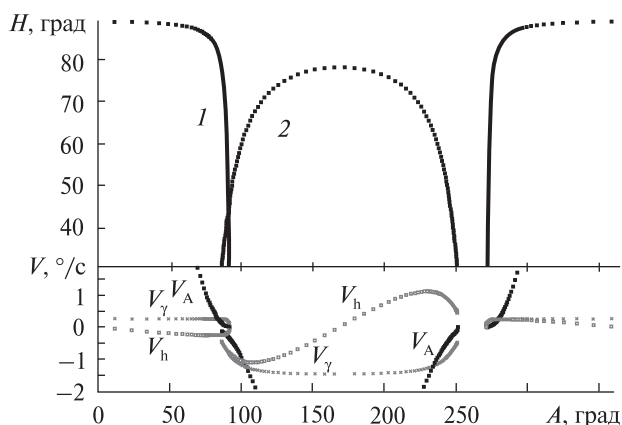


Рис. 5. Порівняння швидкостей гідвання супутників (1 — «Ajisai», $R_{\text{пер}} = 1480$ км, 2 — «Champ», $R_{\text{пер}} = 290$ км) двохрівнісним та чотирирівнісним монтуваннями

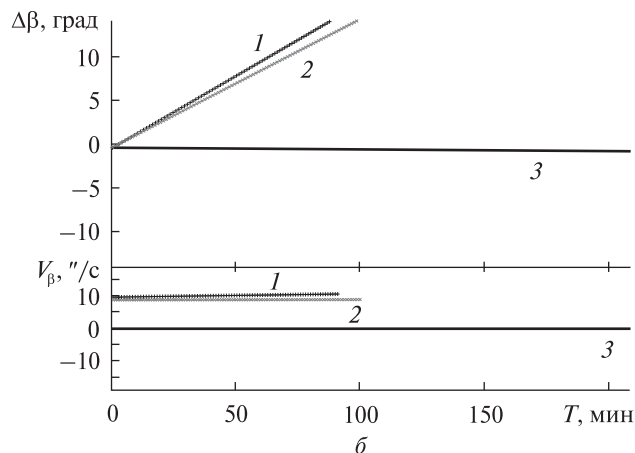
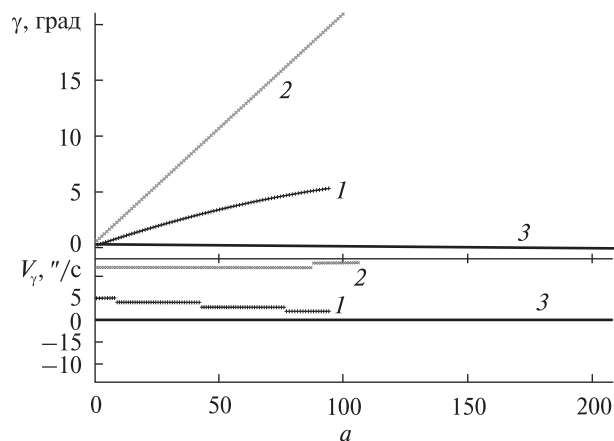


Рис. 6. Зміна з часом координат γ (а) і $\Delta\beta$ (б) при гідванні вибраних зір: 1 — Капелла, 2 — Прокціон, 3 — Полярна

Отже, отримані формули (1)–(3) відображають видиму траєкторію супутника у системі координат чотирирівнісного монтування. Тоді видима траєкторія задається у параметричній формі A_C , $h_{\text{сет}} = h_C + \beta_C$, β_C , $\gamma = \gamma(t)$, $\Delta\beta = \Delta\beta(t)$.

ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ РОЗРАХУНКІВ

Результати розрахунків проходжень трьох супутників 12 березня 2010 р. із різними перигеями орбіт — від 780 («Envisat») до 1480 км («Ajisai») наведено на рис. 4. Різниця $O - C$ між реальною орбітою та наближеною (рис. 4), що відповідає значенням корекцій $\Delta\beta$, у більшості випадків не

перевищує $\pm 10'$ для усіх проходжень, а значення $\Delta\beta = 0$ відповідає перетину реальної орбіти та наближеної малим колом. Для проходжень супутників з кульмінацією поблизу зеніту точність дещо гірша, проте залишається на прийнятному рівні $\pm 30'$.

Таким чином, проходження для чотирирівнісного монтування розраховано з достатньою точністю для гідвання супутників.

Результати порівняння швидкості гідвання супутників двохрівнісним монтуванням та з допомогою чотирирівнісного монтування приведено на рис. 5. Для прикладу взято проходження з куль-

мінацією поблизу zenіту супутника «Ajsai» та супутника «Champ» з перигеями орбіт $R_{\text{пер}} = 1480$ та 290 км відповідно.

На рис. 5 у нижній частині приведено графіки швидкостей гідуння по координатах A та h альт-азимутального монтування, а γ — чотиривісного монтування. Діапазон $\pm 2^\circ/\text{с}$ вибрано з експериментальних досліджень монтування телескопа ТПЛ-1М АО ЛНУ [7]. Видно, що швидкість V_A відслідковування по азимуту для обох супутників виходить за допустимі межі, тобто телескопом ТПЛ-1М неможливо спостерігати супутники протягом усього проходження. У той же час швидкість гідуння V_γ при чотиривісному монтуванні навіть для швидкого супутника «Champ» менша за $1.5^\circ/\text{с}$. Таким чином, це значення потрібно брати до уваги при вдосконаленні електромеханічної частини чотиривісного монтування ЛД-2.

На рис. 6 наведено зміни з часом координат β та їхніх швидкостей для зір Капелла (у zenіті), Проціон (поблизу екватора) та Полярна на 30 березня 2010 р. 14:00 UTC. Таким чином при використанні методики гідуння зір розрахунки показують, що граничне значення $\beta = \pm 15^\circ$ досягається після майже 100 хвилин гідуння зір з малими схиленнями, що є достатнім для практичних задач.

ВИСНОВКИ

Отримано аналітичні формули розрахунку положень зір та супутників у системі координат чотирьохвісного гідувального монтування ЛД-2. Із моделювання проходжень супутників над горизонтом станції спостереження отримано верхню межу швидкості зміни координати орбітальної довготи $\gamma = 1.5^\circ/\text{с}$. Для зір поблизу небесного екватору та zenіту отримано обмеження на тривалість супроводу — не довше 100 хвилин, що є цілком достатнім для задач калібрування апаратури та юстування оптики. Ці дані будуть використані при подальшій модернізації гідувального монтування ЛД-2. Складені алгоритми та програми будуть використані для розробки відповідного програмного забезпечення керування ЛД-2.

1. Вовчик Е. Б. Повышение точности электрофотометрических наблюдений искусственных небесных тел при работе на малых телескопах: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. — К., 1984. — 15 с.
2. Вовчик Е., Выгон В., Крупей С. и др. Двухцветные наблюдения ИИТ // Наблюд. искусств. небес. тел. — 1988. — № 84. — С. 120—125.
3. Лапушка К. К. Спутниковая фотокамера АФУ-75: Руководство для работы. — Рига, М.: Астросовет АН СССР, 1971. — 174 с.
4. Лийгант М., Эйнасто Я. К теории автоматических телескопов для наблюдения искусственных спутников Земли // Астрон. журн. — 1960. — 37, вып. 6. — С. 1087—1095.
5. Масевич А. Г., Лозинский А. М. Фотографические наблюдения искусственных спутников Земли // Науч. информ. — 1970. — № 18. — С. 3—36.
6. Юров Е. А. Сравнение точности наблюдений ИСЗ на лазерных дальномерах «Интеркосмос» с точностью наблюдений на камерах АФУ-75 // Науч. информ. — 1986. — № 58. — С. 14—22.
7. Blagodyr Ja., Bilinsky A., Martynyuk-Lototsky K., et al. Overview and performance of the Ukrainian SLR station «Lviv-1831» // Artif. Satell. — 2007. — 42, N 1. — P. 9—15.
8. Vovchik Ye., Blagodyr Ya., Bilinsky A., et al. The electrophotometric observations of the artificial objects // Adv. Space Res. — 2001. — 28, N 9. — P. 1309—1313.
9. Vovchik Ye., Blagodyr Ya., Bilinsky A., et al. Electrophotometry of the artificial celestial bodies. Problems of the instrument equipment, observations, interpretation of the results // Astron. and Astrophys. Transactions. — 2003. — 22, N 4-5. — P. 645—650.
10. Vovchik Ye., Blagodyr Ya., Bilinsky A., Lohvynenko A. Electrophotometry of artificial celestial bodies: equipment problems, observation and interpretation of the results // J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer. — 2004. — 88. — P. 211—217.

Надійшла до редакції 04.05.11

A. I. Bilinsky, Ye. B. Vovchik, Ya. T. Blagodyr

THEORETICAL ASPECTS OF THE MODERNIZATION OF THE SATELLITE FOUR-AXIS MOUNTING LD-2

Full analytic calculations for the coordinates of the four-axis guiding mounting are given. Our computational results for the two-axis and four-axis guiding mountings are compared. Some advantages of four-axis mounting for the guiding of low-orbit Earth artificial satellites are shown. Acceptable values for coordinates and for velocities of their change during a satellite (star) guiding will be used for further modernization of the guiding mounting LD-2 in the Astronomical Observatory of the LNU.