

УДК 621.396.98

Ю.В. Резников

МЕТОД ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ПРИВ'ЯЗКИ ВИДОВИХ КОСМІЧНИХ ЗНІМКІВ БЕЗ ВИКОРИСТАННЯ НАЗЕМНИХ КОНТРОЛЬНИХ ТОЧОК

Запропоновано метод підвищення точності прив'язки видових космічних зображень без використання наземних контрольних точок, який ґрунтується на оцінюванні іоносферної похибки навігаційної апаратури космічних апаратів дистанційного зондування Землі.

Ключові слова: прив'язка зображень, ДЗЗ, GPS, датчики астроорієнтації, іоносферна похибка.

Постановка проблеми та аналіз літератури

На даний час в усьому світі набули широкого застосування космічні засоби дистанційного зондування Землі (ДЗЗ). На сьогоднішній день розроблено більше двох десятків космічних систем ДЗЗ при безпосередній участі близько 25 країн, серед яких знаходиться й Україна [1]. Основними видами інформації, яка одержується космічними апаратами (КА) ДЗЗ, є такі типи даних: фотозйомка, сканерні, радарні, теплові, спектрометричні та лідарні. При цьому фотографічна зйомка зараз є найінформативнішим джерелом одержання даних. Він виконується з використанням оптичної апаратури високого розділення (до 1 метра).

Аналізуючи ринок космічних знімків [2], наданих такими провідними компаніями як DigitalGlobe і Space Imaging, можна зробити висновок про вихід на передній план методів прив'язки видової космічної інформації без використання так званих реперних об'єктів (наземних контрольних точок). Це пов'язано, насамперед, з розвитком науки і технологій у галузі навігаційного забезпечення космічних апаратів – носіїв оптико-електронної апаратури.

Як показав аналіз останніх досліджень і публікацій, на сьогоднішній день для комерційної реалізації використовуються такі види зображень [2]:

- продукти базового зображення;
- продукти стандартного зображення;
- продукти орторектифікованого зображення.

Прив'язка продуктів стандартного і базового зображень припускає наявність інформації про позиції супутника на орбіті (положення й орієнтація базових осей) і ефемеридної інформації без необхідності використання наземних контрольних точок (НКТ). Продукти орторектифікованого зображення є готовими для використання в геоінформаційній системі

(ГІС) і придатні як зображувальна картооснова для створення і/або зміни картографічних та ГІС-івських баз даних. Даний вид продукту вимагає наявності цифрової моделі рельєфу та НКТ. Надання даної інформації покладається на замовника.

Основою одержання інформації про наземні контрольні точки в основному є топографічні, геологічні, а також спеціальні карти (лісо- і землевпорядні, сільськогосподарські і т.д.). Відповідно, точність прив'язки зображень можна охарактеризувати таким виразом:

$$\delta_{\Sigma} = \delta_{\text{м}} + \delta_{\text{ет}}, \quad (1)$$

де $\delta_{\text{м}}$ – методична похибка прив'язки, обумовлена вибором методу визначення опорних точок на еталонному й поточному зображеннях;

$\delta_{\text{ет}}$ – еталона похибка.

На даний момент розроблена досить велика кількість методів прив'язки зображень [3], точність яких відповідає декільком елементам розділення. При цьому така точність досягається тільки у випадку практично повної ідентичності (масштаб, поворот, кут проведення зйомки) еталонного і поточного зображення. У протилежному випадку характеристики точності прив'язки істотно погіршуються, складаючи величину порядку десяти і більше елементів розділення. Таким чином, точність прив'язки при використанні даних методів (для апаратури з роздільною здатністю 1 м) складає порядку 10 м. У деяких роботах з використанням методів спектрального аналізу досягається точність прив'язки розділення 0,03 елементів дозволу, однак вони вимагають наявності еталонних (прив'язаних) знімків, що не завжди здійснено. Крім того, дані методи вимагають досить великого обчислювального часу (для прив'язки 1 знімка розміром 512×512 елементів розділення на ПЕОМ Pentium 1,6 ГГц потрібно 90 годин), що при

розв'язанні певного класу задач є незадовільним.

Похибка еталонного зображення $\delta_{\text{ет}}$ обмежується граничною точністю масштабу карти, який коливається в межах 0,5...1 мм, що відповідає 5...10 м для масштабу 1:10000 і більше для дрібно-масштабних карт.

У зв'язку з цим можна зробити висновок про те, що максимальна точність прив'язки зображень з використанням наземних контрольних точок складає ≈ 20 м. Крім цього, архів еталонних даних повинен постійно оновлюватися у зв'язку зі зміною характеристик об'єктів на картах, що не завжди можливо.

Мета статті – аналіз потенційних можливостей методу прив'язки зображень на основі інформації про положення супутника без використання контрольних точок (з урахуванням технологічних досягнень у галузі навігації), а також розробка методу підвищення точності оцінки положення космічного апарата.

Основний матеріал

У загальному вигляді похибку прив'язки зображення з використанням інформації про супутник можна представити таким виразом:

$$\delta_{\Sigma} = \delta_y + \delta_o, \tag{2}$$

де δ_y – похибка, викликана помилками оцінки орієнтації базових осей супутника;

δ_o – похибка, викликана похибками оцінювання положення космічного апарата на орбіті.

Вплив даних похибок на точність прив'язки зображень можна оцінити, виходячи з [4]. Результати розрахунків наведені на рис. 1.

Аналіз різних джерел [2] показав, що на даний момент точність кутової орієнтації сучасних космічних апаратів складає порядку 1'' (σ) при спільному використанні датчиків астроорієнтації та гіроскопічних засобів. Такому рівню точності відповідає похибка прив'язки $\delta_{\Sigma} = 3$ м (σ). Як прилади визначення положення КА знайшли своє застосування приймачі супутникових навігаційних сигналів (GPS). Згідно з технічною документацією вони забезпечують точність позиціонування порядку 10 м (σ).

Відповідно до зазначеного рівня точності похибки позиціонування й орієнтації базових осей КА сумарна похибка прив'язки зображень складає величину порядку 20...25 м. Одним з напрямків підвищення точності прив'язки в даному випадку може бути підвищення точності оцінки параметрів положення КА. Відповідно до рис. 1 при підвищенні точності позиціонування КА до 1 м (за умови похибки

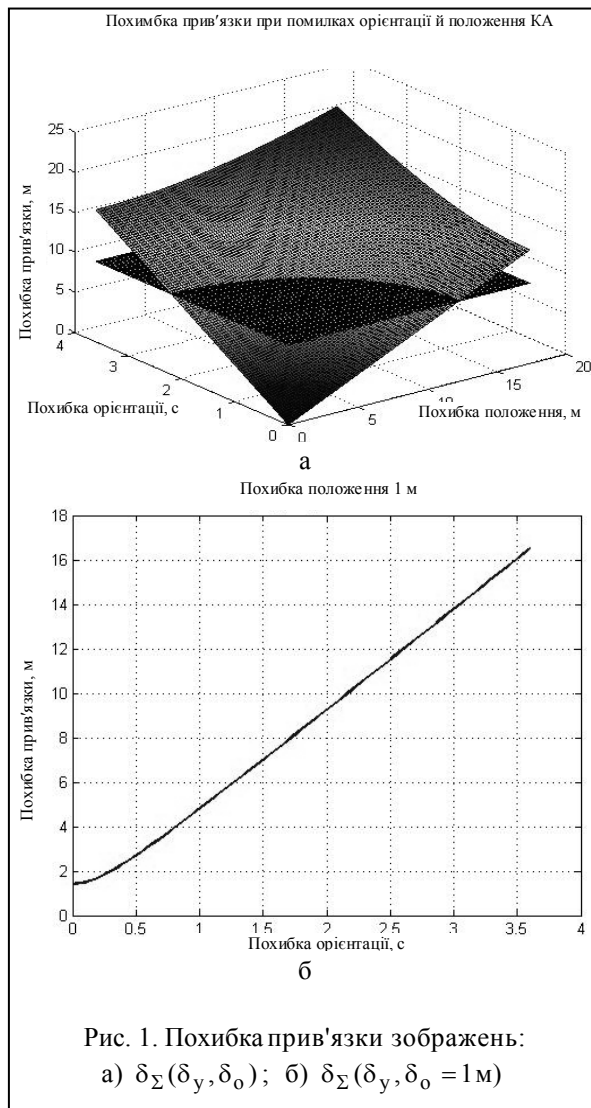


Рис. 1. Похибка прив'язки зображень: а) $\delta_{\Sigma}(\delta_y, \delta_o)$; б) $\delta_{\Sigma}(\delta_y, \delta_o = 1\text{ м})$

орієнтації базових осей 1'') точність прив'язки зображень складає порядку 5 м.

Похибки, що визначають точність апаратури супутникової навігації (АСН), наведені в табл. 1.

Точність позиціонування при визначених допущеннях лінійно залежить від точності первинних вимірювань (відповідно до складових похибок табл. 1). Враховуючи, що коефіцієнт лінійності (геометричний фактор) у середньому дорівнює 2, результуюча точність позиціонування дорівнює сумі складових похибок з табл. 1, помноженій на 2.

Таблиця 1

Похибки, що визначають точність апаратури супутникової навігації (АСН)

Джерела	Середньоквадратична помилка, м
Ефемериди НКА	1 м
Багатопроменевість	<0,3 м
Іоносфера	~5...7 м
Шуми приймача	~0,1 м

Основним джерелом похибки для бортової АСН з орієнтованою висотою орбіти 400...600 км є іоносфера. У теперішній час для компенсації даного виду похибок використовується ряд моделей [5], вхідною інформацією яких є координати GPS приймача, а також набір коефіцієнтів, обумовлених видом наведеної моделі. Як показали проведені дослідження, точність визначення стану іоносфери при використанні даних моделей складає близько 50 % (або навіть гірше), що є явно недостатнім. У зв'язку з цим можна зробити висновок про те, що модель, яка описує стан іоносфери, повинна мати певний ступінь вільності у вигляді деяких параметрів, які можуть і повинні уточнюватися (оцінюватися) у ході одержання поточних вимірювань характеристик іоносфери. Такий підхід відкриває можливість адаптації моделей до поточного стану іоносфери.

Загальноприйнятим є поділ іоносфери на дві складові: на регулярну складову і нерегулярну (випадкову) складову. Регулярна складова описує великомасштабні неоднорідності і нестационарності іоносфери (широтні, довготні, висотні і часові залежності параметрів іоносфери), а нерегулярна складова описує неоднорідності регіонального характеру.

У припущенні адитивності регулярної і випадкової складових модель іоносфери можна представити в такому вигляді:

$$I(x, t, \Theta_G, \Theta_P) = I_0(x, t, \Theta_G, \Theta_P) + \Delta I(x, t, \Theta_G, \Theta_P), \quad (3)$$

де x – просторові параметри (широта, довгота та висота над поверхнею Землі точки, в якій розглядається стан іоносфери);

t – часовий параметр (поточний місцевий і(або) світовий час, що спливає добу, місяць, сезон і рік);

Θ_G – параметри, що відбивають глобальні впливи зовнішніх факторів (ступінь активності сонця, міжпланетного магнітного поля);

Θ_P – параметри, що відбивають вплив факторів локального характеру на стан іоносфери над обмеженими регіонами земної поверхні, які призводять до локальних варіацій (збурювань) її параметрів.

Для регулярної складової відомі загальні закономірності: модель розподілу електронної концентрації за висотою (висотна структура профілів електронної концентрації), за сферичними координатами (широтно-довготна структура) і за часом спостереження (місцевим часом точки спостереження). Ступінь застосовності цих моделей залежить від географічного регіону.

Оцінка параметрів моделі іоносфери повинна провадитися за вимірюваннями наземних контрольно-коригувальних станцій. Як первинні вимірювані

параметри при такому підході будуть оцінки величин часів запізнювання радіонавігаційних сигналів на відповідних трасах між наземною станцією приймання та навігаційним КА (НКА) у деякий момент часу для відповідних несучих частот f_1 і f_2 .

З урахуванням цього для кожної i -ої наземної станції (НС) приймання для кожного спостережуваного j -го НКА в моменти часу t може бути організований режим обчислення іоносферної складової часів запізнювання:

$$\epsilon_{1ij}(t) = \frac{[\epsilon_{2ij}(t) - \epsilon_{1ij}(t)]}{(\gamma - 1)}, \quad [c]; \quad (4)$$

$$\gamma = \frac{f_1^2}{f_2^2} = (1575,42 / 1227,6)^2,$$

де $\epsilon_{1ij}(t)$ і $\epsilon_{2ij}(t)$ – виміряні значення часів поширення радіосигналу на трасі „ i -а станція НС → j -й НКА” в момент часу t для несучих частот f_1 і f_2 відповідно;

$\epsilon_{1ij}(t)$ – оцінка затримки в іоносфері для цієї траси на частоті f_1 .

Використовуючи відомі співвідношення від оцінок $\epsilon_{1ij}(t)$ можна перейти до оцінок значення інтегральної електронної концентрації в іоносфері $N_{eij}(t)$ на цій трасі:

$$N_{eij}(t) = \epsilon_{1ij}(t) \frac{cf_1^2}{C}; \quad C = 40,3 \text{ м}^3 / \text{с}^2. \quad (5)$$

Співвідношення (4) і (5) є основою для одержання оцінок первинних даних про стан іоносфери за отриманими оцінками псевдодальностей двочастотною апаратурою наземних станцій приймання навігаційних сигналів.

У такий спосіб може бути організована система одержання оцінок первинних даних про поточний стан іоносфери угрупованням наземних станцій у вигляді оцінок іоносферних затримок $\epsilon_{1ij}(t)$ і оцінок інтегральної електронної концентрації $N_{eij}(t)$ на похилих трасах між i -ю НС та j -м НКА в моменти часу t .

Оцінка поточного стану іоносфери як правило переслідує задачу оцінки параметрів іоносфери, які зазнають впливу факторів глобального масштабу Θ_G і насамперед пов'язано з впливом Сонця [6]. З урахуванням цього як оцінювані параметри повинні бути обрані такі, які дозволяли б на основі одержання первинних даних про поточний стан іоносфери

одержувати апостеріорні оцінки сонячної активності, наприклад, числа Вольфа (ρ) і пов'язаних з ним варіацій у часі широтно-довготних і висотних розподілів електронної концентрації.

Оцінки параметра сонячної активності ρ за точними вимірюваннями у такій постановці дають можливість відслідковувати в часі відклики в іоносфері на процеси, що відбуваються на Сонці. Задача оцінки параметра сонячної активності ρ може бути розв'язана в такій спосіб. Представимо у вигляді вектора \underline{Y} сукупність оцінок іоносферних затримок $\epsilon_{ij}(t)$, отриманих на всіх НС ($i \in 1, n$), від усіх спостережуваних цими НС НКА ($j \in 1, L$) на деякому інтервалі часу T ($t \in T$).

Тоді у векторному вигляді модель сукупності спостережень буде такою:

$$\underline{Y} = \underline{Y}_p + \underline{Y}_f + \underline{\xi}, \quad (6)$$

де \underline{Y}_p – вектор значень регулярної складової іоносферної затримки;

\underline{Y}_f – вектор значень флюктуаційної складової іоносферної затримки;

$\underline{\xi}$ – вектор шумів вимірювання.

Нехай з точністю до параметра ρ відома модель регулярної складової іоносферної затримки як функція просторово-часових змінних $f_p(\varphi, \lambda, t / \rho)$, тоді векторна модель регулярної складової іоносферної затримки може бути представлена як

$$F(\rho) = \{f_p(\varphi_{ij}, \lambda_{ij}, t / \rho)\}$$

З урахуванням цього модель спостережень (6) набере такого вигляду:

$$\underline{Y} = F(\rho) + \underline{Y}_f + \underline{\xi}. \quad (7)$$

Відносно вектора шумів вимірювань $\underline{\xi}$ може бути прийнята модель нормального білого шуму з нульовим середнім і коваріаційною матрицею вигляду

$$\underline{K}_\xi = I\sigma_{\text{ш}}^2,$$

де $\sigma_{\text{ш}}^2$ – дисперсія шумів вимірювання іоносферної затримки.

Відносно флюктуаційної складової \underline{Y}_f приймемо модель нормального «небілого» (корельованого) процесу з нульовим середнім і коваріаційною матрицею загального вигляду \underline{K}_f .

З урахуванням прийнятих припущень щільність імовірності вектора спостережень \underline{Y} має вигляд

багатовимірного нормального розподілення:

$$P\left(\frac{\underline{Y}}{\rho}\right) = \frac{(\Delta)^{-\frac{1}{2}}}{(2\pi)^{n/2}} e^{\left\{-\frac{1}{2}[\underline{Y}-F(\rho)]^T \underline{K}_Y^{-1} [\underline{Y}-F(\rho)]\right\}}, \quad (8)$$

де Δ – визначник коваріаційної матриці $\underline{K}_Y = \underline{K}_\xi + \underline{K}_f$;

n – кількість елементів у векторі \underline{Y} .

Найбільш простий випадок полягає в тому, що передбачаються відомими коваріаційні матриці флюктуаційної \underline{K}_f і шумової \underline{K}_ξ складових вектора спостережень, а значить, і результуючої коваріаційної матриці $\underline{K}_Y = \underline{K}_\xi + \underline{K}_f$.

У цьому випадку оцінки максимальної правдоподібності вектора невідомих параметрів знаходяться з умови

$$\min_{(\rho)} \left\{ [\underline{Y} - F(\rho)]^T \cdot \underline{K}_Y^{-1} \cdot [\underline{Y} - F(\rho)] \right\}. \quad (9)$$

Для перевірки адекватності запропонованої моделі був поставлений експеримент, який ґрунтувався на реальній вимірювальній інформації такого вигляду:

файли вимірювань контрольно-коригувальної станції GLSV;

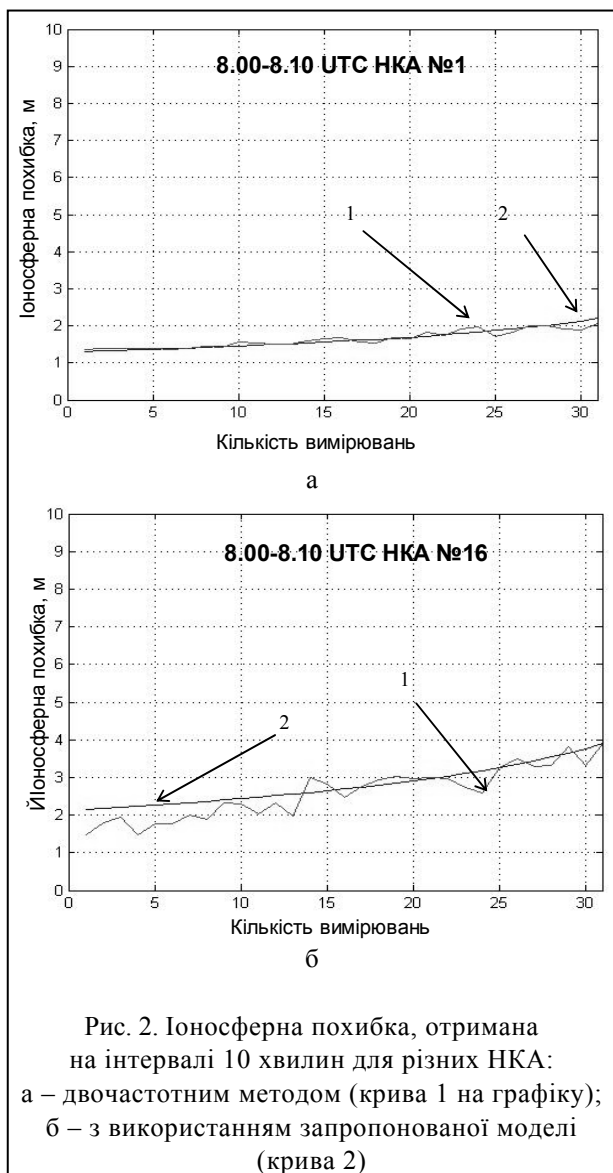
навігаційні файли;

файли вимірювань супутника CHAMP.

Мета даного експерименту полягала в аналізі оцінок похибок іоносферної затримки при використанні запропонованої моделі. Оцінка даних похибок провадилася на основі «еталонних» значень іоносферної затримки, отриманих із застосуванням двочастотного методу [5].

За вимірюваннями НС Голосеево на інтервалі 10 хвилин (дискретність вимірювань станції GLSV – 30 секунд, супутника CHAMP – 10 секунд) здійснювалася оцінка параметра ρ шляхом мінімізації (9), після чого отримане значення оцінки використовувалося для відновлення іоносферної похибки супутника CHAMP. На рис. 2 наведені значення іоносферної складової, отримані двочастотним методом (крива 1 на графіку), а також з використанням запропонованої моделі (крива 2). Положення супутника CHAMP на момент проведення експерименту відповідало проходженню над територією України, тому що підсупутникові точки трас поширення навігаційних сигналів станції GLSV охоплюють саме дану територію.

Даний експеримент проводився багаторазово протягом 15 діб, коли орбіта супутника розташовувалася над територією України. Для даних інтер-



валів часу були розраховані статистичні характеристики значень відносних похибок визначення іоносферної складової, отримані за вимірюваннями усіх НС, кут місця яких складав більше 20° . Відносна середньоквадратична похибка оцінки іоносферної затримки з використанням запропонованої моделі по відношенню до двочастотного методу склала 0,047 (або 4,7 %). Враховуючи що двочастотні вимірювання зазнають впливу шумової складової, залишкова частина іоносферної похибки складає порядку декількох сантиметрів.

Висновки

Таким чином, залишкова похибка позиціонування визначається в основному похибками ефемерид НКА й у результаті може скласти величину порядку 2 метрів. Оскільки похибки ефемерид [7] не мають систематичних зміщень і розподілені за нормальним законом, вони можуть бути скомпенсовані застосуванням фільтрів, враховуючих модель руху КА. У результаті застосування даних алгоритмів точність позиціонування складає величину менше 1 метра, що дозволяє здійснювати прив'язку видових космічних знімків з точністю порядку 5 метрів без використання наземних контрольних точок, при цьому час, необхідний для прив'язки зображення, складає кілька хвилин.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Российские космические системы дистанционного зондирования Земли: Обзор по материалам открытой отечественной и зарубежной печати за 1995 – 2005 гг. и Интернета. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2005. – 55 с.
2. [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: cust.service@eurimage.com.
3. Эпштейн Ю.С., Гербек Э.Э. Метод точечной географической привязки изображения. – [Електрон. ресурс]. – Режим доступу: [AVHRRNOAA:http://zhurnal.ape.relarn.ru/articles/2001/041.prf](http://zhurnal.ape.relarn.ru/articles/2001/041.prf).
4. Борцов В.В., Спесак И.С., Петренко А.С. Способ определения географических координат точек аэрокосмического снимка поверхности Земли // Системы обработки информации: 3б. науч. пр. – Х.: ХВУ, 2001. – С. 272 – 276.
5. Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения. – М.: Эко-Трендз, 2003. – 326 с.
6. Жеребцов Г.А. Солнечно-земные связи и космическая погода // Всероссийская конференция по физике солнечно-земных связей. – Институт солнечно-земной физики СО РАН, 2001. – С. 1 – 9.
7. Тучин Д.А. Кодовые измерения псевдодальности системы GPS. Модель ошибок и априорная оценка точности определения вектора положения: Препринт № 30. – М.: ИПМ им.М.В. Келдыша РАН, 2002.

Надійшла 28.04.2006

Рецензент: д-р техн. наук професор Д.В. Голкін, Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба.