

А.А. Завада, к.т.н.

*Житомирський військовий інститут ім. С.П. Корольова
Національного авіаційного університету*

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗА СКОРОЧЕНИМ ОБ'ЄМОМ ТРАЕКТОРНИХ ВИМІРЮВАНЬ

У статті розглядається задача оцінювання параметрів руху космічних апаратів за скороченим об'ємом траекторних вимірювань на основі нелінійної схеми компромісів і нелокального підходу до оптимізації цільової багатопараметричної функції. Наводяться результати визначення параметрів руху КА за реальною вимірювальною інформацією з використанням розробленого методу.

Вступ. Постановка проблеми. Однопунктна технологія управління обумовлює відносно низьку оперативність уточнення параметрів руху КА, що пов'язано з накопиченням необхідного об'єму траекторних вимірювань для розв'язання крайової задачі при використанні певного математичного апарату. Просторові похибки оцінки параметрів руху КА на інтервалі прогнозу між циклами їх уточнення можуть перевищувати значення, припустимі для ефективного виконання цільового завдання [1]. Вирішальну роль у механізмі створення похибки оцінки параметрів руху КА за результатами траекторних вимірів, поряд з похибками самих вимірів, відіграють похибки моделі руху, які виникають через неточність описання зв'язків між вимірювальними величинами та оцінюваними параметрами [2]. Ці похибки залежать від часового інтервалу між моментом вимірювання і моментом оцінювання параметрів руху КА. Даний часовий інтервал визначається технологічним циклом балістико-навігаційного забезпечення (БНЗ) КА і обумовлений накопиченням необхідного об'єму траекторних вимірів для збіжності алгоритму оцінювання початкових умов руху супутника. Відповідно до штатного циклу БНЗ накопичення траекторних вимірів проводиться на шести мірних витках. При меншому (скороченому, порівняно зі штатним) об'ємі вимірювальної інформації чи штатні методи оцінювання не дозволяють отримати рішення, чи точність оцінки може бути недостатньою для виконання цільового завдання КА [1, 2].

Аналіз літературних джерел та постановка завдання. З аналізу літературних джерел встановлено, що більшість із запропонованих підходів підвищення точності навігації КА спрямовано на отримання траекторних вимірів шляхом залучення додаткових засобів. Так широко відомі підходи, засновані на використанні супутникових навігаційних систем, супутників-ретрансляторів для передачі вимірювальної інформації за відсутності КА в зоні радіовидимості наземних засобів, організації псевдосупутникової навігації [2, 3]. Недоліками таких підходів є складність комплексної обробки вимірювальної інформації, отриманої різними засобами, значні фінансові витрати. Крім того, не завжди можливо використати інформацію супутникових радіонавігаційних систем з технічних або організаційних причин [1, 3, 4].

Головне протиріччя при покращанні навігації КА в умовах однопунктної технології управління полягає в потребі скорочення часового інтервалу прогнозування для забезпечення необхідної точності балістичних розрахунків, з одного боку, та збільшенні часу накопичення необхідного об'єму траекторних вимірів (часового інтервалу прогнозування) для забезпечення збіжності крайової задачі, з іншого боку.

Одним зі шляхів покращання навігації КА оптико-електронного спостереження (ОЕС) при неможливості використання інформації супутникових навігаційних систем є здійснення автономної навігації КА з використанням цільової інформації (оптичних траекторних вимірів) [2]. Однак такий спосіб навігації істотно обмежує об'єм траекторних вимірів, що пов'язано із просторово-часовою нестаціонарністю оптичних полів та обмеженістю районів земної поверхні, придатних для ефективного розв'язання кореляційно-екстремальної задачі з прив'язки отриманих знімків до еталонних карт. Також обмеженість об'єму траекторних вимірів може виникати при первинному визначенні параметрів руху після виведення КА на орбіту та при певних організаційних і технічних особливостях функціонування навігаційних систем у цілому. Таким чином, на практиці в цілому ряді випадків постає актуальне питання визначення параметрів руху КА за скороченим об'ємом траекторних вимірів.

Викладення основного матеріалу. Штатні методики оцінювання параметрів руху КА за результатами траекторних вимірювань засновані на використанні градієнтних методів оптимізації, що зумовлює підвищені вимоги до точності початкових наближень оцінюваних параметрів, а також до об'єму оброблюваних траекторних вимірювань [3]. При однопунктній технології управління працездатність штатних методів, за умови достатньої точності початкових наближень, забезпечується накопиченням вимірювань поточних навігаційних параметрів на шести мірних витках, при цьому характерною є низька оперативність уточнення параметрів руху КА з відносно великими витратами часових та енергетичних ресурсів. Крім того, унаслідок впливу похибок моделі руху КА, які з часом

наростають, при відносно тривалому накопиченні вимірювальної інформації відбувається зменшення точності шуканих оцінок. Незважаючи на зменшення випадкової складової похибок оцінки параметрів руху КА при збільшенні траєкторних вимірювань, на перший план виходить зростаюча систематична складова даних похибок, що може становити десятки кілометрів уздовж орбіти КА, особливо у період підвищеної сонячної активності.

Виходячи із проведеного аналізу похибок оцінювання параметрів руху КА, зроблено висновок про доцільність урахування двох класів похибок: випадкових, що зумовлені похибками моделі руху при отриманні розрахункових (прогнозованих) траєкторних вимірів.

З урахуванням похибок траєкторних вимірів зв'язок між результатами вимірів \vec{d} та невідомими параметрами \vec{q} описується таким виразом:

$$\vec{d}(t) = \vec{d}(\vec{q}, t) + \vec{\zeta},$$

де $\vec{d}(\vec{q}, t)$ – вектор розрахункових значень вимірів, отриманих за допомогою моделі руху КА $M(\text{in } \vec{q}, t_{pr}, \text{out } \vec{q})$ шляхом прогнозування вектора початкових умов \vec{q} на відповідні моменти часу проведення траєкторних вимірів t_i ; $\vec{\zeta} = \{\zeta_1, \dots, \zeta_n\}$ – вектор сумарних похибок.

Вектор $\vec{\zeta}$ має дві складові:

$$\vec{\zeta} = \vec{\zeta}' + \vec{\zeta}'' ,$$

де $\vec{\zeta}' = \{\zeta'_1, \dots, \zeta'_n\}$ – вектор похибок моделі; $\vec{\zeta}'' = \{\zeta''_1, \dots, \zeta''_n\}$ – вектор похибок вимірів.

Обидві складові похибки $\vec{\zeta}$ призводять до відповідних похибок визначення параметрів руху КА. Часову похибку визначення вектора \vec{q} , обумовлену похибками моделі, запропоновано оцінювати так:

$$\eta = \sqrt{(x^* - \hat{x}_{\zeta'})^2 + (y^* - \hat{y}_{\zeta'})^2 + (z^* - \hat{z}_{\zeta'})^2} / V ,$$

де x^*, y^*, z^* – дійсні значення уточнених координат КА в ГСК на час t_0 ;

$\hat{x}_{\zeta'}, \hat{y}_{\zeta'}, \hat{z}_{\zeta'}$ – значення уточнених координат КА в ГСК на час t_0 , обумовлені похибками моделі;

V – модуль вектора швидкості КА.

Відповідно часову похибку визначення вектора \vec{q} , обумовлену похибками вимірювань, запропоновано оцінювати так:

$$\xi = \sqrt{(x^* - \hat{x}_{\zeta''})^2 + (y^* - \hat{y}_{\zeta''})^2 + (z^* - \hat{z}_{\zeta''})^2} / V ,$$

де $\hat{x}_{\zeta''}, \hat{y}_{\zeta''}, \hat{z}_{\zeta''}$ – значення уточнених координат КА в ГСК на час t_0 , обумовлені похибками вимірювань.

Оцінка параметрів руху КА знаходиться за результатами обробки сукупності траєкторних вимірів, отриманих при проведенні радіоконтролю орбіти на мірних витках. Наявність неврахованих похибок у моделі може в ряді випадків спотворити всі уявлення про цінність окремих вимірів, а нехтування цими похибками призводить до абсолютно неправильних результатів при обробці [5].

Штатна схема уточнення початкових умов руху КА по 6-ти сеансах вимірів поточних навігаційних параметрів забезпечує стійку збіжність крайової задачі за умови достатньої точності початкових наближень, проте при накопиченні вимірювальної інформації не враховується вплив похибок моделі руху $\vec{\zeta}'$, які можуть обумовити доцільність зміни кількості мірних витків.

Вибір оптимального складу мірних витків є суперечливим завданням. При малій кількості вимірів відбувається значний вплив їх випадкових похибок, до того ж при недостатньому об'ємі траєкторних вимірів процес оцінювання параметрів руху КА може взагалі не зійтись. Зі збільшенням об'єму траєкторних вимірів до певної кількості точність визначення параметрів руху КА зростає, при подальшому збільшенні вимірів точність визначення орбіти починає зменшуватися через зростання систематичної похибки результату уточнення параметрів руху, що обумовлена похибками моделі.

Для підвищення точності оцінки параметрів руху КА необхідно зменшувати значення похибок η та ξ , їх величини залежать від кількості вимірів (кількості мірних витків N_{PKO}). Як критерій оптимальності кількості мірних витків вибраний мінімум функціонала $F(\eta, \xi)$. Можливо також використовувати додаткові часткові критерії оптимальності: економічні, енергетичні, надійності та ін., при цьому загальний підхід до визначення

N_{PKO}^* не зміниться. Таким чином, для визначення кількості мірних витків необхідно провести багатокритеріальну оптимізацію.

Серед відомих методів розв’язання задач багатокритеріальної оптимізації можна виділити такі: метод головного критерію, метод звуження множини всіх розв’язків до множини ефективних розв’язків, метод послідовних відступок, метод розв’язання лексикографічних задач та метод компромісів [6–8]. Виходячи з переваг згортки за нелінійною схемою компромісів А.М. Вороніна (враховуються обмеження на часткові критерії ефективності, проста обчислювальна схема, враховує основні принципи багатокритеріальної оптимізації – принцип Чебишева та принцип середньоінтегрального згладжування, адаптивна до поточної ситуації), даний математичний апарат вибраний для пошуку оптимальної кількості мірних витків [6].

В основі розробленого способу визначення оптимальної кількості мірних витків лежить апріорна оцінка точності визначення параметрів руху КА за результатами траєкторних вимірів. При цьому задача апріорного оцінювання розв’язується так само, як і крайова задача. Відмінність полягає у відсутності реальної вимірювальної інформації. Траєкторні виміри моделюються з урахуванням наявних даних про фактичну точність роботи вимірювальних засобів і просторово-часові похибки моделі руху КА, обумовлені поточними діями збурюючих чинників. Остання інформація може бути одержана з аналізу поправок до опорних параметрів руху КА на попередньому циклі отримання оцінки \tilde{q} , а також з аналізу відхилення розрахункового часу знаходження КА в точці траверзу (на параметрі) від значення, визначеного за результатами останнього сеансу зв’язку із супутником.

Спосіб визначення оптимального складу витків для проведення радіоконтролю орбіти КА містить:

1. Формування аналітичних залежностей для часткових критеріїв оптимальності $\eta(N_{PKO})$ та $\xi(N_{PKO})$.

Побудова аналітичних залежностей критеріальних функцій здійснюється шляхом апроксимації розрахункових даних, отриманих у ході імітаційного моделювання з використанням методу найменших квадратів. Схема імітаційного моделювання представлена на рисунку 1.

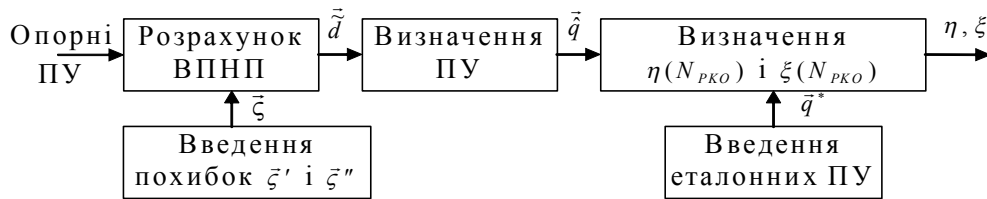


Рис. 1. Схема імітаційного моделювання для визначення складових величин похибок уточнення параметрів руху КА

На рисунку 1 використані такі позначення: ПУ – початкові умови руху КА; ВПНП – виміри поточних навігаційних параметрів.

Отримані аналітичні вирази критеріальних функцій мають такий вигляд:

$$\varphi_k(N_{PKO}) = \sum_{i=1}^I (-1)^i \cdot a_{ki} \cdot N_{PKO}^i, \quad k = 1, 2,$$

де φ_k – критеріальні функції; k – номер часткового критерію; a_{ki} – коефіцієнти апроксимуючого полінома, що описує функції φ_k (a_{ki} визначаються за результатами імітаційного моделювання); I – ступінь апроксимуючого полінома (проведені дослідження показали, що доцільно вибирати $I \leq 6$).

2. Нормування часткових критеріїв здійснюється згідно з виразами:

$$\varphi_{01}(N_{PKO}) = \eta_0(N_{PKO}) = \frac{\eta(N_{PKO})}{\max \eta}, \quad \varphi_{02}(N_{PKO}) = \xi_0(N_{PKO}) = \frac{\xi(N_{PKO})}{\max \xi},$$

де $\max \eta$ та $\max \xi$ –максимальні значення похибок η та ξ відповідно.

3. Складання узагальненого критерію шляхом використання згортки за нелінійною схемою компромісів:

$$N_{PKO}^* = \arg \min_{N_{PKO} \in G} \sum_{k=1}^2 \gamma_k [1 - \varphi_{0k}(N_{PKO})]^{-1}, \quad (1)$$

де G – область визначення функції часткових критеріїв оптимізації; γ_k – коефіцієнт важливості критеріальної функції.

4. Розв'язання задачі оптимізації (визначення оптимального складу витків для проведення радіоконтролю орбіти).

Враховуючи унімодальність згортки (1) при розв'язанні задач, пов'язаних з динамікою руху КА, оптимальною кількістю витків для проведення радіоконтролю орбіти є дійсний корінь рівняння:

$$\gamma_1 \frac{\frac{\partial \varphi_{01}(N_{PKO})}{\partial N_{PKO}}}{(1 - \varphi_{01}(N_{PKO}))^2} + \gamma_2 \frac{\frac{\partial \varphi_{02}(N_{PKO})}{\partial N_{PKO}}}{(1 - \varphi_{02}(N_{PKO}))^2} = 0.$$

Оптимальна кількість мірних витків не є сталою. Вона залежить від складу та точності вимірювальних засобів, параметрів орбіти, просторового розміщення орбіти відносно вимірювального засобу, параметрів середовища та умов функціонування КА.

У роботі проаналізовано штатний алгоритм оцінки параметрів руху КА за результатами траєкторних вимірів, реалізований у програмі EP200 “Визначення параметрів руху КА” програмного комплексу БНЗ управління польотом КА “Навігатор”. Результати проведеного аналізу та практика БНЗ управління супутниками “Січ-1”, “АУОС-СМ-КФ” показали, що при скороченому об'ємі траєкторних вимірів та значних відхиленнях початкових наближень штатний алгоритм не забезпечує потрібної точності оцінки параметрів руху або взагалі не дозволяє отримати рішення через погану обумовленість задачі оцінювання.

Відповідно до принципу найменших квадратів оцінки параметрів руху КА за результатами траєкторних вимірів визначаються з умови:

$$F(\vec{q}) = \sum_{i=1}^n (d_i(t) - \tilde{d}_i(\vec{q}, t))^2 \Rightarrow \min. \quad (2)$$

Найбільш загальними методами мінімізації (2) є методи перебору значень аргументів та градієнтні методи [1, 5, 7].

Для мінімізації цільової багатопараметричної функції (2) у штатному алгоритмі використовується градієнтний метод Ньютона, який спирається на локальні (в околицях поточної точки) лінійні моделі цільової функції [7]. Перевагами методу Ньютона є відносно проста обчислювальна схема та квадратична збіжність в області розв'язку. Недоліки методу Ньютона: лінеаризація цільової функції, яка обумовлює додаткові похибки оцінювання параметрів руху КА; локальність підходу обумовлює критичність методу до точності початкового наближення, що не дозволяє ефективно використовувати штатний алгоритм при значних відхиленнях розрахункових параметрів орбіти від дійсних [2, 3]. Для відносно непродуктивних ЕОМ, на які розраховувалися штатні алгоритми БНЗ, та при невисоких вимогах до точності результатів оцінювання \vec{q} переваги методу Ньютона мають вирішальне значення. Враховуючи зростання продуктивності сучасних ЕОМ, а також підвищення вимог до точності розв'язання задач БНЗ для перспективних КА ОЕС, необхідно використовувати методи мінімізації, що позбавлені вказаних недоліків [7, 8].

У роботі проведено порівняльний аналіз таких методів оптимізації: методу Ньютона, простої ітерації, січної, найшорішого спуску, Гауса–Зайделя (покоординатного спуску), Хука–Дживса (прямого пошуку) та Нелдера–Міда (деформівного багатогранника). Аналіз проводився за такими критеріями: швидкість збіжності, обчислювальна ефективність, точність початкових наближень, розмірність вектора початкових наближень, розрахунок похідних, критичність до об'єму вимірювальної інформації, потенціальна точність результату. Результати аналізу свідчать про те, що при малому об'ємі траєкторних вимірів та значних відхиленнях вектора початкових наближень від реальних параметрів руху в умовах однопунктної технології управління для мінімізації (2) доцільно використовувати нелокальні підходи, що дозволяють отримати максимально можливу кількість інформації про цільову функцію [6–8].

Враховуючи переваги методу Нелдера–Міда (простота реалізації, відсутність лінеаризації цільової функції, властивість області деформівного багатогранника вироджуватися в точку лише при досягненні мінімуму цільової функції), його обчислювальна схема взята за основу при розробці збіжного алгоритму оцінювання параметрів руху КА за скороченим об'ємом траєкторних вимірів. Збіжність покращується завдяки тому, що на самому початку мінімізації вдається отримати суттєвий об'єм відносно цільової функції за рахунок розглядання великої кількості вершин області початкових наближень, на кожному етапі оптимізаційного пошуку інформація, необхідна для реалізації чергової ітерації, отримується за рахунок розгляду семи вершин даної області [7].

Розроблена методика визначення параметрів руху КА містить такі етапи:

1. Побудова області початкових наближень.

Для застосування методу оптимізації Нелдера–Міда необхідно $w = 7$ значень вектора початкових наближень (на одиницю більше кількості оцінюваних параметрів). Для формування області початкових наближень пропонуються два підходи: перший – область початкових наближень формується відповідно до граничних значень похибок виведення КА на орбіту (при первинному визначенні параметрів руху після запуску); другий – область формується відповідно до максимального відхилення розрахункового часу знаходження КА в точці траверсу від моменту часу, визначеного за результатами сеансу зв'язку з КА.

Таким чином, область початкових наближень має вигляд:

$$\tilde{Q}_{np}^{(k)} = \{\tilde{q}_{np1}^{(k)}, \dots, \tilde{q}_{np7}^{(k)}\},$$

де $\tilde{q}_{npw}^{(k)} = \{\tilde{x}_{npw}^{(k)}, \tilde{y}_{npw}^{(k)}, \tilde{z}_{npw}^{(k)}, \tilde{v}_{x_{npw}}^{(k)}, \tilde{v}_{y_{npw}}^{(k)}, \tilde{v}_{z_{npw}}^{(k)}\}$, $w = \overline{1,7}$ – індекс відповідної вершини області початкових наближень; k – номер ітерації.

2. Обчислення мінімізованої функції відповідно до методу найменших квадратів для всіх вершин області початкових наближень:

$$F_w^{(k)}(\tilde{q}_{npw}^{(k)}) = \sum_{i=1}^n (d_i - \tilde{d}_i(\tilde{q}_{npw}^{(k)}))^2, \quad w = \overline{1,7}, \quad (3)$$

де $\tilde{d}_i(\tilde{q}_{npw}^{(k)})$ – розрахункові значення вимірюваного параметра.

3. Визначення $\tilde{q}_{\min}^{(k)}$ та $\tilde{q}_{\max}^{(k)}$ – вершин області початкових наближень, у яких (3) набуває відповідно найменшого і найбільшого значення.

4. Визначення центра тяжіння всіх вершин, виключаючи $\tilde{q}_{\max}^{(k)}$:

$$\tilde{q}_{cj}^{(k)} = \frac{1}{6} \left[\left(\sum_{w=1, i \neq h}^7 \tilde{q}_{npw, j}^{(k)} \right) \right], \quad j = \overline{1,6},$$

де індекс j означає координатний напрямок; h – номер вершини $\tilde{q}_{\max}^{(k)}$.

5. Обчислення значення критерію закінчення пошуку:

$$\left\{ \frac{1}{7} \sum_{w=1}^7 [F_w(\tilde{q}_{npw}^{(k)}) - F(\tilde{q}_c^{(k)})]^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \leq \varepsilon, \quad (4)$$

де ε – поріг критерію закінчення пошуку; $F(\tilde{q}_c^{(k)})$ – значення цільової функції в центрі тяжіння.

Від величини ε залежить кількість ітерацій k при пошуку мінімуму цільової функції (2), а також точність знаходження даного мінімуму. При виборі значення величини ε необхідно враховувати, що через неминучу наявність систематичних і випадкових похибок η і ξ нульове значення мінімізованої функції не може бути досягнуто, отже, недоцільно задавати дуже мале значення ε . Результати досліджень показали, що кращим з погляду обчислювальних витрат і точності одержуваного розв'язку є значення $\varepsilon = 10^{-7}$.

Якщо умова закінчення пошуку (4) не виконується, то відповідно до методу Нелдера–Міда здійснюється перетворення області початкових наближень $\tilde{Q}_{np}^{(k)}$ із застосуванням однієї з операцій: віддзеркалення, розтягнення, стиснення і редукція [7]. Потім робота алгоритму повторюється з п. 2, при цьому $k = k + 1$.

У результаті роботи алгоритму мінімізації область початкових наближень стискається, наближаючись до точки з мінімальним значенням (3). Тобто в результаті мінімізації отримуємо:

$$\tilde{q}_{npL} = \arg \min_{\tilde{q}_{np} \in \tilde{Q}_{np}} \sum_{i=1}^n [d_i - \tilde{d}_i(\tilde{q}_{np})]^2,$$

де $\tilde{q}_{npL} = \vec{\hat{q}}$ – результат уточнення параметрів руху КА на момент часу t_0 .

За допомогою імітаційного моделювання здійснена оцінка незміщеності розробленої методики визначення параметрів руху КА. Під останнім розуміється те, що при $\eta = \xi = 0$ оцінка $\vec{\hat{q}}$ наближається до точного значення $\vec{\hat{q}}^*$ [2]. Результати оцінки наведено в таблиці 1.

Таблиця 1

Оцінка незміщеності розробленого алгоритму

Показник	Дійсні ПУ $\vec{\hat{q}}^*$	Уточнені ПУ $\vec{\hat{q}}$	Відхилення $ \Delta \vec{\hat{q}} $
x , км	6003,214325	6003,214272	0,000053
y , км	3623,164556	3623,164642	0,000086

z , км	0,000000	0,000030	0,000030
----------	----------	----------	----------

Значення відхилень $|\Delta \hat{q}|$ характеризують потенційну точність розробленої методики уточнення початкових умов руху КА. З аналізу отриманих даних видно, що просторовий зсув положення КА за відсутності похибок вимірювань траєкторних вимірів і моделі не перевищує розмірів самого КА.

Висновки. У роботі розроблено спосіб визначення оптимальної кількості мірних витків для оцінювання параметрів руху КА за критерієм мінімуму похибки оцінки, обумовленої систематичною і випадковою складовими. Даний спосіб поєднує теоретичні й експериментальні підходи при проведенні апріорного оцінювання точності результатів обробки траєкторних вимірів, що дозволяє зменшити похибки визначення параметрів руху КА.

На основі нелокального оптимізаційного підходу, що дозволяє отримати максимально можливу кількість інформації про цільову функцію, розроблено методику визначення параметрів руху КА, що дозволяє оцінити параметри орбіти супутника за скороченим об'ємом траєкторних вимірів.

Застосування методики визначення параметрів руху КА за скороченим об'ємом траєкторних вимірів дозволяє підвищити гарантовану точність оцінки положення КА ОЕС на момент виконання цільового завдання за рахунок зменшення впливу похибок моделі шляхом скорочення інтервалу часу між циклами уточнення їх початкових умов руху, що дозволяє забезпечити 70 % перекриття запланованого та знятого районів розвідки з імовірністю 0,92. Розроблена методика визначення параметрів руху КА дозволяє у 2 рази підвищити оперативність отримання оцінки початкових умов руху КА шляхом зменшення кількості мірних витків, що необхідна для збіжності алгоритму обробки траєкторних вимірів.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Особенности определения параметров движения КА при однопунктовой технологии измерений / А.Д. Шептун, М.М. Жечев, И.В. Воронкова и др. // Междунар. конф. “Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения” : тез. и аннот. докл. – Калининград : ЦНИИМАШ, 1996. – С. 291–292.
2. Иванов Н.М. Баллистика и навигация космических аппаратов : учеб. / Н.М. Иванов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Дрофа, 2004. – 544 с.
3. Ястребов В.Д. Исследование методических проблем и разработка алгоритмов баллистического обеспечения управления КА при использовании однопунктной схемы измерений / В.Д. Ястребов. – М. : ЦНИИМАШ, 1993. – 174 с.
4. Черный И. США обеспокоены китайскими планами / И.Черный // Новости космонавтики. – 2003. – № 10. – С. 23.
5. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений / Б.Ф. Жданюк. – М. : Сов. радио, 1978. – 384 с.
6. Сложные технические и эргатические системы: методы исследования : моногр. / А.Н. Воронин, Ю.К. Зиятдинов, А.В. Харченко, В.В. Остапьевский. – Харьков : Факт, 1997. – 240 с.
7. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование / Д.Химмельблау. – М. : Мир, 1975. – 534 с.
8. Немировский А.С. Сложность задач и эффективность методов оптимизации / А.С. Немировский, А.Б. Юдин. – М. : Наука, 1980. – 429 с.

ЗАВАДА Андрій Анатолійович – кандидат технічних наук, начальник науково-дослідної лабораторії наукового центру Житомирського військового інституту ім. С.П. Корольова Національного авіаційного університету.

Наукові інтереси:

- автоматизована обробка інформації у складних інформаційних системах;
- захист інформації на об'єктах інформаційної діяльності.

Подано 14.05.2010

Завада А.А. Методика визначення параметрів руху космічних апаратів оптико-електронного спостереження за скороченим об'ємом траєкторних вимірювань

Завада А.А. Методика определения параметров движения космических аппаратов оптико-электронного наблюдения по сокращенному объему траекторных измерений

Zavada A.A. Motion parameters estimate method of satellite on brief volume of trajectory measurings

УДК 629.7.05:621.391.268

Методика определения параметров движения космических аппаратов оптико-электронного наблюдения по сокращенному объему траекторных измерений / А.А. Завада

В статье рассматривается задача оценивания параметров движения космических аппаратов по сокращенному объему траекторных измерений на основе нелинейной схемы компромиссов и нелокального подхода к оптимизации целевой многопараметрической функции. Приводятся результаты определения параметров движения космических аппаратов по реальной измерительной информации с использованием разработанного метода.

УДК 629.7.05:621.391.268

Motion parameters estimate method of satellite on brief volume of trajectory measurings / A.A. Zavada

The article is devoted to the questions of estimation of parameters of motion of spaces vehicles on the brief volume of the trajectory measurings on the basis of nonlinear chart of compromises and unlocal approach to optimization of having a special purpose multiparametric function. Results over of determination of parameters of motion are brought spaces vehicles on the real measuring information with the use of the developed method.