

МЕТОД ОЦІНЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ РУХУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗА СКОРОЧЕНИМ ОБСЯГОМ ТРАЄКТОРНИХ ВИМІРЮВАНЬ

У статті розглядається задача оцінювання параметрів руху космічних апаратів за скороченим обсягом траєкторних 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.

Постановка проблеми у загальному вигляді. Однопунктна технологія управління обумовлює відносно низьку оперативність уточнення параметрів руху КА, що пов'язано з накопиченням необхідного обсягу траєкторних 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 цільової задачі [1]. Вирішальну роль у механізмі створення похибки оцінки параметрів руху КА за результатами траєкторних 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 обсягу траєкторних вимірів для збіжності алгоритму оцінювання початкових умов руху супутника. Відповідно до штатного циклу БНЗ накопичення траєкторних вимірів проводиться на шести мірних витках. При меншому (скороченому порівняно зі штатним) обсязі вимірювальної інформації штатні методи оцінювання чи не дозволяють отримати рішення, чи точність оцінки може бути недостатньою для виконання цільової задачі КА [1, 2].

Аналіз та постановка завдання. З аналізу літературних джерел встановлено, що більшість із запропонованих підходів підвищення точності навігації КА спрямовано на отримання траєкторних вимірів шляхом залучення додаткових засобів. Так, широко відомі підходи, побудовані на використанні супутникових навігаційних систем, супутників ретрансляторів для передачі вимірювальної інформації при відсутності КА із зони 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 через технічні, або організаційні причини [1, 3, 4].

Головне протиріччя при покращенні навігації КА в умовах однопунктної технології управління полягає в необхідності скорочення часового інтервалу прогнозування для забезпечення необхідної точності балістичних розрахунків, з одного боку, та збільшенні часу накопичення необхідного обсягу траєкторних вимірів (часового інтервалу прогнозування) для забезпечення збіжності крайової задачі, – з іншого.

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

Викладення основного матеріалу. Штатні методи оцінювання параметрів руху КА за результатами траєкторних вимірювань побудовані на використанні градієнтних методів оптимізації, що зумовлює підвищені вимоги до точності початкових наближень оцінюваних параметрів, а також до об'єму оброблюваних траєкторних 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 виходить низька оперативність уточнення параметрів руху КА з відносно великими витратами часових та енергетичних ресурсів. Крім того, внаслідок впливу наростаючих з часом похибок моделі руху КА, 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 складати десятки кілометрів вздовж орбіти КА, особливо у період підвищеної сонячної активності.

Виходячи з проведеного аналізу похибок оцінювання параметрів руху КА, зроблено висновок про доцільність врахування 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 наступним виразом:

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

де $\vec{\bar{d}}(\vec{q}, t)$ – вектор розрахункових значень вимірів, отриманих за допомогою моделі руху КА $M(in \vec{q}, t_{pr}, out \vec{q})$ 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 з 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 наступним чином:

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

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

$\overset{\epsilon}{x}_{\zeta'}, \overset{\epsilon}{y}_{\zeta'}, \overset{\epsilon}{z}_{\zeta'}$ – 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:

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

де $\overset{\epsilon}{x}_{\zeta''}, \overset{\epsilon}{y}_{\zeta''}, \overset{\epsilon}{z}_{\zeta''}$ – 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 невірних результатів при обробці [5].

Штатна схема уточнення початкових умов руху КА по 6-ти сеансам 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 обсязі траєкторних вимірів процес оцінювання параметрів руху КА може взагалі не зійтись. Зі збільшенням обсягу траєкторних вимірів до певної кількості точність визначення параметрів руху КА зростає, при подальшому збільшенні вимірів точність визначення орбіти починає зменшуватись 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 обраний мінімум функціонала $F(\eta, \xi)$. Можливо також використовувати додаткові часткові критерії оптимальності: економічні, енергетичні, надійності та інші, при цьому загальний підхід до визначення N_{PKO}^* не зміниться. Таким чином, для визначення кількості мірних витків необхідно провести багатокритеріальну оптимізацію.

Серед відомих методів вирішення задач багатокритеріальної оптимізації можна виділити наступні: метод головного критерію, метод звуження множини всіх розв'язків до множини ефективних розв'язків, метод послідовних відступок, метод рішення лексикографічних задач та метод компромісів [6–8]. Виходячи з переваг згортки з нелінійної схеми компромісів Вороніна А.М., що полягають у наступному: 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 вирішується 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 з супутником.

Спосіб визначення оптимального складу витків для проведення радіоконтролю орбіти КА полягає в наступному:

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 рис. 1.

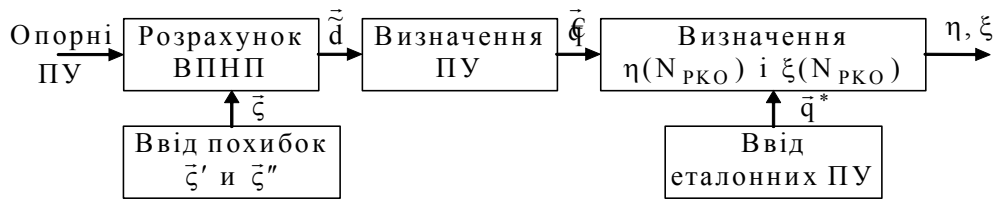


Рис. 1. Схема імітаційного моделювання для визначення складових величин похибок уточнення параметрів руху КА

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

Отримані аналітичні вирази критеріальних функцій мають наступний вигляд:

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

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

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

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

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

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

4. Вирішення задачі оптимізації (визначення оптимального складу витків для проведення радіоконтролю орбіти).

Враховуючи унімодальність згортки (1) при вирішенні 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.

В роботі проаналізований штатний алгоритм оцінки параметрів руху КА за результатами траєкторних вимірів, реалізований в 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 обсязі 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 виразу (2) є методи перебору значень аргументів та градієнтні методи [1, 5, 7].

Для мінімізації цільової багатопараметричної функції (2) в 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 щодо 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 розраховувались 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 зростання вимог щодо точності розв'язання задач БНЗ для перспективних КА ОЕС, необхідно використовувати методи мінімізації, що позбавлені вказаних недоліків [7, 8].

В роботі проведений порівняльний аналіз наступних методів оптимізації: методу Ньютона, простої ітерації, січної, найскорішого спуску, Гауса-Зайделя (покоординатного спуску), Хука-Дживса (прямого пошуку) та Нелдера-Міда (деформованого багатогранника). Аналіз проводився за критеріями: швидкість збіжності, обчислювальна ефективність, точність початкових наближень, розмірність вектора початкових наближень, розрахунок похідних, критичність до обсягу вимірювальної інформації, потенціальна точність результату. Результати аналізу свідчать про те, що при малому обсязі траєкторних вимірів та значних відхиленнях вектора початкових наближень від реальних параметрів руху в умовах однопунктної технології управління для мінімізації функції (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 деформованого багатогранника вироджуватись в точку лише при досягненні мінімуму цільової функції), його обчислювальна схема взята за основу при розробці збіжного методу оцінювання параметрів руху КА за скороченим обсягом траєкторних вимірів. Збіжність покращується завдяки тому, що в самому початку мінімізації вдається отримати суттєвий обсяг 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].

Розроблений метод визначення параметрів руху КА включає такі етапи:

1. Побудова області початкових наближень.

Для застосування методу оптимізації Нелдера-Міда необхідно $w = 7$ значень вектора початкових наближень (на одиницю більше числа оцінюваних параметрів). Для формування області початкових наближень пропонується 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:

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

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

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

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

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

3. Визначення $\vec{q}_{\min}^{(k)}$ та $\vec{q}_{\max}^{(k)}$ – вершин області початкових наближень, в яких функція (3) приймає відповідно найменше і найбільше значення.

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

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

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

5. Обчислення значення критерію закінчення пошуку:

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

де ε – поріг критерію закінчення пошуку; $F(\vec{q}_c^{(k)})$ – 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 рішення, є значення $\varepsilon = 10^{-7}$.

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

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

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

де $\vec{q}_{npL} = \vec{q}^{\text{€}}$ - результат уточнення параметрів руху КА на момент часу t_0 .

За допомогою імітаційного моделювання здійснена оцінка незміщеності розробленого методу визначення параметрів руху КА. Під останнім розуміється те, що при $\eta = \xi = 0$ оцінка $\vec{q}^{\text{€}}$ наближається до точного значення $\vec{q}^{\text{€}}$ [2]. Результати оцінки наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Оцінка незміщеності розробленого алгоритму

	Дійсні ПУ $\vec{q}^{\text{€}}$	Уточнені ПУ $\vec{q}^{\text{€}}$	Відхилення $ \Delta \vec{q}^{\text{€}} $
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 $|\Delta \vec{q}^{\text{€}}|$ характеризують потенційну точність розробленого алгоритму визначення початкових умов руху КА. Із аналізу отриманих даних видно, що просторовий зсув положення КА при відсутності похибок вимірювань траєкторних вимірів і моделі не перевищують розмірів самого КА.

Висновки. В 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 метод визначення параметрів руху КА, який дозволяє оцінити параметри орбіти супутника за скороченим обсягом траєкторних вимірів.

Застосування методу визначення параметрів руху КА за скороченим обсягом траєкторних вимірів дозволяє підвищити гарантовану точність оцінки положення КА ОЕС на момент виконання цільової

задачі 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.

Розроблений метод 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 методу обробки траєкторних вимірів.

ЛІТЕРАТУРА:

1. *Шептун А.Д., Жечев М.М., Воронкова И.В., Ижско В.А., Тутубарин В.Н.* Особенности определения параметров движения КА при однопунктовой технологии измерений // Международная конференция «Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения»: Тезисы и аннотации докладов. – Калининград: ЦНИИМАШ, 1996. – С. 291–292.
2. *Иванов Н.М.* Баллистика и навигация космических аппаратов: Учебник для вузов. – 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. – М.: ЦНИИМАШ, 1993. – 174 с.
4. *Черный И.* США обеспокоены китайскими планами // Новости космонавтики. – № 10. – 2003. – С. 23.
5. *Жданюк Б.Ф.* Основы статистической обработки траекторных измерений. – М.: Сов.радио, 1978. – 384 с.
6. *Воронин А.Н., Зиатдинов Ю.К., Харченко А.В., Осташевский В.В.* Сложные технические и эргатические системы: методы исследования: Монография. – Харьков: Факт, 1997. – 240 с.
7. *Химмельблау Д.* Прикладное нелинейное программирование. – М.: Мир, 1975. – 534 с.
8. *Немировский А.С., Юдин Д.Б.* Сложность задач и эффективность методов оптимизации. – М.: Наука, 1980. – 429 с.

ЗАВАДА Андрій Анатолійович – кандидат технічних наук, старший науковий співробітник науково-дослідного відділу проблем розробки застосування та експлуатації космічних інформаційних систем науково-дослідного центру Житомирського військового інституту радіоелектроніки ім. С.П. Корольова.

Наукові інтереси:

– балістико-навігаційне забезпечення управління польотами космічних апаратів.

Подано 26.01.2007

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

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

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

УДК 629.7.05:621.391.268

Завада А.А. Метод оцінювання параметрів руху космічних апаратів оптико-електронного спостереження за скороченим обсягом траєкторних вимірювань

У статті розглядається задача оцінювання параметрів руху космічних апаратів за скороченим обсягом траєкторних 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.

УДК 629.7.05:621.391.268

Метод оценивания параметров движения космических аппаратов оптико-электронного наблюдения по сокращенным объемом траекторных измерений / А.А. Завада

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

УДК 629.7.05:621.391.268

A.A. Zavada

Motion parameters estimate method of satellite on brief volume of trajectory measurings

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.