

ДОСЛІДЖЕННЯ БАЛІСТИКО-НАВІГАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ УПРАВЛІННЯ ПЕРСПЕКТИВНИМИ НАЦІОНАЛЬНИМИ КОСМІЧНИМИ АПАРАТАМИ

А.М. Явтушенко¹, С.Д. Ставицький¹, В.І. Богомья¹, І.М. Коваль²

¹Навчально-методичне управління Національної академії оборони України, Київ,
²Національний центр управління та випробування космічних засобів, Євпаторія)

Розглядаються питання дослідження балістико-навігаційного забезпечення перспективних космічних апаратів, в умовах однопунктної технології управління. Дослідження проводились на основі методу імітаційного моделювання процесу уточнення параметрів руху космічних апаратів (КА).

балістико-навігаційного забезпечення, метод імітаційного моделювання

Вступ. Одним з основних факторів успішного виконання цільового призначення КА в процесі його експлуатації, особливо в умовах реалізації однопунктної технології, є надійне і якісне балістико-навігаційне забезпечення (БНЗ) управління його польотом. Одним з основних завдань БНЗ є уточнення початкових умов (ПУ) руху КА по результатам вимірювань поточних навігаційних параметрів (ВПНП).

Накопичений позитивний досвід БНЗ КА "Січ-1" дозволяє використати розроблені методи для БНЗ перспективних КА. Однак у зв'язку з тим, що одним з радіотехнічних засобів, що планується застосовувати для управління перспективними КА, є нова наземна станція сумісної командно-телеметричної радіолінії (НС СКТРЛ), актуальною є задача визначення положень технологічного циклу БНЗ, що передбачає уточнення орбіти по вимірах похилої дальності і радіальної швидкості.

Таким чином, **метою даної статті** є визначення необхідної і достатньої кількості сеансів ВПНП НС СКТРЛ для дослідження щодо формування технологічного циклу управління перспективними КА.

Виклад основного матеріалу. Для імітаційного моделювання процесу уточнення ПУ руху КА і вибору оптимальної програми вимірів НС СКТРЛ розроблений програмний комплекс, що включає наступні основні балістичні задачі:

- прогнозування руху КА в гринвіцькій системі координат чисельним методом Рунге-Кутта-Фельдберга 7-го порядку з автоматичним вибором кроку;
- обробка здійснюється після визначення помилки за часом виходу КА на екватор, відповідно до розробленої методики [2];

- пошук зон радіобачення (ЗРБ) для заданого вимірювального пункту;
- моделювання вимірів НС СКТРЛ;
- уточнення параметрів руху КА, що реалізовано по методу максимальної правдоподібності [3].

Для моделювання були використані ПУ, які відповідають передбачуваним елементам орбіти КА КС5МФ2. Надалі будемо позначати їх ПУ₀.

У даній роботі використовуються модельовані значення вимірів похилої дальності (D) і радіальної швидкості (\dot{D}).

Моделювання вимірів проводилось по такій схемі:

- інтегрувалася система диференціальних рівнянь руху КА від ПУ₀ на інтервалі близько 5 діб (75 витків);
- визначалися моменти входу-виходу в ЗРБ вимірювального пункту 16 (Євпаторія);
- у ЗРБ розраховувалися вимірювані функції похилої дальності і радіальної швидкості з кроком у 1 секунду, що відповідає темпу вимірів НС СКТРЛ;
- формувалася випадкова вибірка вимірів, шляхом накладення на отримані розрахункові значення вимірюваних функцій випадкової величини, розподіленої по нормальному закону;

$$\hat{D}(t) = D(t) + \text{norm}(0, \sigma_D); \quad \hat{\dot{D}}(t) = \dot{D}(t) + \text{norm}(0, \sigma_{\dot{D}}),$$

де $\text{norm}(0, \sigma_D)$, $\text{norm}(0, \sigma_{\dot{D}})$ – випадкові величини, отримані за допомогою датчика випадкових чисел нормального закону розподілу; математичне чекання випадкових величин прийнято рівним нулю, тому що передбачається, що виміри НС СКТРЛ не матимуть систематичних погрішностей або вони будуть визначені при штатній експлуатації і враховані при обробці. Середньо квадратичні відхилення (СКВ) відповідають характеристикам по точності НС СКТРЛ, що очікується [1] і дорівнюють:

$$\sigma_D = 50\text{м}; \quad \sigma_{\dot{D}} = 0,05\text{м/с}. \quad (1)$$

Для реалізації процесу уточнення характеристик руху формувались наближені ПУ шляхом внесення погрішностей у ПУ₀. Для цього ПУ₀ переводились у кеплеровські елементи орбіти, до яких добавлялись значення, наведені в табл. 1. Отримані ПУ₁ використовувалися для одержання розрахункових значень вимірюваних параметрів.

Такі погрішності в значній мірі перевершують вимоги по точності прогнозування руху на тижневому інтервалі і спеціально обрані, щоб перевірити область і стійкість зближення задач при різних параметрах планів вимірів. Крім того, досвід керування КА „Січ-1” показав, що в періоди різких змін сонячної активності, помилки прогнозування на тижневому інтервалі можуть наближатися до приведених значень. Досить повною характеристикою точності уточнення параметрів руху КА, отриманих за результа-

тами вимірів, є ковариаційна матриця, складена з других центральних моментів випадкових у серії досвідів оцінок вектора стану [4].

Таблиця 1

Погрішності елементів орбіти

Елементи орбіти	Погрішності
Нахилення	0,05 град.
Пряме сходження висхідного вузла	-0,04 град.
Фокальний параметр	0,052 км.
Ексцентриситет	0,0005
Аргумент широти перигею	-0,6 град.
Похибка часу виходу на екватор	10 сек.

Діагональні елементи ковариаційної матриці мають різні фізичні розмірності. Тому введемо поняття приведенного повного сліду ковариаційної матриці:

$$\text{Sp}B_q(u_{\text{опт}}) = \sqrt{B_q[1,1] + B_q[2,2] + B_q[3,3] + (B_q[4,4] + B_q[5,5] + B_q[6,6])} \cdot 1e10^6. \quad (2)$$

Фізично це означає, що СКВ оцінок координат враховується в км, а швидкостей у м/с, а розмірність загального сліду буде надалі розглядатися в приведених одиницях.

З аналізу даних протоколів рішення задачі уточнення ПУ КА "Січ-1" по вимірах радіальної швидкості КВС "Калина" і РТЗ "Краб" у період з 1995 по 2001 рік видно, що корінь квадратний повного сліду ковариаційної матриці (СКВ оцінки) складав від 0.015-0.05 приведених одиниць. ПУ, уточнені з такою точністю, у період стабільної сонячної активності дозволяли прогнозувати рух КА на тижневому інтервалі з погрішностями не більш ± 20 км уздовж орбіти, а також дозволили певний час проводити двотижневий цикл БНЗ. Отже, виходячи з вимог до БНЗ КА КС5МФ2, у якості критерію точності уточнення ПУ, достатньої для надійного управління КА, можна прийняти значення кореня квадратного з повного сліду ковариаційної матриці (2) на рівні 0,020 приведених одиниць.

У багатьох випадках оптимальне планування експерименту по критерію *min* детермінанта ковариаційної матриці (D-оптимальний план) збігається з планами, отриманими при використанні інших критеріїв.

Тому показниками якості рішення задачі визначення параметрів руху КА по різним вимірювальним даним (планам експерименту) були обрані: корінь квадратний з повного сліду ковариаційної матриці ($\text{Sp}(B_q)$) і детермінант ковариаційної матриці ($\det B_q$).

У зв'язку з тим, що параметри оптимального плану: кількість сеансів в обробці, крок вимірів, склад вимірюваних параметрів – цілочисленні величини, то як метод пошуку мінімуму $\det B_q(u_{\text{опт}})$ і $\text{Sp}B_q(u_{\text{опт}})$ був застосований метод простого перебору цих параметрів.

Для одержання результатів, що відповідають вимогам статистичної стійкості, вибірка випадкових вимірів моделювалася 1000 разів (отримано 1000 реалізацій) і для кожної з них проводилося уточнення ПУ.

Результати обраних критеріїв визначались як середнє арифметичне даних, одержаних для кожної реалізації.

По приведеному алгоритму задача вирішувалася для різних параметрів плану вимірів: для похилої дальності, радіальної швидкості і спільних вимірів ПУ уточнювалися на різних кількостях видимих витків (від 2 до 35), для кожного з яких, у свою чергу, варіювався крок вимірів від 1 до 6 секунд. Таким чином, метод перебору параметрів плану здійснювався по циклічному процесу потрійної вкладеності.

З аналізу результатів імітаційного моделювання випливає, що оптимальні плани вимірів, що відповідають обраним критеріям співпадають, що свідчить про стійкість і вірогідність моделювання.

Задача уточнення ПУ по вимірах НС СКТРЛ стійко сходиться при наборі вимірів на 2-х, а для радіальної швидкості на 3-х видимих витках, але з недостатньою точністю для подальшого тривалого прогнозування параметрів руху.

Для всіх комбінацій вимірюваних параметрів з характеру графічних залежностей (рис. 1) видно, що:

- збільшення кількості сеансів більш ніж на 7 видимих витках, не дає істотного підвищення точності, що відповідає практично лінійній ділянці графіків (рис. 1); крім того, набір вимірів більш ніж на 8 видимих витках приводить до значного зниження оперативності БНЗ;

- найкраща точність рішення досягається при кроці вимірів – 1 секунда; разом з тим, при наборі сеансів на 5-ти і більш витках проріджування вимірів аж до інтервалу в 6 секунд не приводить до значного погіршення точності.

По вимірах радіальної швидкості необхідна точність досягається вже на 4 видимих витках із кроком 1 секунда і на 5-ти і більш витках із кроком вимірів до 6 секунд.

По вимірах дальності необхідна точність уточнення ПУ досягається на 5 – 6 видимих витках із кроком 1 секунда і на 7 – 8 витках із кроком вимірювання аж до 6 секунд.

По спільних вимірах дальності і радіальної швидкості достатня точність уточнення параметрів руху досягається на 5-ти видимих витках із кроком 1 – 2 секунди і на 6-ти і більш видимих витках із кроком вимірів аж до 6 секунд.

При прийнятих значеннях СКВ (1), згідно імітаційного моделювання, найкраща точність рішення задачі досягається по вимірюваннях радіальної швидкості НС СКТРЛ. Точність рішення по спільних вимірах дальності і радіальної швидкості трохи гірша, але область зближення задачі значно ширша й ітераційний процес має кращу стійкість.

Висновки. Отримані в даній роботі результати можуть бути використані в Національному центрі управління та випробувань космічних засобів

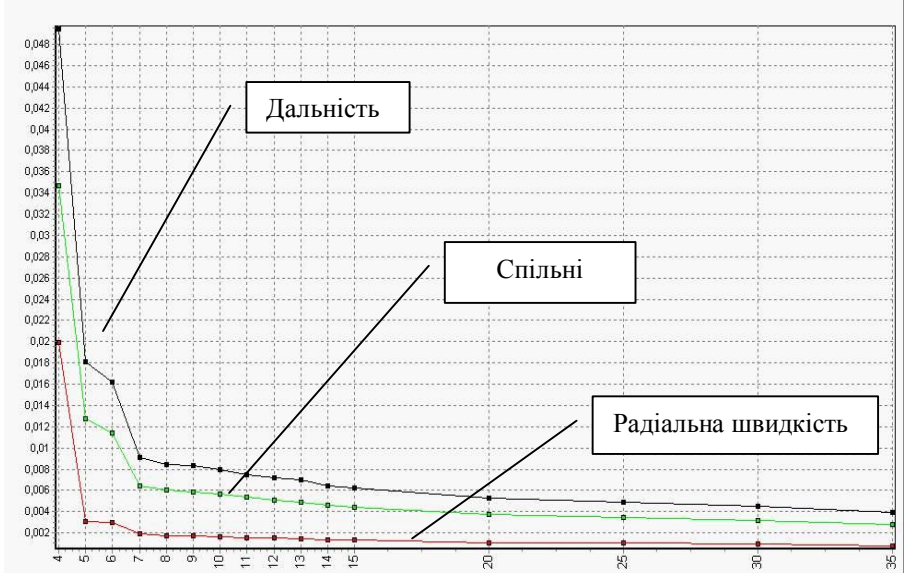


Рис. 1. Корінь квадратний сліду ковариаційної матриці по вимірах дальності, радіальної швидкості і спільним вимірам із кроком 1 секунда

при розробці й експлуатації спеціального програмного забезпечення, при визначенні технологічного циклу управління і розробці Положення по БНЗ перспективних КА.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Техническое задание. Разработка наземной станции совмещенной командно-телеметрической радиолинии ("Січ-2".12.7344.312 ТЗ)*
2. Ставицький С.Д., Кошовий О.В. *Методика прогнозування похибки часу виходу КА на екватор // Труды академії. – К.: НАОУ. – 2004. – № 50. – С. 353 – 360.* Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т. *Основы экспериментальной космической баллистики. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.*
3. *Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах / М.Ф. Решетнев, А.А. Лебедев, В.А. Бартнев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 336 с.*

Надійшла 17.02.2005

Рецензент: доктор технічних наук професор С.В. Козелков,
Національна академія оборони України, Київ.