

УДК 629.78

А.А. Ткаченко, В.Ф. Шевчук

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

## ПРИМЕНЕНИЕ МНОГОЭТАПНОГО МЕТОДА ПЕРВОНАЧАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В СИСТЕМЕ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

*Предложено правило, обеспечивающее корректное использование многоэтапного метода первоначального определения параметров орбиты космического объекта по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости в условиях, когда на каждом сеансе избыточная выборка результатов измерений редуцируется до оценки параметров движения космического объекта. Показано, что погрешности метода, вносимые при принятых упрощениях, не превышают величину периодических возмущений параметров, обусловленных влиянием нецентральнойности поля тяготения Земли, что вполне допустимо при определении орбиты КО на начальном этапе сопровождения.*

**Ключевые слова:** космический объект, плоскость орбиты, первоначальное определение параметров орбиты

### Введение

**Постановка проблемы.** При построении систем траекторных измерений [1], которые осуществляют сопровождение космических объектов (КО), вторичная и третичная обработка результатов измерений, как правило, разделены: первая осуществляется на измерительных станциях, а вторая – в центре обработки данных, поступающих от различных средств измерений. Так, в Системе контроля и анализа космической обстановки (СКАКО) задача определения траекторий КО, проходящих через зону действия радиолокационной станции (РЛС), решается в процессе функционирования РЛС, а полученные оценки поступают в Центр контроля космического пространства, где на основании совместной обработки посеансных оценок производится уточнение орбит КО и осуществляется ведение каталога КО.

При такой организации процесса обработки измерительной информации использование рассмотренного в [2 – 4] многоэтапного метода первоначального определения параметров орбиты космического объекта по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости не обеспечивает во всех случаях корректное решение. Это связано с тем, что метод разработан для условий, когда на каждом сеансе получена избыточная выборка результатов измерений, а результирующая оценка параметров орбиты находится путем совместной обработки всей измерительной информации, полученной на нескольких сеансах. В условиях, когда на каждом сеансе получен лишь один вектор параметров движения КО, возникает неоднозначность при выборе направления оценки орта нормали плоскости орбиты, что связано с невозможностью проверки условия возрастания аргумента широты с течением времени.

**Цель работы** – разработка правил, которые обеспечат корректное использование многоэтапного метода первоначального определения параметров траекторий КО по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости в условиях, когда на каждом сеансе избыточная выборка результатов измерений редуцирована до некоторой оценки параметров движения КО.

**Результаты исследований.** В общем виде алгоритм многоэтапного метода включает следующие этапы: оценка времени прохождения некоторого аргумента широты на заданном витке в пределах интервала измерений; последовательная оценка плоскостных и внутривитковых параметров орбиты для заданного фокального параметра  $P$ ; поиск такого  $P$  и соответствующей ему оценки параметров орбиты, которые бы минимизировали некоторую целевую функцию.

Оценка параметров плоскости определяется из оценки орта нормали к плоскости орбиты  $\hat{n}$ , который совпадает с собственным вектором  $\eta_{\min}(J)$  матрицы

$$J = \sum_{i=1}^S \sum_{j=1}^{N_i} (A_{ij}^T R_{ij} R_{ij}^T A_{ij}), \quad (1)$$

где  $R_{ij}$  – координаты КО в инерциальной системе координат (ИСК), рассчитанные из результатов измерений;  $A_{ij}$  – матрица, учитывающая прецессию линии узлов;  $S$  – число сеансов;  $N_i$  – число измерений на  $i$ -м сеансе.

Направление  $\hat{n}$  выбирается из условия возрастания аргумента широты на одном (произвольно выбранном) сеансе

$$\hat{n} = \begin{cases} \eta_{\min}(J), & \text{при } U_{i1} < U_{iN_i}; \\ -\eta_{\min}(J), & \text{при } U_{i1} > U_{iN_i}, \end{cases} \quad (2)$$

где  $U_{i1}, U_{iN_i}$  – аргумент широты, соответственно, первого и последнего измерения на  $i$ -м сеансе.

В случае, когда  $N_i = 1$  ( $i = 1 \dots S$ ), правило (2) дает корректное решение при выполнении условия

$$U_i < U_{i+1}, \quad (3)$$

т.е. при возрастании значений аргумента широты с течением времени. Однако выполнение этого условия в процессе обработки результатов измерений, в общем случае, не гарантируется. На рис. 1 показан пример такого случая (здесь  $U_2 < U_1$ ).

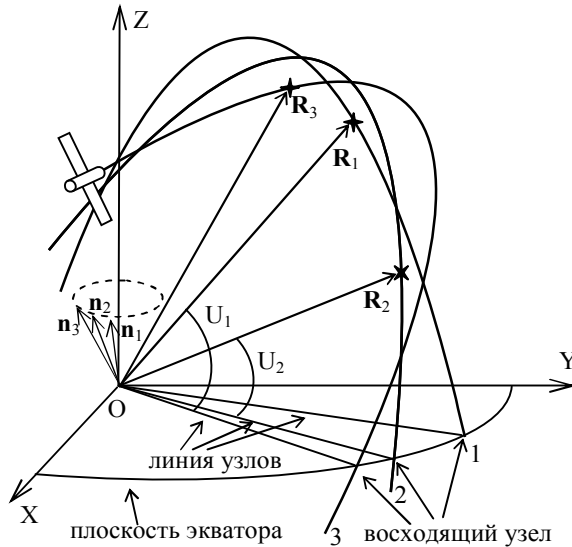


Рис. 1. Пример невыполнения условия (3) ( $R_i$  – оценка радиус-вектора КО на  $i$ -м сеансе; 1, 2, 3 – порядковые номера мерных витков)

В таком случае необходима дополнительная информация о направлении  $\hat{n}$ . В качестве такой информации может выступать некоторый орт  $\tilde{n}$ , близкий по направлению к  $\hat{n}$ . Условием того, что орты  $\hat{n}$  и  $\tilde{n}$  сонаправлены, может служить совпадение знаков проекций  $\hat{n}$  и  $\tilde{n}$  на ту ось, по которой абсолютное значение координаты наибольшее

$$\text{sign } \hat{n}_j = \text{sign } \tilde{n}_j, \quad j = \arg \max_i |\tilde{n}_i|, \quad i = x, y, z.$$

Это условие применимо в случае, когда расхождение по каждой координате  $\tilde{n}$  и  $\hat{n}$  не превышает  $1/\sqrt{3}$ , поскольку, с учетом единичной длины орта, величина, по меньшей мере, одной из его координат всегда не меньше  $1/\sqrt{3}$ . Это означает, что в пересчете на градусы угол между  $\tilde{n}$  и  $\hat{n}$  не должен превышать  $\approx 35^\circ$ . Учитывая, что средние квадратические отклонения оценок плоскостных параметров, полученных на каждом сеансе не превышают  $\approx 1^\circ$  [5], в качестве  $\tilde{n}$  может быть использована оценка  $\hat{n}_i$ , рассчитанная на одном из сеансов.

Обозначив  $\eta = \eta_{\min}(J)$  правило выбора направления для  $\hat{n}$  запишем в виде

$$\hat{n} = \begin{cases} \eta, & \text{если } \text{sign } \eta_j = \text{sign } \tilde{n}_j; \\ -\eta, & \text{если } \text{sign } \eta_j \neq \text{sign } \tilde{n}_j, \end{cases} \quad (4)$$

где  $j = \arg \max_i |\eta_i|$ ,  $\eta_i$  – проекции орта  $\eta$  на оси ИСК,  $i = x, y, z$ .

Рассматривая вопрос определения плоскостных параметров необходимо отметить, что элементы матрицы  $A_{ij}$  есть функции векового возмущения долготы восходящего узла

$$\dot{\Omega} = \frac{2\pi\delta}{p^2} \cos I, \quad (5)$$

где  $I$  – наклонение плоскости орбиты;  $\delta$  – гравитационный параметр [1], т.е. зависят от значения наклонения, которое само по себе является оцениваемым параметром. Для упрощения вычислительной процедуры алгоритма метода в [2] предложено заменить  $I$  в (5) на усредненное значение наклонения  $\bar{I}$ , рассчитанном на основании посеансных оценок  $\hat{I}_i$ . С учетом постоянства  $I$  во времени, величина  $\bar{I}$  может быть найдена как

$$\bar{I} = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^S \hat{I}_i. \quad (6)$$

Оценим величину погрешности, связанной с заменой в (5)  $I$  на  $\bar{I}$ , рассчитанного по (6). Предположив, что в малой окрестности истинного значения  $\dot{\Omega}$  его погрешность  $\Delta\dot{\Omega}$  линейно зависит от погрешности  $\Delta\bar{I} = |I - \bar{I}|$ , можно записать

$$\Delta\dot{\Omega} = \left( \frac{2\pi\delta}{p^2} \sin I \right) \Delta\bar{I}.$$

Очевидно, что эта погрешность максимальна по модулю при  $\sin I = \pm 1$ , или  $I = \pm \frac{\pi}{2}$ , т.е. для полярных орбит, и ее максимальное значение

$$\Delta\dot{\Omega}_{\max} = \frac{2\pi\delta}{p^2} \Delta\bar{I}.$$

Учитывая, что погрешность  $\hat{I}_i$  составляет  $\approx 1^\circ$  [5], значение погрешности  $\Delta\bar{I}$  можно оценить как  $\Delta\bar{I} \approx 1^\circ/\sqrt{S}$ . При  $S = 2, 3, 4$ , соответственно,  $\Delta\bar{I} \approx 0,7^\circ, 0,57^\circ, 0,5^\circ$ . При этом погрешность  $\Delta\dot{\Omega}_{\max}$  соответствует погрешности определения точки восходящего узла (ВУ)  $\Delta R_{\text{ВУ}}$  через виток орбиты на величину

$$\Delta R = R_{\text{ВУ}} \sin \left( \frac{2\pi\delta}{p^2} \Delta\bar{I} \right),$$

где  $R_{\text{вУ}}$  – модуль радиус-вектора КО в ВУ.

Для низкоорбитальных КО эта величина имеет порядок сотен метров. Например, при  $\Delta \bar{I} = 0,6^\circ$  для национального КА «Сич-1»  $\Delta R \approx 0,61$  км. Это означает, что при решении задачи первоначального определения орбиты КО на интервалах, близких к десяти виткам полета КО, максимальная погрешность, вносимая при замене в (5)  $I$  на  $\bar{I}$ , не превышает величины периодических возмущений орбитальных параметров от влияния второй зональной гармоники разложения потенциала тяготения Земли, поэтому такая замена является допустимой.

### Выводы

Таким образом, предложено правило, обеспечивающее корректное использование многоэтапного метода первоначального определения параметров орбиты КО по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости в условиях, когда на каждом сеансе избыточная выборка результатов измерений редуцирована до некоторой оценки параметров движения КО. Также показано, что погрешности метода, вносимые при принятых упрощениях, не превышают величину периодических возмущений параметров, обусловленных влиянием нецентральной поля тяготения Земли, что вполне допустимо при определении орбиты КО на начальном этапе сопровождения.

### Список литературы

1. *Космические траекторные измерения. Радиотехнические методы измерений и математическая обработка данных / Под ред. П.А. Агаджанова, В.Е. Дулевича, А.А. Коростелева. – М.: Сов. радио, 1969. – 504 с.*
2. Деденок В.П., Ткаченко А.А. Первоначальное определение орбит космических объектов по данным нескольких сеансов радиолокационных наблюдений // Системы обработки информации. – Х.: ХВУ, 2004. – Вып. 3. – С. 36–45.
3. Ткаченко А.А. Особенности использования многоэтапного метода первоначального определения параметров орбиты космического объекта по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости // Системы навигации, управления и связи. – Х.: ЦНИИ НИС, 2007. – Вып. 4. – С. 40–42.
4. Ткаченко А.А., Карлов Д.В. К выбору целевой функции при первоначальном определении орбиты космического объекта по данным нескольких сеансов измерений радиолокационных средств контроля космического пространства // Системы обработки информации. – Х.: ХУПС, 2008. – Вып. 1 (68) – С. 116–118.
5. Хуторовский З.Н., Бойков В.Ф., Пылаев Л.Н. Контроль космических объектов на низких орбитах // Околоземная астрономия: Сборник научных трудов. – М.: ИА РАН, 1998. – С. 34–101.

Поступила в редколлегию 5.03.2008

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр. Г.В. Худов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

### APPLICATION OF MULTISTAGE METHOD OF A SPACE OBJECT INITIAL ORBIT DETERMINATION IN THE TRAJECTORY MEASURING SYSTEM

A.A. Tkachenko, V.F. Shevchuk

*A rule, providing the correct use of a multistage method of primary determination of parameters of orbit of space object from data of a few sessions of measuring of co-ordinates of position and radial speed in the conditions when on every session the surplus selection of results of measuring reduce to the estimation of parameters of motion of space object, is offered. It is shown that the errors of method, brought in at the accepted simplifications, do not exceed the size of periodic indignations of parameters, conditioned influencing of eccentric the field of gravitation Earth, that fully possibly at determination of orbit to space object on the initial stage of accompaniment.*

**Keywords:** space object, plane of orbit, primary determination of parameters of orbit.

### ЗАСТОСУВАННЯ БАГАТОЕТАПНОГО МЕТОДУ ПЕРВИННОГО ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ОРБИТИ КОСМІЧНОГО ОБ'ЄКТУ В СИСТЕМІ ТРАЄКТОРНИХ ВИМІРЮВАНЬ

А.О. Ткаченко, В.Ф. Шевчук

*Запропоновано правило, що забезпечує коректне використання багатоетапного методу первинного визначення параметрів орбіти космічного об'єкту за даними декількох сеансів вимірювань координат положення і радіальної швидкості в умовах, коли на кожному сеансі надмірна вибірка результатів вимірювань редукується до оцінки параметрів руху космічного об'єкту. Показано, що погрешності методу, що вносяться при прийнятих спрощеннях, не перевищують величину періодичних обурень параметрів, обумовлених впливом нецентральної поля тяжіння Землі, що цілком допустимо при визначенні орбіти космічного об'єкту на початковому етапі супроводу.*

**Ключові слова:** космічний об'єкт, площина орбіти, первинне визначення параметрів орбіти.