

УДК 629.78

Д.В. Карлов, А.А.Ткаченко

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба

**К ВЫБОРУ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ
ПРИ ПЕРВОНАЧАЛЬНОМ ОПРЕДЕЛЕНИИ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА
ПО ДАННЫМ НЕСКОЛЬКИХ СЕАНСОВ ИЗМЕРЕНИЙ
РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**

Предложена целевая функция многоэтапного метода первоначального определения орбиты космического объекта по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости, которая характеризует временное рассогласование реального и расчетного движения объекта и является унимодальной на интервале возможных значений фокального параметра.

космический объект, первоначальное определение параметров орбиты, целевая функция

Введение

Постановка проблемы. Процесс сопровождения низкоорбитальных космических объектов (КО) в Национальной системе контроля и анализа космической обстановки (СКАКО) характеризуется длительными интервалами (6 – 10 витков) неконтролируемого движения КО, поэтому при решении задачи первоначального определения орбиты некаталогизированного КО необходимо рассматривать интервал времени до 15 – 20 витков полета. Это создает дополнительные трудности при определении орбиты в отсутствии априорных данных, поскольку на таких интервалах в модели движения необходимо учитывать влияние возмущающих факторов [1].

Для случая измерения координат положения и радиальной скорости КО (измерение именно таких параметров производится радиолокационными станциями (РЛС) надгоризонтного обнаружения) в работе [2] был предложен многоэтапный метод первоначального определения орбиты КО по данным нескольких сеансов измерений, основанный на декомпозиции задачи с учетом свойств кеплерова движения и возмущений от влияния второй зональной гармоники геопотенциала и последовательной оценке плоскостных и внутривоскостных параметров орбиты.

Суть данного метода состоит в том, что при фиксированном фокальном параметре P аналитически рассчитываются оценки параметров орбиты КО

$\hat{X}(P)$ и задача определения параметров орбиты сводится к поиску оценки \hat{P} (и соответствующей оценки $\hat{X}(\hat{P})$), которая бы минимизировала целевую функцию (ЦФ), характеризующую сумму квадратов линейных расстояний между измеренными и расчетными положениями КО.

Такая ЦФ, в общем случае, является многоэкстремальной с глобальным минимумом в точке истинного значения \tilde{P} .

В работе [3] проведен анализ условий, при которых обеспечивается сходимость алгоритма метода в точку глобального минимума ЦФ. Показано, что в ряде случаев на интервалах до 20 витков сходимости не может быть обеспечена.

Поэтому **актуальным** является выбор такой ЦФ, при которой будет обеспечена сходимость в точку абсолютного минимума в любых условиях.

Цель работы – выбор целевой функции многоэтапного метода первоначального определения параметров орбиты КО по данным нескольких сеансов измерений координат положения и радиальной скорости.

Результаты исследований

Известно [4, 5], что наибольшую неопределенность при прогнозе местоположения космического объекта вносит погрешность по периоду, которая приводит к временному рассогласованию реального и расчетного прохождения КО определенных точек орбиты (например, восходящего узла) и это рассогласование тем больше, чем больше продолжительность прогноза. Поэтому наилучшей орбитой можно считать ту, для которой временные расхождения $\delta_{t_{ij}}$ результатов измерений и расчетного движения по орбите с параметрами $\hat{X}(P)$ минимальны в совокупности.

Обозначив через $T^{дп}(P)$ расчетное значение драконического периода орбиты $\hat{X}(P)$ можно записать

$$\delta_{t_{ij}}(P) = t_{ij} - \left(\hat{t}_u + \frac{t_{ij} - \hat{t}_u}{\hat{T}^{дп}} T^{дп}(P) \right), \quad (1)$$

где t_{ij} – момент j -го измерения в i -ом сеансе; \hat{t}_u – оценка времени прохождения заданного аргумента широты на заданном витке; $\hat{T}^{дп}$ – оценка драконического периода. Оценки $\hat{T}^{дп}$ и \hat{t}_u определяются исходя из числа витков между сеансами измерений (полагается, что выполняется свойство однозначности определения числа витков [4]), эти оценки не зависят от P , а их нахождение предусмотрено алгоритмом многоэтапного метода.

При этом оценка \hat{P} может быть найдена как

$$\hat{P} = \arg \min_{(P)} \left(\sum_{i=1}^S \sum_{j=1}^{N_i} p_{ij} \delta_{t_{ij}}^2(P) \right), \quad (2)$$

где p_{ij} – «вес» измерения, S – число сеансов измерений; N_i – число измерений в i -м сеансе.

Преобразуя выражение (1) к виду

$$\delta_{t_{ij}} = \frac{t_{ij} - \hat{t}_u}{\hat{T}^{дп}} \left(\hat{T}^{дп} - T^{дп}(P) \right) \quad (3)$$

и учитывая, что дробь в (3) не зависит от P , можно утверждать, что

$$\min_{(P)} \left(\sum_{i=1}^S \sum_{j=1}^{N_i} p_{ij} \delta_{t_{ij}}^2(P) \right) = \min_{(P)} \left[\left(\hat{T}^{дп} - T^{дп}(P) \right)^2 \right], \quad (4)$$

а оценка \hat{P} из (2) одновременно обеспечивает минимум функции

$$\Phi(P) = \left(\hat{T}^{дп} - T^{дп}(P) \right)^2. \quad (5)$$

Проведем сравнительный анализ $\Phi(P)$ с другими возможными вариантами задания ЦФ, рассмотренными в [3]: $\Phi_Y(P)$ – весовой суммой квадратов невязок результатов измерений и $\Phi_R(P)$ – суммой квадратов линейных расстояний между рассчитанными по результатам измерений положениями КО и их модельными значениями.

Анализ функций проводился по данным моделирования процесса обработки измерений на всем интервале Ω_P физически возможных значений фокального параметра орбит КО, контролируемых РЛС. Рассматривались КО-1 (околокруговой с высотой полета 650 км) на интервале $V_H = 13$ витков и КО-2 (эксцентриситет орбиты $e = 0,2$, высота полета – 360...3600 км) на интервале $V_H = 21$ виток.

Для каждого КО моделировались три последовательных сеанса измерений $S = 3$. В диапазоне Ω_P для всех $P \in \Omega_P$ с шагом 1 км производилась оценка $\hat{X}(P)$ и рассчитывались значения исследуемых функций.

Общий вид графиков функций $\Phi(P)$, $\Phi_Y(P)$ и $\Phi_R(P)$ представлен на рис. 1. Обрыв графика функции означает, что оценочная траектория не является орбитой околоземного КО (эксцентриситет больше 1 либо высота перигея меньше радиуса Земли). Графики $\Phi(P)$ показаны жирной линией.

Анализ результатов моделирования показал, что в отличие от $\Phi_Y(P)$ и $\Phi_R(P)$ функция $\Phi(P)$ является унимодальной на всем интервале Ω_P , имеет глобальный минимум в точке \tilde{P} , поэтому оценка

\hat{P} легко может быть найдена одним из известных численных методов (например, «золотого сечения», релаксаций).

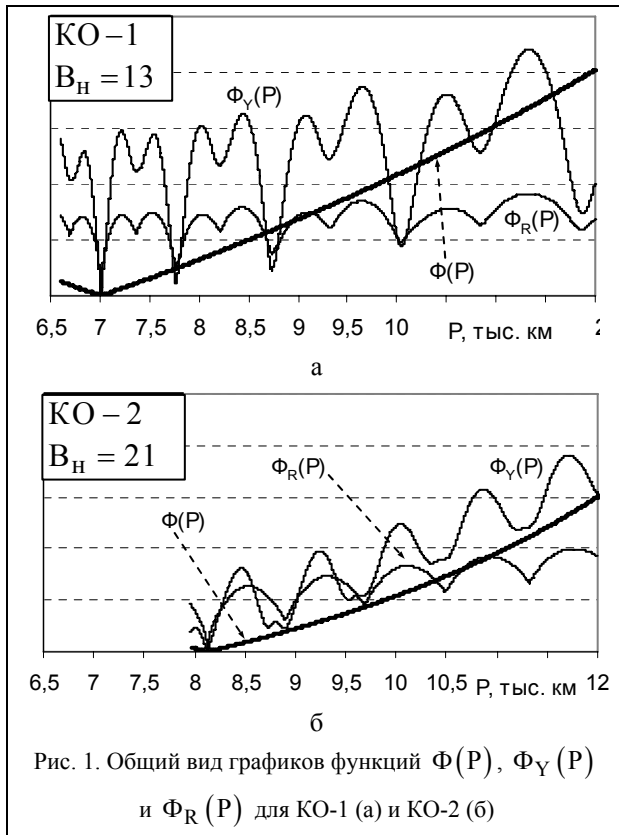


Рис. 1. Общий вид графиков функций $\Phi(P)$, $\Phi_Y(P)$ и $\Phi_R(P)$ для КО-1 (а) и КО-2 (б)

Анализ результатов моделирования показал, что $\Phi(P)$ имеет ряд преимуществ по сравнению с $\Phi_Y(P)$ и $\Phi_R(P)$. Так, функция $\Phi(P)$ унимодальна, поэтому не возникает трудностей обеспечения сходимости к глобальному минимуму. При использовании в качестве ЦФ метода $\Phi(P)$ не требуется многократного осуществления прогноза движения КО на моменты измерений, что значительно снижает вычислительные затраты алгоритма метода.

При использовании $\Phi(P)$ правило нахождения оценки параметров орбиты многоэтапного метода запишется как

$$\begin{cases} \hat{P} = \arg \min_{(P)} \left[\left(\hat{T}^{дп} - T^{дп}(P) \right)^2 \right]; \\ \hat{X} = \hat{X}(\hat{P}). \end{cases} \quad (6)$$

Предложенный подход к формированию целевой функции справедлив при многовитковых перерывах между измерениями, когда наибольшую неопределенность при прогнозе местоположения КО вносит погрешность по периоду.

Поэтому при коротких перерывах в измерениях (не больше витка) в качестве целевой функции целесообразно использовать $\Phi_R(P)$, поскольку на таких интервалах обеспечение сходимости алгоритма в точку глобального минимума не вызывает сомнений [3].

Выводы

Таким образом, показано, что трудности, связанные с обеспечением сходимости алгоритма многоэтапного метода первоначального определения орбиты КО на многовитковых интервалах измерений при использовании многоэкстремальных целевых функций, характеризующих пространственную невязку измерений, могут быть преодолены, если перейти от пространственного описания погрешностей измерений к временному. При этом целевая функция является унимодальной с абсолютным минимумом в точке истинного значения аргумента, кроме того, ее использование позволяет избежать многократного выполнения затратной в вычислительном плане процедуры прогнозирования движения КО.

Список литературы

1. Саврасов Ю.С. Методы определения орбит космических объектов. – М.: Машиностроение, 1981. – 174 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. – К.: Центральный НДІ навігації і управління, 2007. – Вып. 4. – С. 40-42.
4. 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.
5. 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.

Поступила в редколлегию 11.01.2008

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