

времени по сумме измерений в 6-8 сеансах как на недельном, так и на двухнедельном циклах РКО;

3) высокая точность определения местоположения КА на орбите, превышающая точность для многопунктовой технологии;

4) введение 2-недельного цикла БНО позволило упростить технологию планирования применения бортового исследовательского комплекса дистанционного зондирования Земли.

## BALLISTIC-NAVIGATIONAL SUPPORT OF SICH-1 FLIGHT, THE FIRST UKRAINIAN SATELLITE. RESULTS AND ATTAINMENTS

A. M. Ivanov, I. V. Mashtak, V. V. Shkarupin

The basic principles on which ballistic-navigational support of Sich-1 flight, of the first Ukrainian satellite, are adduced. The concrete data of orbit parameters determination are obtained during space vehicle control and so the evolution of satellite rotation period.

УДК 531.55:629.783(477)

# ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ УТОЧНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА МОМЕНТ ОТДЕЛЕНИЯ ПО ОДНОМУ СЕАНСУ ИЗМЕРЕНИЙ

© O. V. Кошевої

Центр керування польотами космічних апаратів, м. Євпаторія

Розглядаються питання балістико-навігаційного забезпечення керування КА у початковий період польоту при однопунктній технології. Пропонується методика наближеного оцінювання параметрів руху за одним сеансом вимірювань.

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) управления полетом космического аппарата непосредственно после отделения при однопунктной технологии сопряжено с рядом трудностей. Во-первых, неточно известно местоположение центра масс КА на расчетной орбите из-за возможных ошибок выведения. Наиболее существенной, с точки зрения БНО, является погрешность по периоду обращения, которая приводит к вековому (пропорционально времени полета) уходу вдоль орбиты. Во-вторых, существуют значительные ограничения условий видимости объекта радиотехническими средствами.

Так, для перспективных украинских систем дистанционного зондирования Земли с высотой круговой орбиты около 600 км КА попадают в зону радиовидимости наземного пункта 4-5 раз в сутки. Временные интервалы между сеансами связи могут достигать 11 часов. В-третьих, накапливаемая в начальный период полета ошибка вдоль орбиты в ряде случаев не позволяет с требуемой точностью рассчитать целеуказания антенным системам наземного автоматизированного комплекса управления Украины для проведения операций командно-программного обеспечения, приема телеметрической и измерительной информации с борта КА.

В связи с этим особый интерес представляет уточнение элементов орбиты по измерениям текущих навигационных параметров, полученным на

первом видимом витке после отделения КА от ракеты-носителя.

Движение КА может быть представлено детерминированной динамической моделью шестого порядка:

$$\dot{\mathbf{P}}(t) = f(\mathbf{P}(t), \mathbf{q}, t), \quad (1)$$

где  $\mathbf{P}(t)$  — вектор-функция параметров движения в выбранной системе координат,  $\mathbf{q}$  — вектор характеристик движения. В данной постановке задачи под уточняемыми характеристиками в системе уравнений (1) следует понимать вектор  $\mathbf{P}(t_0)$  параметров движения КА на момент отделения, который в дальнейшем будем именовать начальными условиями движения.

Для оценивания элементов вектора  $\mathbf{q}$  по измерениям текущих навигационных параметров в практике БНО обычно [1, 2, 4, 5] используется статистический метод максимального правдоподобия. В случае распределения погрешностей измерений по нормальному закону, что свойственно основной массе радиотехнических средств [1], он сводится к методу наименьших квадратов (МНК). Для получения оценок используется связь измеряемой функции с начальными условиями. Нормальная система уравнений, полученная методом неопределенных множителей Лагранжа, имеет вид [5]

$$\mathbf{C}\delta\mathbf{q} = \mathbf{A}^T \mathbf{K}_h^{-1} \delta\mathbf{h}, \quad (2)$$

где  $C = A^T K_h^{-1} A$ ;  $A$  — матрица частных производных от измеряемых функций по оцениваемым параметрам, рассчитанных на моменты измерений  $t_i$ ;  $\delta q$  — вектор поправок к уточняемому вектору  $q$ ;  $\delta h$  — вектор разностей рассчитанных и измеренных значений;  $K_h$  — корреляционная матрица измерений. Получаемые при решении системы (2) оценки являются несмещеными и обеспечивают минимум дисперсии [2, 4]. Кроме того, МНК имеет довольно широкую область сходимости.

Однако, как показывают численные эксперименты, при решении задачи по измерениям радиальной скорости радиотехническими станциями на одном интервале наблюдения, матрица  $C$  шестого порядка в системе (2) является плохо обусловленной. Получение оценок  $\delta q$ , таким образом, становится практически невозможным.

В связи с этим для получения предварительных оценок элементов орбиты предлагается использование методов минимизации функции многих переменных  $F(P(t), q)$ . Проведенный анализ показал, что наиболее приемлемым для решения поставленной задачи является обычный метод Ньютона, который выражается следующим итерационным процессом:

$$q^{k+1} = q^k - [(Dq^k)]^{-1} \nabla F(q^k), \quad k = 0, 1, \quad (3)$$

где  $\nabla F(q^k)$  — градиент целевой функции в точке  $q^k$ ,

$$D(q^k) = \left| \frac{\partial^2 F(q^k)}{\partial q_i \partial q_j} \right|$$

— матрица вторых частных производных.

В качестве целевой (минимизируемой) функции используется сумма квадратов разностей опытных и расчетных значений измеряемой функции:

$$F = \sum_{i=1}^n [h_u(t_i) - h_p(t_i)]^2, \quad (4)$$

где  $n$  — количество измерений на сеансе, включенных в обработку. Функция (4) является неявной по отношению к аргументам  $q$ . Поэтому градиент и вторые производные определяются численными методами.

Для решения задачи по методу Ньютона предлагается следующий алгоритм.

1. Из выборки исключаются аномальные значения по методике, изложенной в [2] или [4]. Эта операция имеет очень большое значение, так как даже незначительное число аномалий может привести к искажению результатов.

2. При использовании измерений радиальной скорости определяется систематическая составляю-

щая погрешности, возникающая из-за рассогласования частот опорных генераторов на борту КА и наземного измерителя.

3. Вычисляются градиенты целевой функции и вторые частные производные в точке  $q^k$  по формулам численного дифференцирования [5] с погрешностью аппроксимации не хуже  $O(h^6)$  и  $O(h_1^2 + h_2^2)$  соответственно.

4. По решению системы (3) определяется уточненный вектор начальных условий  $q^{k+1}$ .

5. Организуется итерационный процесс по пунктам 1—4 до выполнения выбранного критерия сходимости.

Численная реализация предлагаемого алгоритма и последующий анализ полученных результатов показали, что при решении задачи уточнения начальных условий по измерениям радиальной скорости на одном сеансе штатными радиотехническими средствами матрица  $D(q)$  в (3) является обратимой. Это позволяет получить предварительное (грубое) уточнение элементов орбиты на момент отделения.

Точность получаемых результатов в значительной степени зависит от качества измерений и возможных ошибок выведения. В частности, период обращения КА уточняется с погрешностью не хуже 0.1 от абсолютного значения моделируемой начальной ошибки. Такая точность является достаточной для проведения операций управления перспективных национальных КА в начальный период полета при реализации однопунктной технологии.

1. Бажинов И. К., Гаврилов В. П., Ястребов В. Д. и др. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс». — М.: Наука, 1985.—376 с.
2. Жданюк Б. Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. — М.: Сов. радио, 1978.—387 с.
3. Иванов В. В. Методы вычислений на ЭВМ: Справочное пособие. — Киев: Наук. думка, 1986.—586 с.
4. Ломако Г. И. Определение и анализ движения по экспериментальным данным. — МО, 1983.—263 с.
5. Ломако Г. И. Экспериментальная баллистика космических аппаратов. — С.-Пб., 1997.—454 с.

#### PRELIMINARY SPECIFICATION OF SPACECRAFT ORBITAL ELEMENTS BY MOMENT OF SEPARATION BASED ON ONE MEASUREMENT SESSION

O. V. Koshovyi

Problems of the ballistic-navigational support of spacecraft operating in the primary flight stage within the one-point technology are considered. The method of approximate estimation of the motion parameters based on one measurement session is proposed.