

## МЕТОДИКА ОТБРАКОВКИ ДАННЫХ, ПОСТУПАЮЩИХ С НАВИГАЦИОННОГО ПРИЕМНИКА, УСТАНОВЛЕННОГО НА БОРТУ НИЗКОВЫСОТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Практика статистической обработки радиотехнических траекторных измерений показывает, что среди множества результатов измерений имеются отдельные значения, которые резко отличаются от всех остальных. Природа возникновения таких измерений может быть обусловлена множеством факторов, например внешними помехами на приемо-передающую аппаратуру, переходными процессами при переключении питания и т.п. Такие измерения называют аномальными. Аномальные измерения нарушают статистический характер информации об изучаемом по экспериментальным данным процессе и их необходимо исключить из последующей обработки [1].

В данной работе предлагается методика отбраковки аномальных результатов траекторных измерений приемником сигналов от спутниковых радионавигационных систем (СРНС) ГЛОНАСС/GPS, установленном на низковысотном космическом аппарате (КА) типа «Фотон-М».

КА «Фотон-М» №2 совершил полет с 31 мая по 16 июня 2005 года. В составе научной аппаратуры «Мираж-М» был установлен и функционировал на этапе орбитального полета навигационный приемник (НП) «МНП» и антенно-усилительное устройство АУУ-1Н производства Ижевского радиозавода. Результаты навигационных решений записывались в пределах шестичасовых сеансов непрерывной работы НП с частотой в 1 Гц. Интервал времени между сеансами работы НП составлял шесть часов. Таким образом, с учетом работы НП в течение пяти дней, суммарное время непрерывной работы НП составило 60 часов (10 сеансов), на протяжении которых было получено более 210000 навигационных решений (НР). Перед построением эталонной орбиты и оценкой микроускорений, которые наблюдались на борту в процессе полета, требуется выделить и отбраковать аномальные навигационные решения (АНР).

Предлагаемый алгоритм отбраковки содержит следующие этапы.

1. Разбиение всего массива НР на отдельные интервалы, в пределах которых последовательно будет производиться отбраковка АНР.

2. Предварительная отбраковка АИР на выделенных интервалах с использованием данных об орбите полета, формирующихся ежесуточно наземным комплексом управления (НКУ).
3. Решение задачи сглаживания траектории движения КА с использованием модели движения, учитывающей четыре гармоники и влияние плотности верхней атмосферы Земли (аналогичной используемой в НКУ) – определение вектора начальных условий и баллистического коэффициента.
4. Расчет сглаженной орбиты и вычисление невязок по всем измерениям (отклонений рассчитанных параметров движения от значений, определенных ИП) на рассматриваемом временном интервале.
5. Статистическая обработка полученных невязок по величинам радиуса-вектора и скорости полета, и определение их главных вероятностных характеристик (средних значений и среднеквадратического отклонения – СКО).
6. Выделение и отбраковка измерений с учетом погрешностей навигации, гарантированных производителем навигационной аппаратуры, и данными, поступающими от НКУ.

Выбор интервала времени, на котором целесообразно проводить отбраковку. Для выбора интервала времени (число витков), на котором будет проводиться отбраковка АИР, целесообразно связать точность навигационного приемника и суммарное возмущение вдоль орбиты, обусловленное вставкой составляющей воздействия атмосферы на движение КА, с целью повышения обоснованности выбора баллистического коэффициента. Примем, что точность местоопределения навигационного приемника должна составлять не более 3 % от суммарного возмущения, обусловленного воздействием атмосферы. Из практики известно, что точность неспециализированного одностороннего навигационного приемника, не использующего дифференциальные поправки, при применении на космическом потребителе составляет ~ 100 м. Для околокруговой орбиты высотой порядка 300 км смещение вдоль орбиты за один виток, обусловленное воздействием атмосферы на КА типа «Фотон-М» (баллистический коэффициент  $0,018 \frac{м^3}{кг \cdot c^2}$ ) при среднем уровне солнечной активности, составит около 400 м. Тогда, воспользовавшись известными соотношениями [2], можно получить длительность единичного интервала времени для проведения отбраковки АИР – четыре витка полета, что и соответствует сеансам непрерывной работы ИП. При этом в обработку вовлекались более 21000 навигационных решений.

Предварительная отбраковка аномальных навигационных решений. Осуществляется по анализу отклонений НР от результатов прогнозирования данных от НКУ на интервале четырех витков. В качестве контролирующего параметра использовалась «измеренная» полная энергия КА  $E_{НР}$ , которая рассчитывалась для имеющихся НР. Эти решения сравнивались с полной энергией  $E_{НКУ}$ , рассчитанной для орбитальных данных, полученных от НКУ:

$$|E_{НР} - E_{НКУ}| \geq \Delta E.$$

При этом в качестве пороговых значений  $\Delta E$  при отбраковке используются значения погрешности полной энергии, вычисляемые по соотношению

$$\Delta E \approx 2V_{НКУ} \delta V + \frac{\mu}{r_{НКУ}^2} \delta r,$$

где  $\delta r$  и  $\delta V$  – соответственно погрешности по радиусу-вектору и скорости, которые получаются суммированием номинальной погрешности ИП, погрешности определения НКУ начального вектора движения, методических погрешностей модели прогнозирования;  $r_{НКУ}$  и  $V_{НКУ}$  – соответственно радиус-вектор и скорость движения, подсчитанные по данным НКУ для момента времени получения НР.

Решение задачи сглаживания траектории движения КА и расчет невязок по измерениям. Задача уточнения начальных параметров движения и баллистического коэффициента относится к задаче сглаживания измерений. Для решения задачи сглаживания, как правило, используются алгоритмы, в основе которых лежит метод наименьших квадратов (МНК). Областью применения МНК являются задачи статистической обработки случайных величин с ошибками измерений, распределенными по нормальному закону.

Отыскивались оценки вектора параметров движения КА  $\hat{q}$  на выбранный момент времени  $\hat{t}$ , из условия сглаживания навигационных векторов  $q^{(1)}, q^{(2)}, \dots, q^{(N)}$ , полученных ИП на моменты времени  $t_1, t_2, \dots, t_N$ , траекторией, соответствующей оценке  $\hat{q}(\hat{t})$ . При этом в качестве критерия оптимальности оценки, подлежащей минимизации, используется сумма квадратов отклонений невязки:

$$I = \sum_{j=1}^N \left\{ \left[ L_p(t_j, \hat{q}(\hat{t}), S_0) - q^{(j)} \right]^T D_j^{-1} \left[ L_p(t_j, \hat{q}(\hat{t}), S_0) - q^{(j)} \right] \right\},$$

где  $L_p(t_j, \hat{q}(t), S_6)$  – вектор спрогнозированной искомой оценки  $\hat{q}(t)$  на момент времени  $t_j$  (оператор прогноза  $L_p(t_j, \hat{q}(t), S_6)$  определяется моделью движения,  $S_6$  – баллистический коэффициент,  $p$  – количество используемых гармоник);  $D_j$  – диагональная матрица (по диагонали размещаются квадраты дисперсий  $\sigma_{\Delta q1}^2, \sigma_{\Delta q2}^2, \sigma_{\Delta q3}^2, \sigma_{\Delta q4}^2, \sigma_{\Delta q5}^2, \sigma_{\Delta q6}^2$  ошибок параметров векторов измерений  $q^{(j)}$ , полученных с помощью ИП в момент времени  $t_j$ ).

Расчет невязок по всем измерениям на рассматриваемом временном интервале. На этом этапе формируется массив разностей между каждым измерением на рассматриваемом единичном интервале и соответствующими этому моменту времени значениями сглаженной орбиты.

Статистическая обработка полученных невязок по величинам радиуса-вектора и скорости полета. Для вычисления среднего значения невязки  $\Delta^*$  и СКО невязки  $\sigma_{\Delta}^*$  воспользуемся формулами математической статистики:

$$\Delta^* = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta_i, \quad \sigma_{\Delta}^* = \left( \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N [\Delta_i - \Delta^*]^2 \right)^{1/2},$$

где  $N$  – число ИП, вовлекаемых в обработку;  $\Delta_i$  – невязка для  $i$ -го ИП.

При проведении отбраковки ИП использовались критерии, описанные в [3]. На первом этапе использовалось неравенство Чебышева, так как не принималось допущение о виде закона распределения. В этом случае отбрасываются ИП, удовлетворяющие условию

$$|\Delta_i - \Delta^*| \geq 4,24\sigma_{\Delta}^*.$$

Далее решение задачи сглаживания повторялось (пункты 3-5) для уже уменьшенного набора ИП. Полученные невязки повторно подвергались статистической отбраковке при допущении о нормальности закона распределения и значении доверительной вероятности 0,95:

$$|\Delta_i - \Delta^*| \geq 1,96\sigma_{\Delta}^*.$$

В результате предварительной отбраковки было отсеяно в среднем на каждом сеансе работы навигационного приемника 10-15 % навигационных решений.

В таблице 1 приведены результаты подбора значений баллистического коэффициента и определения предельных величин невязок по положению и скорости, полученные при решении задачи сглаживания после отбраковки аномальных навигационных решений.

Таблица 1. Результаты решения задачи сглаживания после отбраковки АНР

Номер сеанса работы НП	Дата сеанса	Значение баллистического коэффициента, $\text{м}^2 \text{кг}^{-1} \text{с}^{-2}$	Предельная невязка по положению, м	Предельная невязка по скорости, м/с
1	31.05.05	0,0153	70	0,5
2	01.06.05	0,014	80	0,9
3	01.06.05	0,011	50	0,4
4	02.06.05	0,0159	40	0,1
5	02.06.05	0,0108	50	0,2
6	03.06.05	0,0143	60	0,25
7	03.06.05	0,0135	30	0,15
8	04.06.05	0,012	60	0,1
9	04.06.05	0,016	110	0,5

Полученные результаты позволяют сделать вывод о высокой эффективности предложенной методики отбраковки аномальных навигационных решений, поступающих с приемника спутниковой радионавигации.

Работа была выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант РФФИ 06-08-00244а).

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траскторных измерений. – М.: Сов. радио, 1978.
2. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965.
3. Летные испытания ракет и космических аппаратов: Учебное пособие для вузов /Под ред. Е.И. Кринского. – М.: Машиностроение, 1979.