

А. В. АВЕРЬЯНОВ, К. А. ЭСАУЛОВ, О. Е. МОЛЧАНОВ, Т. И. БЕЛАЯ

СИСТЕМА АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Рассматривается подход к решению проблемы обеспечения устойчивости функционирования малых космических аппаратов. Суть подхода состоит во включении в состав бортового комплекса управления КА системы автономной навигации, что позволяет осуществлять на борту измерения первичных навигационных параметров. Предложен алгоритм совместной обработки информации, реализуемый методом наименьших квадратов.

Ключевые слова: навигация, малый космический аппарат, бортовой комплекс управления, обработка информации, метод наименьших квадратов.

Запуски малых космических аппаратов (МКА) связаны с задачами, для решения которых необходимо знать параметры орбиты в любой заданный момент времени. Определение орбиты МКА — одна из основных задач баллистическо-навигационного обеспечения его полета. Для слежения за МКА, выдачи команд управления бортовой аппаратурой и решения других оперативных задач необходимо с требуемой точностью определить координаты и компоненты вектора скорости МКА.

Аналитический подход при расчете параметров движения МКА дает лишь приближенные оценки параметров его орбиты [1]. Единственным источником точного знания орбиты МКА являются навигационные измерения, на основании статистической обработки которых определяются ее параметры. Необходимо отметить, что характерной особенностью малых КА является большое время их активного функционирования в околоземном пространстве.

Процесс определения орбиты МКА включает в себя следующие обязательные этапы [2]:

- проведение, после выведения МКА на орбиту, навигационных измерений ее параметров в соответствии с заранее разработанной схемой радиоконтроля орбиты;
- определение (уточнение) орбиты по навигационным измерениям, причем результаты определения орбиты являются исходными для решения задачи прогнозирования, расчета данных по коррекции орбиты, решения навигационных задач по обеспечению экспериментов.

Недостатком такого процесса определения параметров орбиты является зависимость качества решения навигационной задачи от сеансов связи с наземным автоматизированным комплексом управления, что в результате снижает устойчивость функционирования МКА.

Один из путей повышения устойчивости функционирования МКА — обеспечение их автономности в течение всего времени существования на околоземной орбите. Кроме того, должна быть обеспечена аппаратная и программная поддержка устойчивости функционирования бортовой вычислительной системы, которая является ядром бортового комплекса управления [3].

Автономное функционирование МКА (в широком смысле) включает в себя несколько процессов:

- автономное поддержание МКА в работоспособном состоянии;
- автономное управление движением МКА;
- автономная навигация;
- автономная обработка специальной информации.

Другим путем повышения устойчивости функционирования МКА является решение на его борту многоцелевых задач с использованием сравнительно простого оборудования, а также обеспечение возможности успешной работы при возникновении аварийных ситуаций.

Таким образом, требование устойчивости функционирования МКА приводит к необходимости создания систем автономной навигации (САН). Рассмотрим некоторые ключевые моменты, определяющие структуру и концепцию функционирования САН.

Для решения задач автономной навигации малого КА необходимо знать начальный вектор его состояния \mathbf{Q}_0 в некоторый момент времени t_0 . В процессе полета МКА этот вектор определяется (уточняется), как правило, по бортовым навигационным измерениям в результате функционирования САН. Уточняемый вектор состояния \mathbf{Q}_0 содержит шесть независимых параметров, однозначно определяющих орбиту МКА для заданной модели движения. При определении орбиты по бортовым навигационным измерениям целесообразно применение метода наименьших квадратов (МНК) [4].

При использовании метода наименьших квадратов выражение для получения оценок отклонений вектора состояния имеет следующий вид:

$$\Delta \mathbf{q}_0 = (W^T P W)^{-1} W^T P \Delta \Theta, \quad (1)$$

где Θ — вектор, определяющий выборку бортовых навигационных измерений; W — матрица производных от элементов вектора Θ по элементам вектора состояния \mathbf{Q}_0 ; P — диагональная весовая матрица.

При обработке измерительных данных с использованием МНК для получения оценки (1) требуется предварительно накопить всю выборку измерений. При этом темп выдачи оценок будет ниже, чем темп поступления результатов измерений. Кроме того, алгоритм обработки является достаточно громоздким, особенно при значительном количестве элементов m оцениваемого вектора $\Delta \mathbf{q}_0$ и большой выборке измерений Θ , состоящей из k первичных навигационных параметров Θ_i , $i = 1, 2, \dots, k$, каждый из которых измерен n раз в дискретные моменты времени t_i . Громоздкость алгоритма связана также с необходимостью обращения $m \times m$ -матрицы $W^T P W$ и запоминания всей выборки Θ . Линеаризованное уравнение (1) решается методом последовательных приближений, при котором в ходе каждой n -й итерации вычисляется оценка $\Delta \mathbf{q}_{0n}$ и определяется уточненное значение вектора состояния МКА по формуле

$$\mathbf{Q}_{0n} = \mathbf{Q}_{0(n-1)} + \Delta \mathbf{q}_{0n}. \quad (2)$$

Вычислительная операция (2) повторяется до тех пор, пока не будет выполнено условие

$$\Delta \mathbf{q}_{0n} - \Delta \mathbf{q}_{0(n-1)} \leq \delta \mathbf{q}_0, \quad (3)$$

где $\delta \mathbf{q}_0$ — заранее установленная величина.

Работоспособность алгоритмов и реализующих их программ, устанавливаемых в бортовом комплексе управления или в бортовой вычислительной системе, проверяется на этапе наземной отработки. В навигационном алгоритме используется гипотеза о независимости, несмещенности и нормальности погрешностей измерений, несмотря на то, что их реальные вероятностные характеристики могут не соответствовать принятой гипотезе. Основанием для такого подхода является преднамеренное упрощение алгоритма обработки, что связано со снижением требований к характеристикам высокоинтегрированного бортового комплекса управления МКА. Другая причина заключается в том, что реальную статистическую картину погрешностей измерений до полета МКА определить трудно. Предположим, что погрешности бортовых измерений, вызванные большим числом независимых факторов, подчиняются нормальному закону распределения. Будем считать, что временная и взаимная корреляция этих погрешностей отсутствует, а их математическое ожидание равно нулю.

Уточнение 6-мерного вектора состояния МКА осуществляется посредством алгоритма совместной обработки, реализуемого методом наименьших квадратов — статическим фильтром. Процесс вычислений, реализуемый алгоритмом, включает в себя следующие операции.

1. Вычисление параметров движения МКА, приближающегося к истинному, по заданным начальным (точным) условиям $\mathbf{Q}_{0т}$, характеристикам Земли и атмосферы.

2. Вычисление значений первичных навигационных параметров по результатам расчета параметров истинного движения МКА.

3. Добавление погрешностей (дисперсии для независимых измерений) к истинным значениям измерений.

4. Вычисление параметров „приближенного“ движения МКА по заданным начальным условиям $\mathbf{Q}_{0пр}$.

5. Определение расчетных значений измеряемых величин по результатам вычислений параметров „приближенного“ движения.

6. Определение разностей между измеренными и расчетными значениями в соответствии с методом наименьших квадратов.

Оценка вектора состояния \mathbf{Q}_0 в некоторый начальный момент времени t_0 формируется на основе решения системы нормальных уравнений

$$\mathbf{Q}_0 = \mathbf{Q}_{0пр} + \mathbf{C}^{-1} \mathbf{D}, \quad (4)$$

где \mathbf{C} — квадратная 6×6 -матрица системы нормальных уравнений; \mathbf{D} — 6-компонентный вектор-столбец взвешенных отклонений измерений.

Для моментов времени t_j с постоянным шагом формируются фундаментальные матрицы W_j , число строк которых равно числу измеряемых первичных навигационных параметров, а число столбцов равно шести. Матрица W_j представляет собой произведение градиентной матрицы A_j частных производных от измеряемых величин по текущим параметрам движения в момент измерения и матрицы баллистических производных B_j . Для вычисления элементов матриц A_j и B_j , являющихся функциями положения и скорости МКА, используются априорные данные нулевого приближения ($\mathbf{Q}_{0пр}$).

Предполагается, что среднеквадратические отклонения измерений каждого вида первичных навигационных параметров на протяжении всего сеанса измерений неизменны (стационарный случайный процесс).

На основе полученных матриц на каждом шаге измерений формируется квадратная 6×6 -матрица C_j по формуле

$$C_j = W_j^T P W_j. \quad (5)$$

Соответствующие элементы матрицы C_j накапливаются от шага к шагу, и за N шагов в результате суммирования формируется матрица \mathbf{C} системы нормальных уравнений:

$$\mathbf{C} = C_1 + C_2 + \dots + C_N. \quad (6)$$

Обращенная матрица (6) входит в выражение (4). При реализации п. 6 алгоритма на каждом шаге измерений по результатам выполнения пп. 2 и 5 формируется вектор отклонений $\Delta \Theta_j$. Используя этот вектор совместно с фундаментальной матрицей W_j и весовой матрицей P , можно вычислить на каждом шаге вектор-столбец (размером 6×1)

$$\mathbf{M}_j = W_j^T P \Delta \Theta_j. \quad (7)$$

В результате последовательного суммирования векторов \mathbf{M}_j от шага к шагу формируется матрица взвешенных отклонений

$$\mathbf{D} = \sum_{j=1}^N W_j^T P \Delta \Theta_j. \quad (8)$$

Вычислительные процедуры (4)—(8) повторяются до момента выполнения условия (3). В результате достигается требуемая точность оценки вектора состояния $\mathbf{Q}_{0пр}$ МКА.

Таким образом, включение системы автономной навигации в состав бортового комплекса управления МКА и использование рассмотренного алгоритма совместной обработки

повышает устойчивость и сроки активного существования МКА, так как обеспечивается управление его движением и при продолжительном отсутствии связи с наземными командно-измерительными комплексами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аверьянов А. В. Аналитический метод расчета движения малого космического аппарата, связанного с базовым космическим аппаратом // Изв. вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 4. С. 75—77.
2. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса „Салют-6“ — „Союз“ — „Прогресс“ / И. К. Бажин, В. П. Гаврилов, В. Д. Ястребов и др. М.: Наука, 1985. 376 с.
3. Басыров А. Г., Гончаренко В. А., Забузов В. С., Кремез Г. В., Эсаулов К. А. Повышение устойчивости функционирования бортовых вычислительных систем по результатам космических экспериментов // Изв. вузов. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 4. С. 70—74.
4. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит / Л. Ф. Порфирьев, В. В. Смирнов, В. И. Кузнецов. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.

Сведения об авторах

- Алексей Васильевич Аверьянов** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: Aver957@mail.ru
- Константин Андреевич Эсаулов** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: home5263@yandex.ru
- Олег Евграфович Молчанов** — канд. техн. наук, доцент; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: moevik5001@yandex.ru
- Татьяна Иоанновна Белая** — канд. техн. наук; Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского, кафедра информационно-вычислительных систем и сетей, Санкт-Петербург; E-mail: studentszip@yandex.ru

Рекомендована кафедрой
информационно-вычислительных
систем и сетей

Поступила в редакцию
16.09.14 г.

УДК 629.78

В. И. ЛУКАСЕВИЧ, С. О. КРАМАРОВ, С. В. СОКОЛОВ

АЛГОРИТМ ДИНАМИЧЕСКОГО ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТА ПО СПУТНИКОВЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ

Представлено решение задачи апостериорного оценивания динамически изменяющихся параметров углового движения объекта по спутниковым измерениям. Показаны преимущества методов стохастической нелинейной динамической фильтрации относительно одномоментных измерений.

Ключевые слова: апостериорное оценивание, угловое движение, спутниковые измерения.

Введение. Полное решение навигационной задачи для подвижного объекта всегда предполагает определение параметров не только линейного движения, но и углового. Поэтому доведение точности позиционирования объектов до субсантиметрового диапазона за счет использования спутниковых навигационных систем (СНС) [1—3] связано с задачей следующего этапа — повышением точности спутникового определения параметров углового движения