

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА “СІЧ-1М” ПО ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИМ ДАННЫМ

Представлено описание разработанного способа определения ориентации. На основании выполненных обработок телеметрии проведен обобщенный анализ реализованных режимов ориентации космического аппарата “Січ-1М”. Результаты решения использованы при интерпретации измерений аппаратуры “Вариант”.

Представлений опис розробленого способу визначення орієнтації. На основі виконаних обробок телеметрії проведений узагальнений аналіз реалізованих режимів орієнтації космічного апарата “Січ-1М”. Результати рішення використані при інтерпретації вимірів апаратури “Варіант”.

The developed method of the orientation determination is presented. A generalized analysis of realized orientation modes for the Sich-1M SC is carried out. The results of the solution are used for interpretation of the Variant measuring equipment.

Постановка проблемы. Космический аппарат (КА) “Січ-1М” был запущен 24.12.2004 г. Конструкция его аналогична конструкции разработанной ГКБЮ серии спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), начиная с КА “Космос-1500” и до “Січ-1”. Система управления ориентацией этих КА включает гравитационный стабилизатор (штангу, выдвигаемую после завершения выведения КА на орбиту) и блок гироскопов (БГД).

Из-за преждевременного отключения двигательной установки третьей ступени ракеты-носителя КА вышел на нерасчетную орбиту, с уменьшенной высотой перигея. Это привело к нарушению работы системы ориентации и к отказу от выполнения ряда научных экспериментов. С другой стороны, полученная орбита позволила создать улучшенные, даже уникальные условия для осуществления международного проекта “Вариант”. Улучшение условий обусловлено тем, что ни один из функционирующих научных спутников не заходит так низко в ионосферу, а при работе только аппаратуры данного проекта сохранялась чрезвычайно высокая электромагнитная чистота спутника [1]. Возможность интерпретации измерительных данных научной аппаратуры и реализации указанных преимуществ зависела от определения фактической ориентации КА. В этих условиях задача правильного определения ориентации приобрела особое значение. Ввиду дополнительных осложнений, связанных с потерей части научной информации из-за сбоев, важно было обеспечить решение на всех участках, содержащих качественную информацию.

Обзор публикаций по теме. Решение задачи производится на основании обработки данных установленных на борту магнитометра и солнечного датчика. Обработка позволяет определить угловое положение связанной с КА системы координат (ССК) относительно системы, принятой за базовую.

В качестве базовой рассматривается орбитальная система координат (ОСК), оси x_0, y_0, z_0 которой расположены следующим образом: ось x_0 направлена по трансверсали – в плоскости орбиты, в сторону полета, перпендикулярно радиус-вектору центр Земли – КА; ось y_0 направлена по бинормали, по вектору орбитальной угловой скорости, ось z_0 направлена по радиус-вектору. Направления осей x, y, z ССК при правильной ориентации близки к направлению одноименных осей ОСК; угловое положение КА характеризуется величиной отклонения осей ОСК от ОСК. В ряде случаев при выполнении пространственной привязки измерений аппаратуры “Вариант” в качестве базовой выбиралась система координат, связанная с геомагнитным диполем.

© И.А. Пятак, 2010

Построение алгоритмов определения ориентации возможно на основании двух методов – локального или интегрального [2, 3]. Локальный метод предусматривает формирование оценки по данным одновременных измерений направлений двух неколлинеарных векторов – магнитного поля и солнечного. Очевидно, что такая оценка не может быть получена на теневых участках орбиты.

Интегральный метод основан на определении параметров математической модели, описывающей процесс ориентации на некотором участке движения. Решение производится по данным неодновременных измерений и может быть распространено на участки с недостаточным для локального оценивания количеством данных, в данном случае – на теневые участки орбиты. Такой подход реализован в программном обеспечении, подготовленном для КА “Січ-1М” [4], и был апробирован при обработке данных спутника с аналогичным характером движения [5]. Исходной информацией для решения задачи являются измерения магнитометра, солнечного датчика и углы отклонения гиродемпферов. Правильность решения зависит от степени соответствия выбранной модели реальному закону ориентации КА.

Задача исследования. В рассматриваемом случае фактически реализованный закон ориентации принципиально отличался от заданного: вместо ожидаемого колебательного процесса с небольшой амплитудой наблюдались хаотические размахи, вплоть до переворотов. На угловое движение КА в процессе орбитального полета существенное влияние оказывают изменения возмущающих моментов от атмосферы. В связи с увеличенным эксцентриситетом орбиты и малой высотой перигея плотность атмосферы по витку изменяется в ~ 350 раз, а в перигее она оказалась в ~ 500 больше ожидаемой. Сами по себе аэродинамические моменты, действующие на КА “Січ-1М”, достаточно малы, однако их периодический характер (удар в перигее) обуславливает появление силового воздействия с орбитальной частотой, взаимодействующего с собственными частотами системы ориентации. В результате реальное движение КА может отличаться от того, которое представлено в [4] моделью ориентации. В этих условиях оказалось целесообразным проведение расчетов по определению ориентации с помощью альтернативной методики.

Указанные выводы были сделаны на основании предварительного анализа датчиковых данных. Это обусловило необходимость разработки подхода, основанного на предварительной идентификации модели ориентации по системе измерений.

Определение ориентации. Разработанная в ГКБЮ в 1967 г. рабочая методика определения ориентации по данным измерения направления двух векторов (известные публикации с описанием подобного алгоритма появились значительно позже [5]) позволяет получить надежное решение вне зависимости от характера ориентации КА и проконтролировать результат работы других видов математического обеспечения. Применительно к данной задаче методика расширена на случаи участков с неполным составом измерений. Такой подход включает элементы локального и интегрального методов

Определение ориентации производится через вычисление матрицы \mathbf{A} перехода ОСК–ССК по измеренным значениям векторов \mathbf{H} и \mathbf{S} (в данном случае это векторы геомагнитного поля и солнечный) и их расчетным величинам \mathbf{H}_0 и \mathbf{S}_0 .

Строится промежуточная система координат ПСК с осями UVW следующим образом.

Ось U лежит в плоскости \mathbf{H} , \mathbf{S} ; можно совместить ее с \mathbf{S} . Ось W ортогональна плоскости \mathbf{H} , \mathbf{S} ; вектор направления этой оси определяется как $\mathbf{W} = \mathbf{S} \times \mathbf{H}$ (векторное произведение), и ось V определяется своим вектором \mathbf{V} как $\mathbf{V} = \mathbf{S} \times \mathbf{H} = \mathbf{S} \times \mathbf{H} \times \mathbf{S}$. Ортогональная матрица перехода ПСК–ССК имеет вид $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{U} & \mathbf{V} & \mathbf{W} \end{bmatrix}$, где \mathbf{U} , \mathbf{V} , \mathbf{W} – векторы-столбцы. Для оптимизации точности положение оси U может выбираться как промежуточное между направлениями векторов \mathbf{H} и \mathbf{S} , в обратном соотношении между точностями их измерения.

Аналогично по векторам \mathbf{H}_0 и \mathbf{S}_0 строится матрица \mathbf{B}_0 ПСК–ОСК.

Искомая матрица ОСК–ССК определяется как $\mathbf{A} = \mathbf{B} * \mathbf{B}_0^T$. Заключительная матрица \mathbf{A} нормируется. Из элементов этой матрицы определяются характеристики ориентации (углы, кватернион). Качество решения оценивается по величине невязки $\Delta \mathbf{H} = \mathbf{H} - \mathbf{A} * \mathbf{H}_0$.

Оценивание локальным методом позволяет определить ориентацию в точках, где присутствуют измерения двух векторов (солнечного и геомагнитного). Для получения оценок ориентации в отдельных пропущенных точках (сбой телеметрии, теневые участки витка), для экстраполяции оценок производится полиномиальная аппроксимация полученных оценок кватерниона ориентации. Формула аппроксимации на момент времени t , выраженная через безразмерное время τ , вычисляемое на интервале аппроксимации через начальное время t_0 и конечное время t_k как $\tau = (t - t_0)/(t_k - t_0)$, имеет вид

$$\Lambda = \mathbf{P} * \mathbf{V}.$$

Здесь $\mathbf{V} = \{1 \quad \tau \quad \tau^2 \quad \dots \quad \tau^n\}^T$ – вектор аппроксимирующего полинома степени n , \mathbf{P} – матрица коэффициентов, вычисляемая методом наименьших квадратов по имеющимся на интервале $t_1 \dots t_k$ оценкам кватернионов $\Lambda_1 \dots \Lambda_k$.

Если в аппроксимируемой точке t имеется измерение магнитометра

$$\mathbf{H} = \{H_x \quad H_y \quad H_z\}^T,$$

оно используется для уточнения оценки Λ . Вычисляется расчетное значение измеренного вектора $\mathbf{H}_p = \mathbf{A}(\Lambda) * \mathbf{H}_0$, где $\mathbf{A}(\Lambda)$ – матрица перехода ОСК–ССК, соответствующая оценке Λ , строится кватернион \mathbf{N} поворота, совмещающего \mathbf{H}_p с измеренным \mathbf{H} , и окончательное значение кватерниона ориентации Λ' в момент t определяется как $\Lambda' = \Lambda \circ \mathbf{N}$. Таким образом, полученная оценка Λ' извлекает максимум информации из измерительных данных, восполняя недостаток наблюдаемости аппроксимированными значениями.

Представленный математический алгоритм был реализован в виде программного комплекса обработки телеметрических данных об ориентации КА “Січ-1М”. Процесс решения включал:

- выборку измерительных данных магнитометра и солнечного датчика из потока телеметрической информации (ТМИ);
- дешифровку данных и получение направлений измеренных векторов;
- интегрирование уравнений орбитального движения по заданным баллистическим данным;
- вычисление направления векторов солнечного и геомагнитного поля на моменты измерений;
- решение задачи определения и аппроксимации ориентации на заданный временной интервал.

Таким образом была проведена обработка ТМИ ряда сеансов, перечисленных в [1]. Угловое движение на разных сеансах определялось режимом работы системы ориентации. В пределах одного режима характер движения на разных сеансах оказывается следующим: колебания с большой амплитудой при включенном БГД, вращение при отключенном.

На рис. 1 представлен график изменения углов ориентации: курса ψ (*psi*), тангажа ϑ (*tet*), крена ϕ (*fi*) на сеансе, полученном при съеме ТМИ на витке 1087 5.03.05 (БГД включен). Однозначно ориентацию характеризует угол θ (*teta*), вычисляемый как модуль вектора конечного поворота отклонения ССК от ОСК. Из графика видно, что движение КА в этом режиме может быть представлено как колебание по курсу и крену с амплитудой до $40^\circ \dots 50^\circ$; полное отклонение КА от ОСК находится в пределах $10^\circ \dots 60^\circ$.

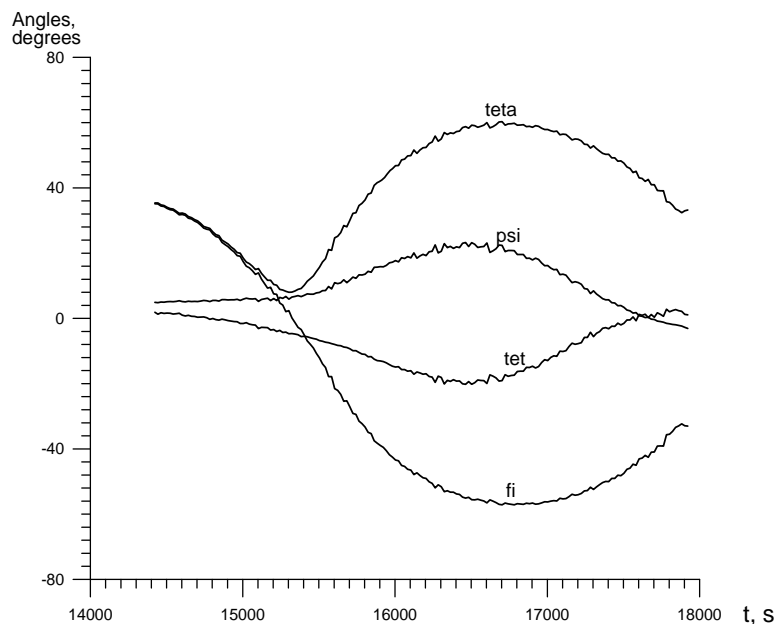


Рис. 1

На сеансе на витке 1131 (съем ТМИ на витке 1139 8.03.05), наблюдалось изменение углов ориентации в пределах $0 \dots 360^\circ$, что соответствует вращению КА относительно ОСК. Ориентация в этом режиме характеризуется направлением оси вращения, измеряемым сферическими углами δ (*Del*) – склонение и α (*Al*) – прямое восхождение, и углом поворота вокруг этой оси. В качестве базовой здесь выбрана плоскость x_0y_0 ОСК, угол δ отсчитывается от

этой плоскости, угол α – от оси x_0 . Значения углов представлены на графике рис. 2. Из графика видно, что направление оси близко к оси y_0 ОСК и движение КА представляет собой почти чистое вращение по тангажу. Угловая скорость вращения составляет $(0,2 \dots 0,25)^\circ/\text{с}$. (Скачкообразный характер линий графика объясняется тем, что датчики ориентации имеют цифровой выход и оценка параметров вращения производится через вычисление разностей двух близких дискретных величин).

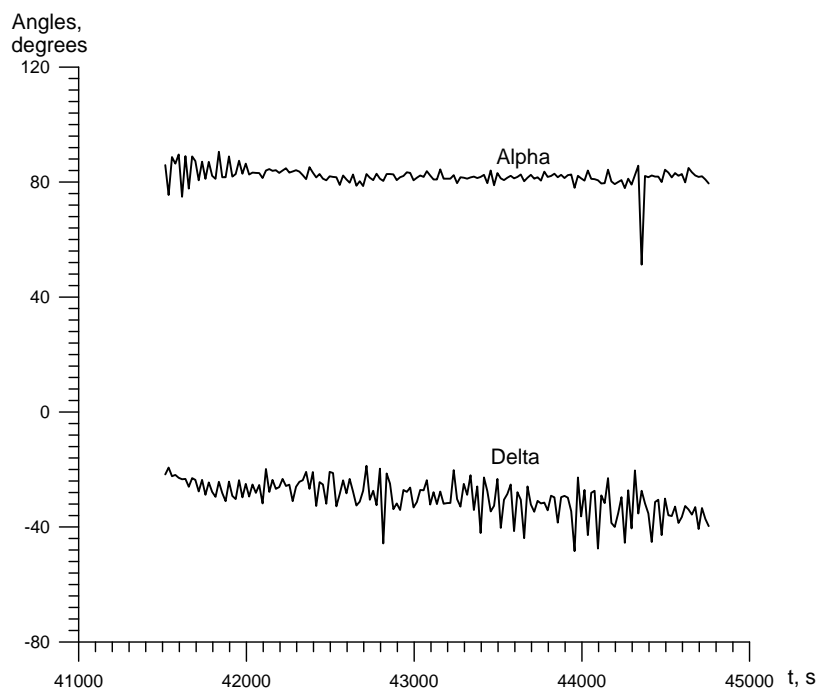


Рис. 2

Выводы. Результаты обработок измерений датчиков показали, что разработанное математическое обеспечение позволило надежно определить ориентацию КА, в том числе и в нештатных ситуациях. В большинстве случаев величины невязок соответствовали паспортной погрешности датчиков $(1..2)^\circ$, что подтверждает правильность решения. Полученная ТМИ имела хорошее качество и минимальное количество сбоев, в связи с чем подготовленный комплекс исходных числовых данных и результатов решения может найти дальнейшее применение. Вычисленные значения углов ориентации были использованы при создании каталога данных проекта “Вариант”, предназначенного для послеполетной обработки информации установленной на КА “Січ-1М” научной аппаратуры [1]. Эти значения также могут служить в качестве теста при разработке моделей динамики КА, приближенных к реальным, а совместно с исходной ТМИ – для отработки перспективных принципов определения ориентации.

1. Корепанов В. С. “Вариант” – перший міжнародний науковий експеримент на борту українського супутника / В. С. Корепанов, В. М. Івченко, Г. В. Лізунов, О. П. Федоров, Ф. Л. Дудкін, А. М. Попель // Космічна наука і технологія. – 2007. – Т. 13, № 4. – С. 3–9.
2. Белецкий В. М. Определение ориентации искусственных спутников по данным измерений. В 2 ч. Ч.1. Метод / Белецкий В. М., Голубков В. В., Степанова Е. А. и др. – М.: Ин-т прикл. математики АН СССР, 1967. – 196 с.

3. Барышев В. А. Контроль ориентации метеорологических спутников / Барышев В. А., Крылов Г. Н. – Л. : Гидрометеорологич. изд-во, 1968. – 210 с.
4. Белецкий В. М. Комплекс определения ориентации космического аппарата “Січ-1М” / Белецкий В. М., Ефименко Н. В., Кудин Н. И. и др. // Космічна наука і технологія. – 2003. – Т. 9, №1. – С. 8 – 14.
5. Зубов В. И. Лекции по теории управления / В. И. Зубов. – М. : Наука, 1975. – 496 с.
6. Зигунов В. Н. Определение ориентации спутника / Зигунов В. Н., Пятак И. А. // Космическая стрела. Оптические исследования атмосферы. – М. : Наука, 1974. – С. 139 – 144.

Государственное предприятие
«Конструкторское бюро «Південне»,
Днепропетровск

Получено 14.12.09,
в окончательном варианте 14.12.09