

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМУЩАЮЩЕГО МОМЕНТА, ДЕЙСТВУЮЩЕГО НА СПУТНИК В ПОЛЕТЕ, ПО ДАННЫМ ТЕЛЕИЗМЕРЕНИЙ

© К. Г. Белоусов, А. Г. Меланченко

Державне конструкторське бюро «Півднє» ім. М. К. Янгеля

Запропоновано методику оцінювання постійної складової збурюючого моменту в каналі тангажу за зміною швидкості обертання тангажного маховика. Для відбракування недостовірних телеметричних вимірювань використовується набір критеріїв достовірності. Методика апробована і запроваджена у Центрі керування польотом КА «Океан-О».

В ході летних испытаний КА «Океан-О» была выявлена недостаточная эффективность магнитной системы разгрузки тангажного маховика, что не позволяло поддерживать заданную ориентацию.

Для обеспечения применения спутника по целевому назначению была разработана методика разгрузки маховика, основанная на управляемом изменении углового положения панели солнечной батареи относительно строительных осей спутника. При этом изменялись проекции аэродинамического и гравитационного моментов на ось тангажа таким образом, чтобы маховик, парируя действующий суммарный момент, уменьшал скорость собственно го вращения, т. е. разгружался.

Величина и знак приращения угла установки панели определяются как функция постоянной составляющей суммарного возмущающего момента в канале тангажа, действующего на интервале от последнего до текущего сеанса связи.

Поскольку прямое измерение моментов, действующих на спутник в полете, невозможно, предлагаются вместо действительной величины момента использовать его оценки, определяемые по изменению скорости вращения тангажного маховика. Непосредственно для управления положением панели используется оперативная оценка момента, вычисляемая в сеансе связи по формуле

$$\hat{M}_0 = m_0 \frac{\hat{\Omega}_n - \hat{\Omega}_m}{n - m},$$

где $\hat{\Omega}_n$ — оценка скорости вращения маховика, вычисляемая в текущем сеансе связи (на витке n) по формуле

$$\hat{\Omega}_n = \Omega_n + \frac{J_z}{J_M} (\omega_n - \omega_m).$$

Здесь Ω_n — значение скорости вращения, наблюдаемое в сеансе связи на витке n , J_z — момент инерции КА по оси тангажа, J_M — момент инерции маховика, ω_n — угловая скорость вращения КА в текущем сеансе связи, ω_m — угловая скорость вращения КА в предыдущем сеансе связи в момент получения оценки $\hat{\Omega}_m$. Значения Ω_n и ω_n фиксируются, когда погрешность стабилизации спутника минимальна.

Для уточнения полученной оценки и планирования работ со спутником применяется послесеанская обработка массива измерений скорости вращения, полученного на длительном (несколько витков полета спутника) интервале времени.

Исходная информация содержит значительное число недостоверных данных. Применяемые методы обработки ТМ-информации не могут быть использованы в этом случае, так как они позволяют получить выборку существенных значений параметра, а не полный набор данных.

Предлагается проводить отбраковку недостоверных измерений, используя набор критериев достоверности. Одним из критериев может быть контрольное слово и другие параметры, входящие в состав ТМ-кадра и сохраняющие постоянное значение при нормальном функционировании системы. Если эти параметры принимают иные значения, можно считать, что информация в данном ТМ-кадре недостоверна.

Другим информативным признаком достоверности является бортовое время. Отсчеты бортового времени фиксируются в каждом ТМ-кадре. Информацию ТМ-кадра, содержащего значение времени, явно выпадающее из ряда отсчетов бортового времени, следует исключить из массива измерений.

Зная временной интервал между измерениями и технические характеристики двигателя маховика, можно сформулировать критерий физической достоверности данных. Если разность между двумя последовательными измерениями превышает по абсолютной величине максимально возможное приращение скорости вращения, которое способен создать двигатель маховика за время, равное интервалу между измерениями, последнее измерение можно считать недостоверным.

Если информация удовлетворяет всем трем критериям, можно считать, что она не содержит грубых ошибок.

Для минимизации влияния на оценку момента периодических факторов, действующих с частотой, кратной орбитальной, предлагается для оценивания выделить набор измерений, попадающих в интервал, кратный периоду обращения спутника вокруг Земли.

Сформированный набор измерений $\Omega_i = \Omega(t_i)$ необходимо аппроксимировать линейной функцией:

$$\Omega_i = a + b(t_i - t_0),$$

где t_0 — первый временной отсчет в сформированном наборе измерений, t_i — текущий момент времени, a, b — параметры аппроксимирующей функции, определяемые по методу линейной регрессии;

$$a = \frac{\left(\sum \Omega_i\right) \left[\sum (t_i - t_0)^2\right] - \left[\sum \Omega_i(t_i - t_0)\right] \left[\sum (t_i - t_0)\right]}{N \sum (t_i - t_0)^2 - \left[\sum (t_i - t_0)\right]^2},$$

$$b = \frac{N \sum \Omega_i(t_i - t_0) - \left(\sum \Omega_i\right) \left[\sum (t_i - t_0)\right]}{N \sum (t_i - t_0)^2 - \left[\sum (t_i - t_0)\right]^2}.$$

Везде суммирование производится по $i = 1, \dots, N$, где N — количество записей угловой скорости вращения маховика в массиве после отбраковки сбойной информации.

Уточненная оценка постоянной составляющей возмущающего момента определяется выражением

$$\hat{M}_T = m \frac{b}{T_0},$$

где m — масштабный коэффициент, T_0 — период обращения спутника вокруг Земли.

Методика оперативного и послесеансного оценивания момента были внедрены в Центре управления полетом КА «Океан-О» в процессе летных испытаний и опытной эксплуатации спутника, а использование полученных оценок для управления положением панели солнечной батареи позволило сократить число включений привода солнечной батареи.

DEFINITION OF DISTURBING MOMENT EFFECTING ON SATELLITE IN FLIGHT BY TELEMETRY DATA

C. G. Belousov, A. G. Melanchenko

A method of estimation of a constant component disturbing moment in a pitch channel using a variation of rotation speed of the pitch momentum wheel is offered. A set of reliability criteria for rejection of uncertain telemetry measurements is used. The method was approved and realized by Mission control centre of «Ocean-O» satellite.

УДК 531.55:629.783(477)

БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ПЕРВОГО УКРАИНСКОГО СПУТНИКА «СІЧ-1». РЕЗУЛЬТАТЫ И ДОСТИЖЕНИЯ

© А. М. Иванов, И. В. Маштак, В. В. Шкарупин

Державне конструкторське бюро «Піденне» ім. М. К. Янгеля

Наведено основні принципи, на яких побудовано балістико-навігаційне забезпечення польоту першого українського супутника «Січ-1». Приведено конкретні дані з визначення параметрів орбіти, отримані під час керування космічним апаратом, а також еволюція періоду обертання супутника.

ВВЕДЕНИЕ

Запуск первого украинского спутника «Січ-1» состоялся 31 августа 1995 г. Спутник был выведен на орбиту ракетой носителем «Циклон» с космодрома

Плесецк. Реализация космической программы стала важным этапом в создании космической отрасли Украины и потребовала наряду с разработкой КА создания наземной инфраструктуры:
— управления полетом КА;