

УДК 531.37, 629.7

## О ВОЗМОЖНОСТИ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ НЕПОЛНОЙ ИНФОРМАЦИИ ОТ ДАТЧИКОВ

© 2011 г.

Н.Н. Севастьянов, Ю.Р. Банит, В.Н. Бранец

ОАО «Газпром космические системы», г. Королев

branets@gazprom-spacesystems.ru

Поступила в редакцию 24.08.2011

Для геостационарного спутника связи «Ямал-200» был разработан резервный режим ориентации. Особенностью режима явилось использование математической модели движения, основанной на теореме сохранения кинетического момента КА без использования инерциальных датчиков угловой скорости и датчиков ориентации [1]. Этот режим осуществляется при стабилизации с использованием инерционных маховиков и получил название «прогноз». Рассмотрена проблема повышения точности ориентации в режиме «прогноз» путем введения процесса корректирования, выполняемого ЦУП КА. При этом используется телеметрическая информация от датчиков ориентации. Обсуждаются полученные результаты.

**Ключевые слова:** режим ориентации, прогноз, датчики ориентации, инерционные маховики, теорема сохранения кинетического момента, инерциальные датчики угловой скорости.

В [1] рассматривается возможность выполнения режима орбитальной ориентации геостационарного космического аппарата (КА) с помощью классической системы управления на основе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), корректируемой с помощью звездных датчиков или же датчика вертикали при стабилизации с применением инерционных маховиков. Показано, что характерное для КА наличие малых внешних возмущающих моментов, действующих на КА, позволяет использовать свойства гиростата и организовать контур управления без использования сигналов измерителей угловых скоростей. Поясним кратко схему решения задачи: пусть  $I_\gamma$  – инерциальная,  $B$  – связанная с КА,  $Q$  – орбитальная системы координат, угловые скорости и кватернионы переходов представлены на рис. 1.

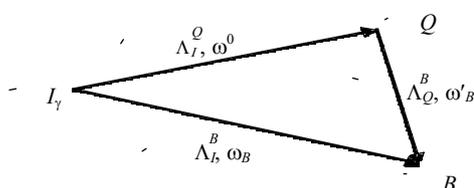


Рис. 1

Имеем систему кинематических и динамических уравнений движения:

$$\begin{aligned} 2\dot{\Lambda}_I^Q &= \Lambda_I^Q \circ \omega^0, & 2\dot{\Lambda}_I^B &= \Lambda_I^B \circ \omega_B, \\ 2\dot{\Lambda}_Q^B &= \Lambda_Q^B \circ \omega'_B = \Lambda_Q^B (\omega_B - \omega_B^0) = \\ &= \Lambda_Q^B \circ \omega_B - \omega_Q^0 \circ \Lambda_Q^B, \end{aligned}$$

$$\dot{G}_I = M_I, \quad \dot{G}_B + \omega_B \times G_B = M_B, \quad (1)$$

где  $G_B = I_B \cdot \omega_B + H_B$ ,  $G_I$ ,  $G_B$  и  $M_I$ ,  $M_B$  – отображения полного кинетического момента и внешнего момента на базисы  $I$  и  $B$  соответственно;  $I_B$  – тензор инерции КА,  $H_B$  – кинетический момент системы маховиков в связанных осях. Интеграл сохранения (изменения) кинетического момента имеет вид

$$\begin{aligned} G_B(t) &= \tilde{\Lambda}_I^B \circ G_I(t) \circ \Lambda_I^B = \tilde{\Lambda}_I^B(t) \circ \\ &\circ \left[ G_I^0 + \int_0^t \Lambda_I^B(t') \circ M_B \circ \tilde{\Lambda}_I^B(t') dt' \right] \circ \Lambda_I^B(t). \end{aligned} \quad (2)$$

С другой стороны, в проекциях на оси орбитального базиса имеем

$$\begin{aligned} G_B(t) &= \tilde{\Lambda}_Q^B \circ G_Q(t) \circ \Lambda_Q^B = G_Q + G_Q \times \theta, \\ G_Q(t) &= \tilde{\Lambda}_I^Q(t) \circ \end{aligned}$$

$$\circ \left[ G_I^0 + \int_0^t \Lambda_I^Q(t') \circ M_B \circ \tilde{\Lambda}_I^Q(t') dt' \right] \circ \Lambda_I^Q(t), \quad (3)$$

и при малых углах  $\theta$  отклонения базисов  $B$  и  $Q$  в возмущениях  $M_B$  видно, что величина  $G_B(t)$  может быть определена через  $G_Q$ , значения которого, если известно  $G_I^0$ , легко вычисляемы (функция  $\Lambda_I^Q$  известна, а величиной внешнего момента пренебрегаем). Последнее равенство (1) может быть использовано для определения текущей величины угловой скорости:

$$\begin{aligned} I_B \cdot \omega'_B &= G_B(t) - H_B - \\ - I_B \cdot \omega_B^0 \cdot G_Q(t) - I_B \cdot \omega^0 - H_B, \end{aligned} \quad (4)$$

в этом уравнении первые два члена вычисляемые, а величина  $H_B$  системе управления известна. В [1] показано, что управление по формируемой угловой скорости (4) устойчиво, при использовании информации датчиков угловых измерений определяется текущее значение величины полного кинетического момента  $G_B(t)$ , и малость внешних возмущений не сказывается на процессе ориентации. Система ориентации, работающая по такой схеме, обладает еще одним важным свойством: ориентация может выполняться и при отсутствии информации от датчиков угловых измерений. Режим ориентации такого типа получил название «прогноз».

Анализ показал, что положение ориентации в таком режиме имеет уход, зависящий от точности определения начальной величины полного кинетического момента и от действия внешних возмущений. Опытные данные (и анализ) показали величину ухода  $\sim 0.1$  угл. град/мин. В настоящем исследовании рассматриваются методы уменьшения уходов системы в режиме прогноза. Рассмотрим причины, определяющие этот уход, и уравнение ошибок ориентации. Введем еще один базис  $\hat{Q}$  как виртуальную систему координат, в которой происходит ориентация КА в режиме прогноза, и пусть угол малого поворота  $\hat{\theta}$  определяет ее положение относительно  $B$ . Имеем  $\omega'_B = \hat{\omega}'_B + \delta\omega_B$ ,  $\dot{\theta} = \omega'_B$ ,  $\hat{\theta} = \hat{\omega}'_B$ ,  $\dot{\alpha} = \delta\omega_B$ , здесь  $\alpha = \theta - \hat{\theta}$  – угол между  $Q$  и  $\hat{Q}$ . Варьируем уравнение (4), выполняя подстановки вновь введенных переменных:

$$I_B \dot{\alpha} = \delta G + \alpha \times G - I_B \cdot (\alpha \times \omega^0). \quad (5)$$

Удобно ввести переменные одной размерности:  $\omega_d = I_B^{-1} \cdot \delta G$  имеет смысл угловой скорости ухода, вызванной неточным знанием кинетического момента,  $\omega_p = I_B^{-1} \cdot G$  – угловой скорости, которую бы получил КА при остановке маховиков. В этих переменных уравнение ошибок будет иметь вид

$$\alpha = \omega_d + \alpha \times (\omega_p - \omega^0). \quad (6)$$

Это уравнение имеет две составляющие: одна из них определяет уход вследствие  $\delta G$  – неточного знания величины полного кинетического момента системы, а вторая создает вращение векто-

ра ошибки с угловой скоростью  $(\omega_p - \omega^0)$ . Основной причиной ухода следует назвать  $\omega_d$ . Компенсация составляющей ухода от действия внешних моментов оказалась возможной по поведению полного кинетического момента нормально работающего спутника на основании длительной обработки телеметрической информации. Эти данные достаточно хорошо повторяются, что дает возможность осуществить ввод ожидаемого действия внешних возмущений в формулу определения  $G_B(t)$  (3). С этой целью в системе управления предусмотрен «механизм» записи данных по ожидаемому  $M_B$  из ЦУП. Неточности определения составляющих начальной величины  $G_B(t)$  в равенствах (2) или (3) предлагается устранить введением процесса корректирования прогноза. Такой процесс можно организовать с использованием данных телеметрической информации, получаемых от датчиков углового положения спутника, измеряющих компоненты вектора  $\alpha$ . Корректирование прогноза достигается введением в величину виртуального внешнего возмущения, задаваемую ЦУП, дополнительно виртуального управляющего момента  $N$  так, чтобы  $\delta G = N$  (т.е. в уравнениях (3) помимо  $M_B$  добавляется  $N$ ). Уравнения корректируемого прогноза получают из уравнений движения (1) путем их вариации и последующего приведения к переменной  $\alpha$ . В итоге получаем

$$I_B \cdot \ddot{\alpha} \cong N \quad (7)$$

(в этом уравнении также опускаем переменные малых порядков). Уравнения типа (7) хорошо известны – это уравнения угловой стабилизации твердого тела под действием приложенных моментов. Известны методы получения устойчивого управления и методы исследования процесса, в том числе при нелинейных управлениях. Результаты иллюстрируются данными летных экспериментов.

#### Список литературы

1. Севастьянов Н.Н. и др. Исследование возможности управления КА «Ямал-200» с использованием математической модели движения // Труды XIV Международ. конф. по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург, 2007.

### ON THE ATTITUDE MAINTENANCE OF THE GEO SATELLITE IN THE CONDITIONS OF LOSS OF SENSOR INFORMATION

N.N. Sevastiyarov, U.R. Banit, V.N. Branets

The redundant mode of long term attitude maintenance for the «Yamal 200» Geostationary Communication Satellite without inertial angular velocity and angular position sensors was developed [1]. That mode based on the angular momentum theorem and the use of inertial flywheels was named Mathematical Prediction Mode (MPM). The present report considers the

problems of improving the accuracy of MPM by including additional correction process provided by Mission Control Center. The latter is based on the telemetry data from angular position sensors. The obtained results are discussed.

*Keywords:* mathematical prediction mode of attitude control, angular position sensors, inertial flywheels, angular momentum theorem, angular velocity sensors.