

УДК 532.546

Н.Н. Севастьянов

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ РЕЖИМА ИНЕРЦИАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ «ПРОГНОЗ»

Рассматривается проблема повышения точности инерциального управления спутников «Ямал 200» в режиме «прогноз» (без использования датчиков угловых скоростей). Предложена схема двухконтурного управления: автоматического бортового контура стабилизации (режим инерциального управления «прогноз») и контура «выставки», работающего с использованием центра управления полетом ЦУП КА «Ямал 200». Изложены принципы работы режима «корректируемый прогноз», подтвержденные летными экспериментами.

Ключевые слова: *уравнения ошибок режима, виртуальные параметры управления, корректирование параметров системы.*

Эксплуатация спутников связи «Ямал 200» (спутники № 201 и № 202) в режимах управления без датчиков угловой скорости началась с 2006 года. Введение в бортовое программное обеспечение математической модели внешних возмущений существенно повысило точность режима «прогноз», тем не менее погрешности все равно оставались далекими от тех, которые позволяли бы выставлять систему с помощью датчиков ориентации один или два раза на каждом суточном витке и использовать преимущественно этот режим для управления. Последнее дало бы возможность экономить ресурс датчиков ориентации и использовать режим БОКЦ – РПХ в периоды, близкие к весенним и осенним солнцестояниям. Точность режима «прогноз» в описываемой ситуации позволяла сохранять ориентацию в заданных пределах на протяжении 1–1,5 часа при выставке системы из режима БОКЗ и порядка 0,5 часа из режима БОКЦ – РПХ. Необходимо было найти решение, позволявшее увеличить точность инерциального управления.

1. Анализ ошибок режима «прогноз»

Режим «прогноз» реализуется на основе штатных алгоритмов инерциального вычисления движения орбитальной системы координат БИНС [1–3], в которых вместо измеряемой угловой скорости $\omega_B(t)$ используется вычисляемая угловая скорость $\hat{\omega}_B(t)$. Для получения уравнения ошибок этого режима будет удобно ввести некоторый виртуальный орбитальный базис \hat{Q} , положение которого будет вычисляться по скорости $\hat{\omega}_B(t)$ штатными алгоритмами БИНС. Кинематику взаимного положения базисов связанного B, Q и \hat{Q} зададим кватернионами и векторными величинами углов малых поворотов: между базисами B, Q – кватернионом (или углом θ) – $\Lambda_Q^B = 1 + \frac{1}{2}\theta$, между B, \hat{Q} – кватернионом (или углом $\hat{\theta}$) –

$\Lambda_{\hat{Q}}^B = 1 + \frac{1}{2} \hat{\boldsymbol{\theta}}$ и между базисами Q, \hat{Q} – кватернионом (или углом $\boldsymbol{\alpha}$) – $\Lambda_{\hat{Q}}^{\hat{Q}} = 1 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\alpha}$. Имеем такие зависимости:

$$\Lambda_{\hat{Q}}^{\hat{Q}} = \Lambda_Q^B \circ \Lambda_B^{\hat{Q}}, \text{ т.е. } \boldsymbol{\alpha} = \boldsymbol{\theta} - \hat{\boldsymbol{\theta}}. \quad (1)$$

Кинематическими уравнениями, реализуемыми БИНС, являются уравнения [1, формула (1)]

$$2\dot{\Lambda}_Q^B = \Lambda_Q^B \circ \boldsymbol{\omega}'_B = \Lambda_Q^B \circ \boldsymbol{\omega}_B - \boldsymbol{\omega}_Q^0 \circ \Lambda_Q^B. \quad (2)$$

Такое же уравнение существует и для вычисляемой угловой скорости [1, формула (8)]

$$\hat{\boldsymbol{\omega}}_B = J_B^{-1} (G_B(t) - H_B); \quad (3)$$

$$2\dot{\Lambda}_{\hat{Q}}^B = \Lambda_{\hat{Q}}^B \circ \boldsymbol{\omega}'_B = \Lambda_{\hat{Q}}^B \circ \boldsymbol{\omega}_B - \boldsymbol{\omega}_{\hat{Q}}^0 \circ \Lambda_{\hat{Q}}^B. \quad (4)$$

Из равенств (1) и уравнений (2) и (4) находим уравнение для переменной $\Lambda_{\hat{Q}}^{\hat{Q}}$ (и затем $\boldsymbol{\alpha}$):

$$\begin{aligned} 2\dot{\Lambda}_{\hat{Q}}^{\hat{Q}} &= 2\dot{\Lambda}_Q^B \circ \Lambda_B^{\hat{Q}} + 2\Lambda_Q^B \circ \Lambda_B^{\hat{Q}} = \\ &= \Lambda_Q^B \circ (\boldsymbol{\omega}_B - \hat{\boldsymbol{\omega}}_B) \circ \Lambda_B^{\hat{Q}} - \boldsymbol{\omega}_Q^0 \circ \Lambda_Q^B + \Lambda_Q^B \circ \boldsymbol{\omega}_Q^0. \end{aligned}$$

Введем обозначение $\delta\boldsymbol{\omega}_B = \boldsymbol{\omega}_B - \hat{\boldsymbol{\omega}}_B$, тогда для малых углов получаем

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = -\delta\boldsymbol{\omega}_B + \boldsymbol{\alpha} \times \boldsymbol{\omega}^0. \quad (5)$$

При стабилизации в режиме «прогноз» базис B совмещается с \hat{Q} , т.е. угол $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ мал, тогда как для переменных $\boldsymbol{\theta}$ и $\boldsymbol{\alpha}$ нужно учитывать хотя бы первые порядки этих величин. Обратимся далее к равенству (3) и поварьируем его, имея в виду, что величина кинетического момента инерционных маховиков H в рассматриваемом аспекте единственное физически существующее (не варьируемое) переменное:

$$\delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_B = \delta\hat{\boldsymbol{\omega}}'_B = J_B^{-1} \delta G_B(t) \quad (6)$$

и величина неопределенности в знании угловой скорости зависит только от неопределенности знания величины полного кинетического момента КА.

Из [1, формула (10)] имеем

$$G_B(t) = \tilde{\Lambda}_Q^B \circ G_Q \circ \Lambda_Q^B = G_Q + G_Q \times \boldsymbol{\theta},$$

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

и можно видеть, что ошибка в знании величины кинетического момента состоит из двух составляющих, зависящих от ошибки определения его начального значения (δG_I^0) или же (δG_Q^0) и ошибки, связанной с его заданием не в базисе Q , а в

моделируемом базисе \hat{Q} величиной $G_Q \times \mathbf{a}$ (здесь пока не учитываем вариации момента δM). Варьируя уравнение (6), получаем

$$J_B \delta \boldsymbol{\omega}_B = G_B - G_{\hat{Q}} = (G_B - G_Q) + (G_Q - G_{\hat{Q}}) = \delta G + \mathbf{a} \times G. \quad (7)$$

Здесь и далее будем опускать индекс базиса. Введем переменные одной размерности: $\boldsymbol{\omega}_d = J_B^{-1} \delta G$, имеющей смысл угловой скорости ухода, вызванной неточным знанием кинетического момента, и $\boldsymbol{\omega}_p = J_B^{-1} \cdot G$ – угловой скорости, которую бы получил КА при остановке маховиков. В этих переменных уравнение ошибок для соотношения (7) кинетического момента при переходе к угловым переменным (1) будет иметь вид (5)

$$\dot{\mathbf{a}} = \boldsymbol{\omega}_d + \mathbf{a} \times (\boldsymbol{\omega}_p - \boldsymbol{\omega}^0) \quad (8)$$

Это уравнение имеет две составляющие: одна из них определяет уход вследствие $\boldsymbol{\omega}_d = J_B^{-1} \cdot \delta G$ – неточного знания величины полного кинетического момента системы, а вторая $\boldsymbol{\omega}_p = J_B^{-1} \cdot G$, равно как и $\boldsymbol{\omega}^0$, – создают вращение вектора ошибки с угловой скоростью $(\boldsymbol{\omega}_p - \boldsymbol{\omega}^0)$. Основной причиной ухода следует называть $\boldsymbol{\omega}_d$, тогда как вторая составляющая ошибки представляет собой гармоническую переменную. Нам удобнее будет рассматривать не приведенное выше уравнение для кинетического момента, а уравнение (2) из [1] для его производной, чтобы учесть влияние внешних моментов:

$$\dot{G}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times G_B = M_{dB}.$$

В итоге, переходя к этим переменным, получаем

$$\delta \dot{G} = \delta G \times \boldsymbol{\omega}^0 + G \times \delta \boldsymbol{\omega}_B + \delta M \quad (9)$$

– соотношение ошибок для производной кинетического момента. Динамические уравнения (9) с учетом введенных переменных и обозначений $\boldsymbol{\omega}_d$ и $\boldsymbol{\omega}_p$ запишутся в таком виде:

$$\ddot{\mathbf{a}} = \boldsymbol{\omega}_p \times \dot{\mathbf{a}} + \dot{\mathbf{a}} \times \boldsymbol{\omega}^0 + J_B^{-1} \delta M. \quad (10)$$

2. Корректирование режима «прогноз»

Созданный для «Ямала 200» режим «прогноз» явился нормальным процессом угловой стабилизации, выполняемой в некоторой виртуальной системе координат \hat{Q} , моделирующей реальный базис ОСК Q . Уравнение ошибок (10) показывает, что если точно воспроизводятся следующие величины: полный кинетический момент, внешний момент, угловое положение (т.е. все виртуальные переменные сделаем равными реальным), то $\mathbf{a}(t) \equiv 0$ является его решением. Очевидно, что точного воспроизведения указанных величин достичь невозможно, по этой причине положение виртуального базиса \hat{Q} будет иметь нарастающую со временем

ошибку, имеющую достаточно сложную структуру, описываемую уравнениями (8) или (10).

Идея корректируемого прогноза состоит в том, что пространственные уходы виртуального базиса могут быть наблюдаемы при использовании датчиков ориентации КА, включаемых в телеметрическом режиме. Это наблюдение выполняется центром управления полетом КА, в котором, с другой стороны, имеется возможность задавать на борт КА направленное изменение виртуального кинетического момента системы путем введения дополнительного виртуального момента как модели внешнего действующего момента. Обозначим эту дополнительно задаваемую величину M_y (управление) и при её задании эта величина появится в правой части уравнения (10), как аддитивная составляющая к δM . Для дальнейшего исследования будем рассматривать следующую систему векторных уравнений, получаемых из (10) отбрасыванием переменных составляющих, вызванных переносными угловыми скоростями:

$$\ddot{\alpha} = J_B^{-1}(\delta M + M_y). \quad (11)$$

Отбрасываемые члены уравнения (10) создают гармонические колебания частотой $\omega_p - \omega^0$, можно показать, что если перейти в систему координат, вращающуюся с этой угловой скоростью, то уравнение (10) перейдет в (11).

Нам будет достаточно исследовать поведение системы, описываемое уравнениями (11). Величина $J_B^{-1}M_y$ является ускорением за счет действия виртуального управляющего момента и, имея информацию об угле отклонения α , можно задать управление в функции от этой переменной. Тем самым образуется контур управления, включающий ЦУП, такой, что реальная стабилизация КА выполняется инерциальными методами автоматически на борту КА в режиме «прогноз», а контур, использующий ЦУП, выполняет корректирование пространственных ошибок этого автоматического контура.

На самом деле такое корректирование способно не только устранять пространственные ошибки, но и производить «настройку» виртуальных параметров (кинетического момента) на соответствие реальным их значениям, что и будет показано далее.

Обозначим векторную величину ускорения $J_B^{-1}M_y = \mu$. Можно видеть, что уравнения (11) распадаются на три независимых скалярных уравнения, описывающие движение по каналам тангажа, крена и рысканья (прибегая к авиационной терминологии). Поэтому нам достаточно будет рассмотреть процессы настройки и корректирования по одному (скалярному) каналу управления. С точки зрения быстродействия и сокращения объема передаваемых на борт КА данных удобно ввести нелинейное управление разового (импульсного) типа. В технике задачи ориентации такого типа управления достаточно хорошо разработаны при стабилизации с помощью управляющих реактивных двигателей ориентации, работающих в импульсно-релейном режиме. С учетом этих обозначений для угловых ускорений вследствие некомпенсированного внешнего момента и виртуального управляющего моментов соответственно уравнения (11) получают следующий вид:

$$\ddot{\alpha}_k = \delta\mu_k + \mu_k, \quad k = 1, 2, 3.$$

Ввиду идентичности достаточно провести анализ одного обобщенного скалярного уравнения

$$\ddot{\alpha} = \delta\mu + \mu, \quad (12)$$

и более того, собственно процесс корректирования выполняет величина μ , тогда как $\delta\mu$ следует рассматривать как возмущение. Исследование процесса удобно проводить на фазовой плоскости переменных $(\alpha, \dot{\alpha})$, для чего уравнения (12) представим в виде

$$\ddot{\alpha} = d\dot{\alpha}/dt = d\dot{\alpha} \cdot \dot{\alpha}/d\alpha = 1/2 d(\dot{\alpha})^2/d\alpha = \mu; \quad d(\dot{\alpha})^2 = 2\mu d\alpha. \quad (13)$$

Поскольку управление строится в любом случае как функция от угла, т.е. $\mu = \mu(\alpha)$, то второе дифференциальное уравнение (13) всегда интегрируемо. Проинтегрированное уравнение (траектория движения) для любых зависимостей $\mu = \mu(\alpha)$ представима на фазовой плоскости $(\alpha, \dot{\alpha})$. Приведем в качестве примера несколько иллюстраций.

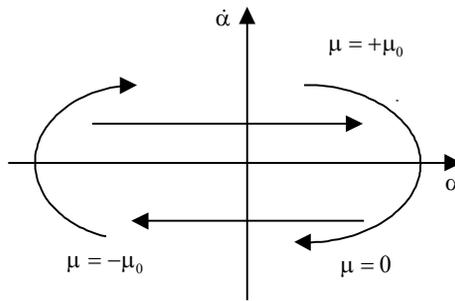


Рис. 1

На рис. 1 изображены типичные траектории:

при отсутствии управления и возмущений ($\mu = 0$, $\delta\mu = 0$) – это прямые, параллельные оси α , т.е. свободное движение с постоянной скоростью;

при наличии управления (и правильном знаке ускорения в сторону уменьшения рассогласования) – это кривые второго порядка. Так, при $\mu = \text{const}$ – это парабола $\dot{\alpha}^2 + 2\mu\alpha = \text{const}$. Можно видеть, что воздействием импульса момента изменяется скорость движения на величину $\Delta\dot{\alpha} = \int \mu dt$, тем самым имеется возможность изменить направление скорости движения системы (по углу). Более того, наблюдая процесс движения на некотором угловом интервале, можно определить скорость движения.

Логика работы алгоритма на первой его фазе (рис. 2).

Процесс начинается с момента t_0 включения бортового режима «прогноз». Угол α , получаемый от датчика ориентации по ТМИ, наблюдаем, однако при этом неизвестна скорость движения $\dot{\alpha}$ (определяемая величиной δG). Через какое-то время угол α достигнет первой границы по углу α_1 (выбираемой, скажем 0,2–0,5 угл. град., равной \sim половине допустимой ошибки ориентации с одной

стороны, но обладающей достаточной дискретизацией измерения угла). По этому условию задается корректирующий момент гашения скорости движения, точнее, импульс момента, изменяющий скорость движения.

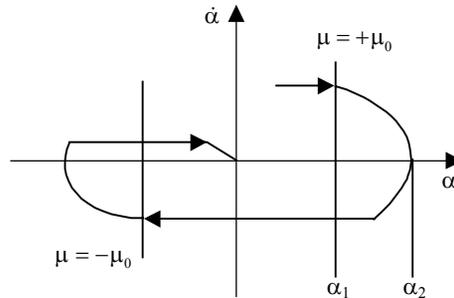


Рис. 2

После этого следует участок свободного движения в обратную сторону (пока не учитываем влияния $\delta\mu$ – вначале идет достаточно «грубое» управление), на котором измеряем время движения T_1 системы до границы $(-\alpha_1)$, после чего получаем первую возможность вычислить реальную скорость движения:

$\dot{\alpha}_1 = 2\alpha_1 / T_1$. Величину импульса корректирующего момента можно рассчитать из

условия гашения этой угловой скорости плюс небольшая составляющая для последующего устранения угла рассогласования. Рационально выполнить второй более точный цикл измерения угловой скорости (как это показано на рисунке), заканчивающийся приведением системы в нуль по углу и угловой скорости. После этого имеется возможность, получая информацию по поведению $\alpha(t)$, измерить величину $\delta\mu$ при одновременном измерении скорости движения. За счет действия $\delta\mu$ траектория будет уходить от центра, для равноускоренного движения имеем $\alpha(t) = \delta\mu \cdot t^2 / 2$, при хорошем разрешении датчика угла можно сократить мерный участок изменения угла при свободном движении.

Введение компенсации внешнего момента $\delta\mu$ и измерение скорости возможно далее при организации циклических движений в малой зоне углов, обеспечивающих, тем не менее, достаточное угловое разрешение для требуемой точности настройки системы.

Приведенный пример показывает, что имеется возможность при таком корректировании устранить угловые ошибки, провести корректировку величины виртуального кинетического момента и измерить величину возмущающего момента.

Реальные процессы корректирования и выставки представлены на последующих рис. 3–5.

Введение корректируемого прогноза наряду с прогнозированием внешнего момента, после длительной отработки алгоритмов ЦУП, позволили получить требуемую точность инерциального управления в режиме «прогноз» на достаточно длительных интервалах времени (от требуемых 4 до 10 ч).

процесс выставки

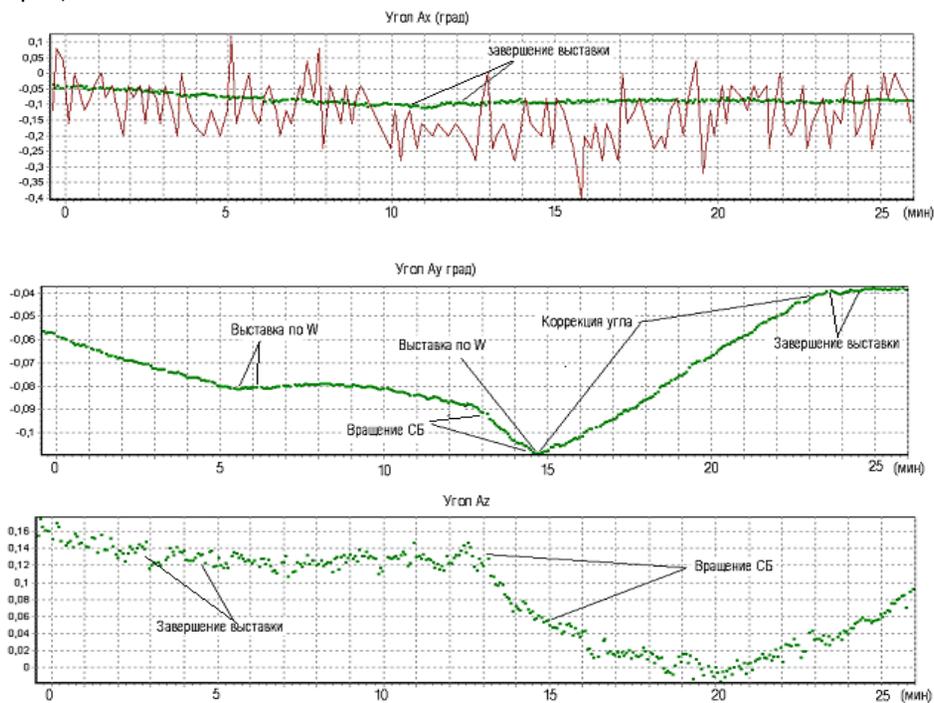


Рис. 3. Начальная выставка по информации от РПХ и БОКЗ

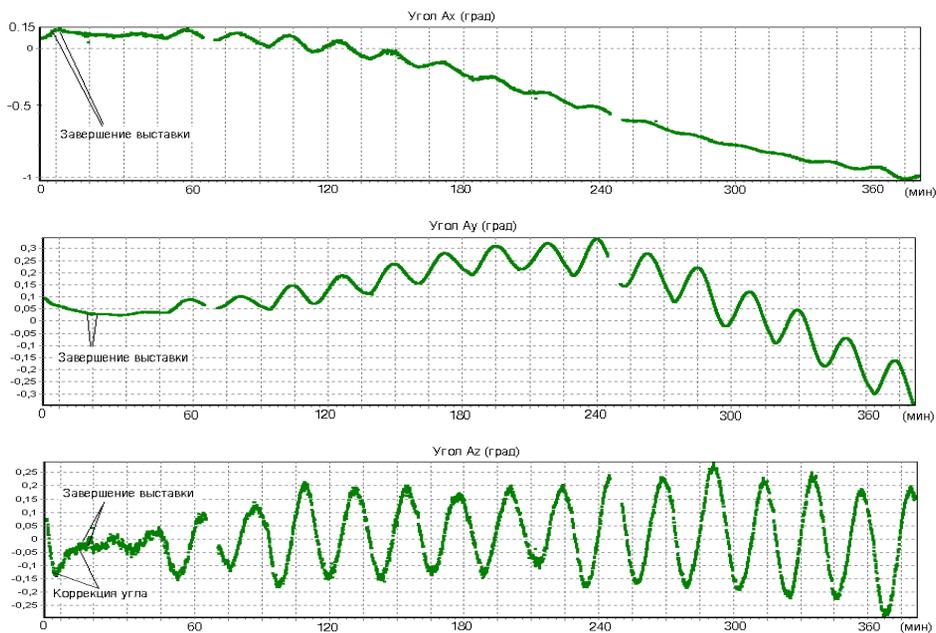


Рис. 4. Режим РКП при начальной выставке от БОКЗ

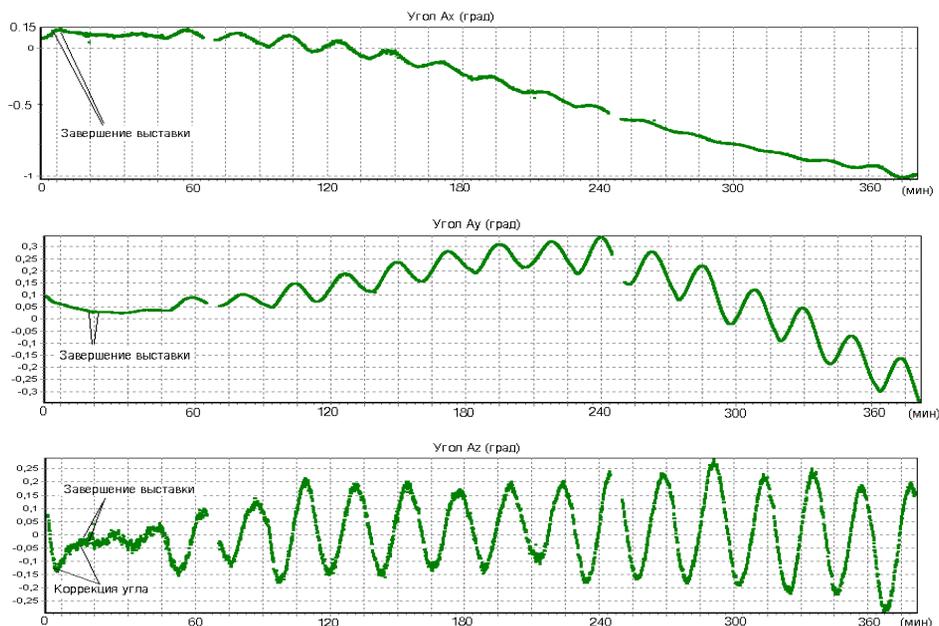


Рис. 5. Режим РКП при начальной выставке от БОКЗ

ЛИТЕРАТУРА

1. Севастьянов Н.Н. Построение режимов ориентации без датчиков угловой скорости на СС «Ямал-200» // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2013. № 3(23). С. 104–110.
2. Севастьянов Н.Н., Банит Ю.Р., Бранец В.Н. О возможности ориентации КА при неполной информации от датчиков (задача корректируемого прогноза) // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4. Ч. 5. С. 2479–2481.
3. Севастьянов Н.Н., Банит Ю.Р., Бранец В.Н. и др. Исследование возможности управления КА «Ямал-200» с использованием математической модели движения // Труды XIV Международной конференции по интегрированным навигационным системам. СПб., 2007. С. 174–182.
4. Платонов В.Н. О возможности длительного поддержания ориентации геостационарного спутника без использования датчиков внешней информации и инерциальных датчиков // Космические исследования. 2009. № 3.

Статья поступила 17.06.2013 г.

Sevast'yanov N.N. INCREASING THE ACCURACY OF THE FORECAST INERTIAL CONTROL MODE. The problem of increasing the accuracy of the inertial control of Yamal 200 satellites in the forecast mode is considered (without using angular rate sensors). A bypass control scheme consisting of an automatic on-board stabilization circuit (the "forecast" inertial control mode) and "exhibition" circuit operating using the Mission Control Center of the Yamal 200 satellite is proposed. The principles of the "corrected forecast" mode confirmed by flight experiments are presented.

Keywords: equation error mode, virtual control parameters, adaptation of system parameters.

SEVASTYANOV Nikolay Nikolaevich (Tomsk State University)
E-mail: sevastyanov@gascom.ru