

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.7

## ОРИЕНТАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 2 В ОРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов

**В** [1] показана возможность построения на борту орбитальной системы координат без датчика угла курса – гироскопа. Для этого используется информация об отклонении космического аппарата (КА) по курсу, содержащаяся в сигнале датчика угловой скорости (ДУС) канала крена. Такая система реализована на КА «Метеор-М» № 2. Разработана математическая модель замкнутой системы ориентации, позволяющая оценивать влияние различных факторов на динамику стабилизации КА.

**Ключевые слова:** датчик вертикали, датчик угловой скорости, двигатель-маховик, кватернион, кинетический момент.

**Введение.** Основной режим ориентации метеорологического КА «Метеор-М» № 2 – стабилизация в орбитальной системе координат  $Ox_0y_0z_0$ . Ось  $Oz_0$  вытянута вдоль радиуса-вектора орбиты. Вектор угловой орбитальной скорости  $\omega_0$  направлен по оси  $Oy_0$ . Стабилизации КА в орбитальной системе координат предшествует режим поиска Земли [2]. Взаимное положение связанной  $Oxyz$  и орбитальной систем координат определяется кватернионом рассогласования, компоненты которого вычисляются по сигналам датчика инфракрасной вертикали Земли и ДУС или тремя углами Крылова  $\varphi$ ,  $\vartheta$ ,  $\psi$  [3, 4], которые вводятся тремя последовательными поворотами вокруг трёх связанных осей КА.

Абсолютная угловая скорость КА  $\omega$  может быть представлена в виде суммы угловых скоростей трёх последовательных поворотов  $\varphi'$ ,  $\vartheta'$ ,  $\psi'$  и угловой скорости  $\omega_0$  орбитальной системы координат

$$\omega = \varphi' + \vartheta' + \psi' + \omega_0.$$

Проектируя это векторное равенство на оси КА  $Oxyz$ , получим кинематические уравнения, связывающие проекции вектора абсолютной угловой скорости КА с производными от углов ориентации. При малых углах ориентации и малых угловых скоростях кинематические уравнения принимают вид

$$\omega_x \approx \varphi' + \omega_0\psi, \quad \omega_y \approx \vartheta' + \omega_0, \quad \omega_z \approx \psi' - \omega_0\varphi.$$

Из первого уравнения следует, что сигнал ДУС канала крена содержит составляющую, вызванную угловым отклонением КА по курсу –  $\omega_0\psi$ .

Ориентация КА в орбитальной системе координат осуществляется по сигналам датчика вертикали

Земли и ДУС. Наличие такого режима ориентации создаёт благоприятные условия для включения инерциальной навигационной системы.

**Датчик вертикали Земли.** Датчик вертикали Земли секущего типа представляет собой оптико-электронный прибор, работающий в инфракрасном диапазоне излучения Земли [5]. Он определяет угловое положение местной вертикали Земли в приборной системе координат, которая совпадает со связанными осями КА  $Oxyz$ . Сканирование точек горизонта производится в двух взаимно перпендикулярных плоскостях  $Oyz$  и  $Oxz$ . Соответственно определяются углы поворота КА, условно называемые углами крена и тангажа. В зоне линейности датчика они практически совпадают с соответствующими углами Крылова.

Система сканирования, состоящая из подвижного зеркала и четырёх неподвижных зеркал, перемещает узкое поле зрения прибора из холодного космоса в направлении Земли. За один цикл сканирования горизонт пересекается четыре раза.

При каждом пересечении горизонта Земли приёмник излучения выдаёт электрический импульс, что позволяет зафиксировать положение точки инфракрасного горизонта в данном сечении. Угловое положение точки горизонта в приборной системе координат определяется по интервалу времени между началом скана и импульсом приёмника излучения.

Прибор выдаёт выходные сигналы, соответствующие углам отклонения ориентируемой оси  $OZ$  от местной вертикали по крену и тангажу.

Статические характеристики прибора по крену и тангажу имеют зоны линейности ( $2^\circ$ ) и насыщения.

**Вычисление кватерниона рассогласования.** Для формирования сигналов требуемых управля-

ющих моментов двигателей-маховиков (ДМ) используются компоненты кватерниона рассогласования между связанной и орбитальной системами координат. Поэтому выходные сигналы датчика вертикали преобразуются в кватернион [6]

$$\Lambda_1 = \cos^{1/2}\varphi \cos^{1/2}\vartheta + \mathbf{e}_1 \cos^{1/2}\vartheta \sin^{1/2}\varphi + \mathbf{e}_2 \cos^{1/2}\varphi \sin^{1/2}\vartheta,$$

где  $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2$  – орты связанного базиса  $Oxyz$ .

В зоне линейности датчика вертикали компоненты нормированного кватерниона  $\Lambda_1 = [\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3]$  могут вычисляться по приближённым формулам [2]

$$\mu_0 = 1 - 1/8(\varphi^2 + \vartheta^2), \mu_1 = 1/8(16 - \varphi^2 - \vartheta^2)^{1/2}\varphi, \mu_2 = 1/8(16 - \varphi^2 - \vartheta^2)^{1/2}\vartheta, \mu_3 = 0.$$

Сигнал ДУС по оси крена  $\omega_x$  преобразуется в кватернион поворота по курсу  $\Lambda_2 = [v_0, v_1, v_2, v_3]$  с компонентами

$$v_0 = (1 - 1/2c^2)^{1/2}, v_1 = 0, v_2 = 0, v_3 = c/\sqrt{2} \text{ при } \omega_y \geq 0; v_0 = 1/\sqrt{2}, v_1 = 0, v_2 = 0, v_3 = \text{sign}\omega_x/\sqrt{2} \text{ в остальных случаях,}$$

где  $c = \omega_x/\omega_0$ .

При идеальной стабилизации ( $\varphi = \vartheta = 0, \omega_x = 0$ )  $\Lambda_1 = [1, 0, 0, 0]$  и  $\Lambda_2 = [1, 0, 0, 0]$ .

Произведение двух кватернионов  $\Lambda = \Lambda_1 \circ \Lambda_2$  определяет искомые компоненты кватерниона рассогласования  $\Lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$  [6]

$$\lambda_0 = \mu_0 v_0, \lambda_1 = \mu_1 v_0 + \mu_2 v_3, \lambda_2 = \mu_2 v_0 + \mu_1 v_3, \lambda_3 = \mu_0 v_3.$$

**Алгоритм управления КА.** Сигналы требуемых управляющих моментов рассчитываются по формулам [6]

$$M_x = -k_{1x}\lambda_0\lambda_1 - k_{2x}\omega_x, M_y = -k_{1y}\lambda_0\lambda_2 - k_{2y}(\omega_y - \omega_0), M_z = -k_{1z}\lambda_0\lambda_3 - k_{2z}\omega_z,$$

где  $k_{1x}, k_{1y}, k_{1z}$  – коэффициенты усиления сигналов углового рассогласования в форме кватернионов в каналах крена, тангажа и курса;  $k_{2x}, k_{2y}, k_{2z}$  – коэффициенты усиления сигналов угловой скорости.

Для исследования динамики стабилизации КА и выбора параметров управления требуется разработка математической модели КА, учитывающей перекрёстные связи между каналами рыскания и крена и упругие свойства КА.

**Уравнения движения КА.** Движение КА как твёрдого тела, управляемого ДМ, описывается си-

стемой уравнений динамики [3, 4] и кинематических уравнений в форме кватернионов [6]:

$$d\mathbf{k}/dt = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k} + \mathbf{M}_B, \boldsymbol{\omega} = b(\mathbf{k} - \mathbf{H}), \boldsymbol{\omega}_1 = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_0, d\mathbf{q}/dt = 1/2\mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega}_{1E}, \boldsymbol{\omega}_{0E} = \tilde{\mathbf{q}} \circ \boldsymbol{\omega}_{01} \circ \mathbf{q},$$

где  $\mathbf{k}$  – суммарный вектор кинетического момента системы;  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$  – вектор абсолютной угловой скорости КА;  $\mathbf{M}_B$  – вектор внешних моментов;  $b = J^{-1}$  – матрица, обратная тензору инерции КА;  $\mathbf{H}$  – вектор кинетического момента ДМ;  $\boldsymbol{\omega}_1 = [\omega_{1x}, \omega_{1y}, \omega_{1z}]^T$  – вектор угловой скорости КА относительно орбитальной системы координат;  $\boldsymbol{\omega}_{1E} = [0, \omega_{1x}, \omega_{1y}, \omega_{1z}]$  – отображение вектора  $\boldsymbol{\omega}_1$  на гиперкомплексное пространство;  $\boldsymbol{\omega}_0 = [0, \omega_0, 0]^T$  – вектор угловой орбитальной скорости;  $\boldsymbol{\omega}_{01} = [0, 0, \omega_0, 0]$  и  $\boldsymbol{\omega}_{0E} = [0, \omega_{0x}, \omega_{0y}, \omega_{0z}]$  – отображения вектора  $\boldsymbol{\omega}_0$ , заданного проекциями в орбитальной и связанной системах координат, на гиперкомплексное пространство;  $\mathbf{q}$  – нормированный кватернион рассогласования от орбитальной к связанной системам координат;  $\tilde{\mathbf{q}}$  – сопряжённый кватернион.

**Математическая модель системы ориентации.** Общая математическая модель системы (рис. 1) включает: модель движения КА вокруг центра масс, модель динамики упругих тонов КА в каналах крена и рыскания, модели датчика вертикали, ДУС, ДМ, алгоритмы управления КА, блок вычисления входных переменных датчика вертикали. Математическая модель создавалась в среде пакета прикладных программ Matlab [7].

Входной переменной модели КА является вектор кинетического момента  $\mathbf{H}$  системы ДМ. Входные переменные: векторы абсолютной  $\boldsymbol{\omega}$  и относительной  $\boldsymbol{\omega}_1$  угловых скоростей КА, кватернион рассогласования  $\mathbf{q}$  между орбитальной и связанной системами координат. Для наглядного представления результатов моделирования организован пере счёт кватерниона рассогласования в углы ориентации  $\varphi, \vartheta, \psi$  (углы Крылова). Параметрами модели являются тензор инерции КА  $J$  и угловая орбитальная скорость  $\omega_0$ . Начальные условия на моделирование задаются в виде кватерниона рассогласования, который рассчитывается по начальным угловым отклонениям. Учитывается действие на КА гравитационного момента.

Полагаем, что упругие колебания возбуждаются в каналах крена и курса под действием управляющих моментов ДМ  $\mathbf{M}_{DM}$  [1]. Будем учитывать по три тона упругих колебаний в диапазоне частот до 1 Гц. Выходные переменные модели влияют на показания ДУС и датчика вертикали.

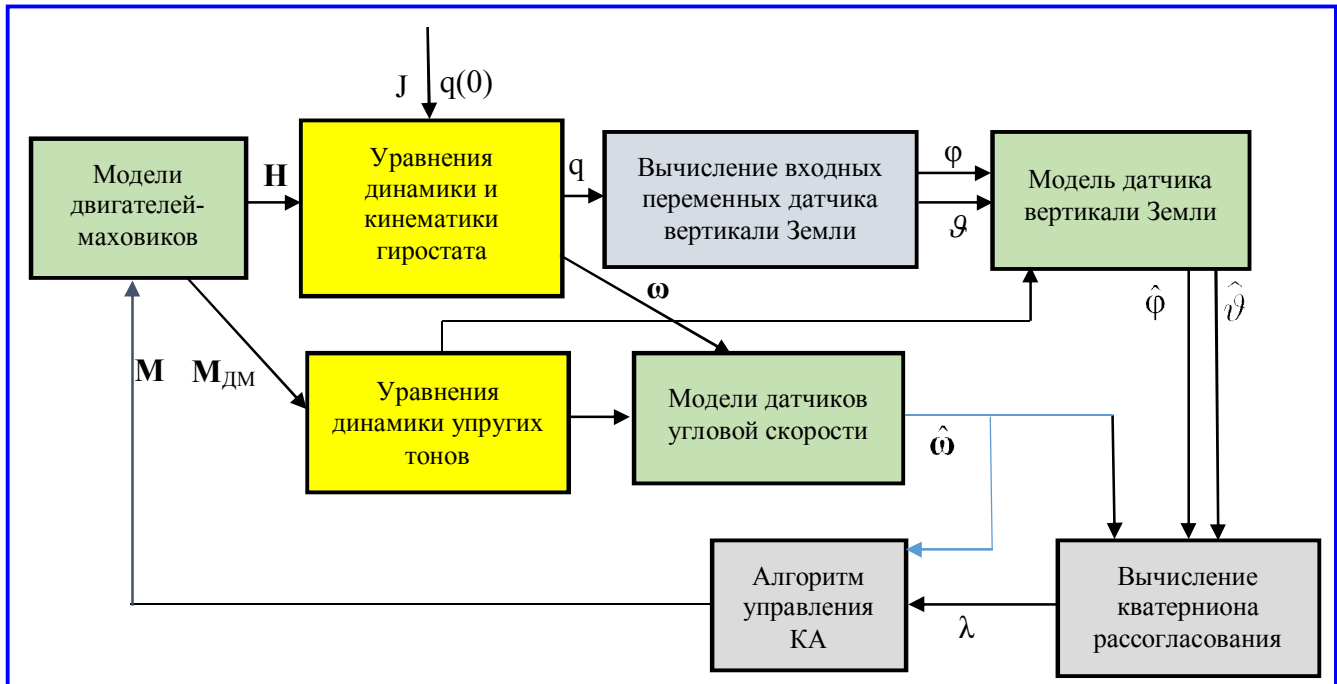


Рис. 1. Структура общей математической модели системы

В модели ДУС учитываются уровень насыщения сигнала, запаздывание, квантование по уровню, «нулевой» сигнал и шумы выходного сигнала. В качестве источника шумовых помех используется сигнал генератора «белого шума», пропущенный через формирующий фильтр. Входным сигналом модели является результирующая угловая скорость приборной рамы КА, выходным – сигнал ДУС  $\hat{\omega}$ .

В модели датчика вертикали учитываются уровень насыщения сигнала ( $\pm 0,035$  рад), запаздывание 0,5 с (постоянная времени аperiodического звена), квантование по уровню (цена единицы младшего разряда  $15''$ ) и шумы выходного сигнала. Для моделирования сигнала шума использовалась последовательная цепь из генератора «белого шума» и формирующего фильтра. Входным сигналом модели является результирующее угловое отклонение приборной рамы КА, выходным – информационный сигнал углового отклонения по крену  $\hat{\phi}$  и тангажу  $\hat{\psi}$  датчика вертикали.

Блок вычисления входных переменных датчика вертикали преобразует кватернион рассогласования  $\mathbf{q}$  в углы отклонения КА, измеряемые в двух плоскостях сканирования датчика. При больших рассогласованиях эти углы отличаются от углов Крылова.

В модели ДМ учитываются крутизна статической характеристики, зависимость управляющего момента от скорости вращения, позиционный момент, присущий ДМ постоянного тока, моменты сухого и вязкого трения [4, 8].

Алгоритмы управления КА реализуются в бортовой ЦВМ. В качестве исходных данных для моделирования выбраны параметры управления, при которых собственные частоты замкнутой системы значительно ниже частот упругих колебаний, а переходные процессы являются аperiodическими. Учитывается дискретность работы бортовой ЦВМ. Параметры КА и моделей приняты равными их номинальным значениям.

**Результаты моделирования.** Проверялась устойчивость системы ориентации с выбранными алгоритмами управления при обработке начальных угловых отклонений. Особенность системы ориентации состоит в том, что динамические процессы в канале крена через сигнал ДУС влияют на динамические процессы в канале курса.

Задавались начальные угловые отклонения по курсу и отклонения по крену в пределах зоны линейности датчика инфракрасной вертикали Земли. Интегрирование уравнений динамики КА проводилось методом Рунге – Кутты 4-го порядка с фиксированным шагом с начальным условием по суммарному кинетическому моменту  $\mathbf{k}(0) = J\boldsymbol{\omega}_0$ .

По результатам лётных испытаний расчётные параметры управления канала курса  $k_{1z}$  и  $k_{2z}$  скорректированы в сторону снижения, для того чтобы не возникали резонансные явления, связанные с упругими тонами КА. За счёт разнесения по шкале собственных частот замкнутой системы и частот упругих колебаний удаётся снизить влияние упругих

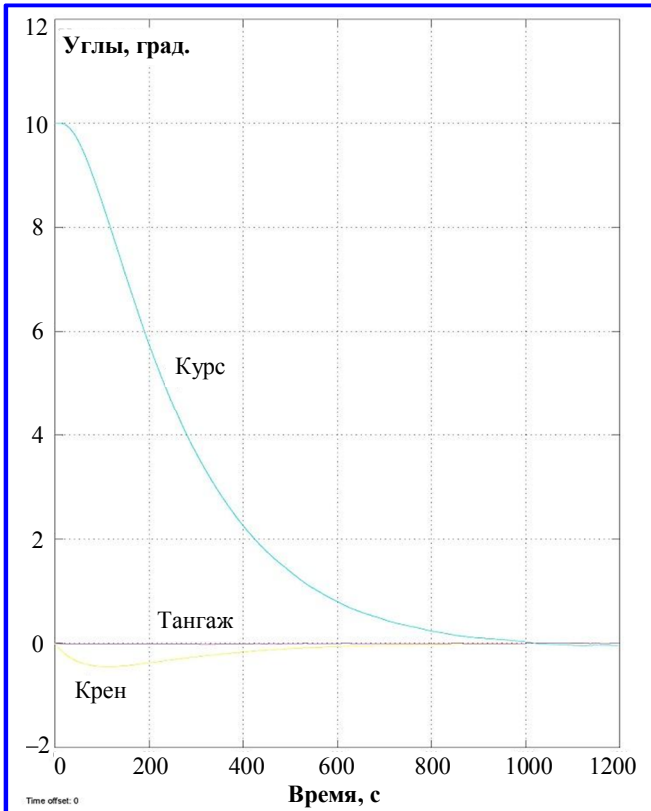


Рис. 2. Отработка начального углового отклонения по курсу

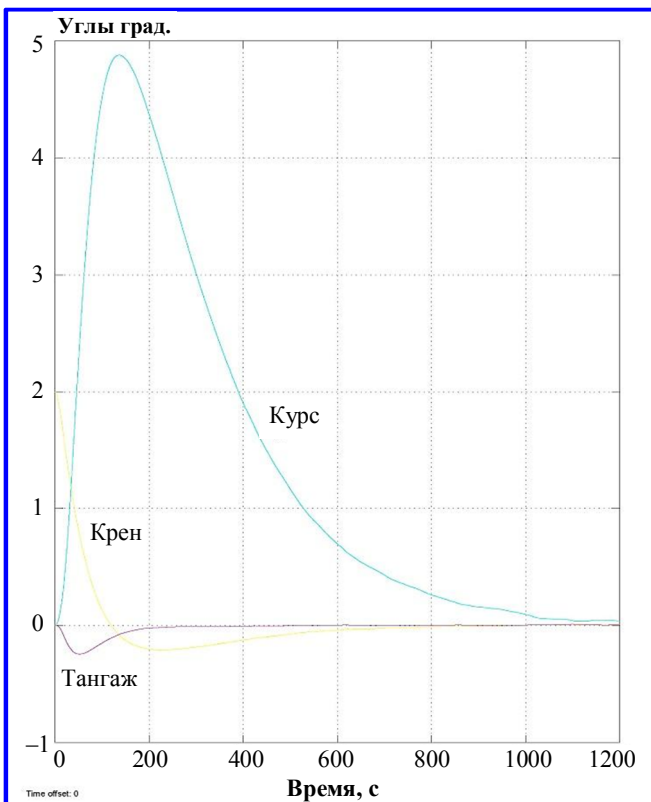


Рис. 3. Отработка начального углового отклонения по крену

колебаний корпуса и солнечных батарей, возбуждаемых управляющими моментами ДМ, на динамику стабилизации КА. Моделирование проводилось при следующих значениях параметров управления:  $k_{1x} = 40$  Н·м/рад;  $k_{2x} = 1000$  Н·м·с/рад;  $k_{1y} = 80$  Н·м/рад;  $k_{2y} = 2000$  Н·м·с/рад;  $k_{1z} = (0,625 \div 2,5)$  Н·м/рад;  $k_{2z} = (125 \div 500)$  Н·м·с/рад.

Переходные процессы в каналах курса и крена, вызванные начальным угловым отклонением по курсу  $\psi(0) = 10^\circ$ , изображены на рис. 2. Время отработки начального углового отклонения не превышает 1000 с. За окончание переходного процесса принят момент времени, при котором переменная уменьшается до уровня  $0,1^\circ$ . Отклонение по крену  $\varphi(t)$  в переходном режиме не превышает  $0,5^\circ$ . Следует отметить, что регулярная телеметрическая информация об изменении угла курса отсутствует, поскольку управление осуществляется без датчика курса.

Переходные процессы в каналах крена и курса, вызванные начальным угловым отклонением по крену  $\varphi(0) = 2^\circ$ , изображены на рис. 3. Время переходного процесса по крену не превышает 800 с. Отработка рассогласования по крену сопровождается отклонением КА по курсу  $\psi(t)$ , достигающим в переходном режиме  $\sim 5^\circ$ . Это вызвано тем, что ДУС канала крена, обеспечивающий плавное регулирование скорости по крену, служит одновременно датчиком угла канала курса.

Математическая модель является удобным инструментом для оценки тактико-технических характеристик системы ориентации ещё до полёта КА. Анализировалось влияние характеристик КА, датчика вертикали, ДУС, ДМ и параметров алгоритма управления на точность и динамику замкнутой системы. Методика моделирования заключается в следующем. Влияние отдельных факторов оценивалось на идеализированных моделях, в которых другие возмущающие факторы отсутствуют. Другой подход основан на поэтапном усложнении математической модели и сопоставлении результатов моделирования. В качестве исходной модели использовалась «линейная» модель замкнутой системы без учёта запаздываний с сохранением алгоритмов вычисления и умножения кватернионов рассогласования. Регистрация динамических процессов осуществлялась на интервале времени 15 000 с.

Влияние центробежных моментов инерции КА и гравитационного момента исследовалось при нулевых начальных условиях по углам ориентации. Регистрировались угловые отклонения и угловые скорости на выходе модели динамики и кинематики КА. В замкнутой системе наблюдаются гармо-



нические колебания с орбитальной частотой по курсу с амплитудой  $0,0018^\circ$  и курсу с амплитудой  $0,017^\circ$ .

Добавление в модель квантования БЦВМ управляющего момента по уровню ( $0,25/127$  Н·м) и времени ( $0,125$  с) приводит к появлению на фоне гармонических колебаний периодических отклонений по курсу с амплитудой  $0,034^\circ$  и крену с амплитудой  $0,0035^\circ$ . Это объясняется тем, что квантование определяет пороговый импульс момента, меньше которого не могут создаваться управляющие импульсы в каналах стабилизации.

Влияние моделей ДУС сводится в основном к постоянному смещению  $0,01^\circ$  картины угловых колебаний по курсу из-за «нулевого» сигнала ДУС канала крена. Изменение знака «нулевого» сигнала приводит к смене знака смещения.

Шумовая помеха в канале крена датчика вертикали, проходящая через апериодический фильтр и подверженная процедуре квантования, проявляется в сигнале отклонения по курсу в виде гармоник.

Среди параметров модели ДМ наибольшее влияние на точность ориентации оказывает момент сухого трения.

При выбранных параметрах алгоритма управления включение в общую модель замкнутой системы моделей упругих колебаний в каналах крена и курса не приводит к существенному изменению характера колебаний.

Совместное влияние квантования сигналов, момента сухого трения ДМ и уходов ДУС на динамику процессов проявляется в виде постоянной составляющей сигнала отклонения по курсу. Эту составляющую удаётся скомпенсировать введением поправки в сигнал ДУС канала курса. Компенсация в полёте проводилась при появлении достоверной информации об изменениях угла курса от бортового синхронизирующего координатно-временного устройства.

Общая картина изменения углов ориентации в режиме стабилизации с учётом всех возмущающих факторов, заложенных в моделях, за время  $15000$  с представлена на рис. 4. Моделирование проводилось после введения компенсирующей поправки в сигнал ДУС при минимальных параметрах управления в канале курса. Амплитуда колебаний по курсу не превышает  $0,14^\circ$ , крену –  $0,02^\circ$  и тангажу –  $0,01^\circ$ . При увеличении параметров управления в канале курса амплитуда угловых колебаний уменьшается.

**Заключение.** Ориентации и стабилизации КА «Метеор-М» № 2 в орбитальной системе координат осуществляется за счёт использования датчика вертикали Земли и ДУС канала крена. Моделирование на общей математической модели показало,

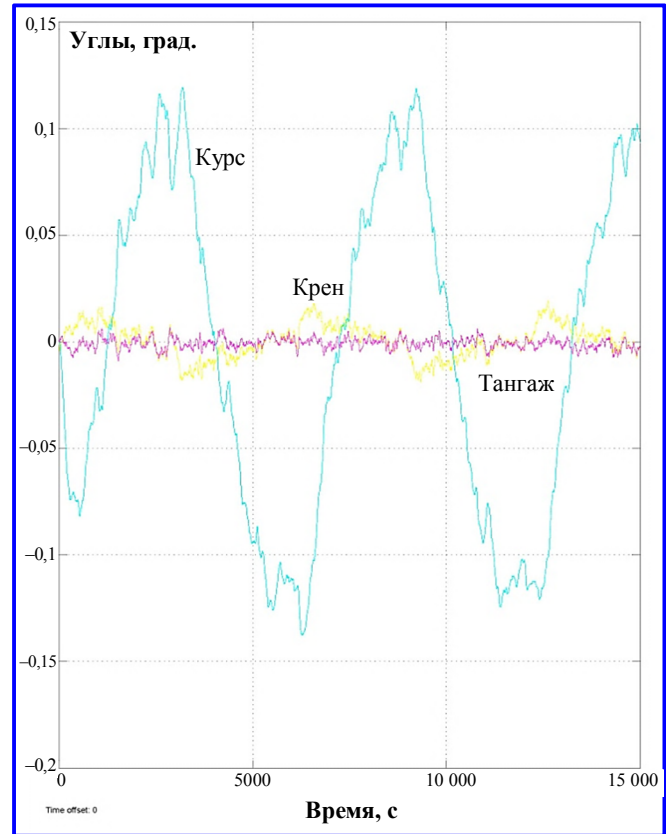


Рис. 4. Динамика стабилизации КА

что система стабилизации обладает устойчивостью в переходных режимах и режиме стабилизации с учётом основных тонов упругих колебаний конструкции КА. Исследовано влияние характеристик приборов и устройств системы ориентации на динамику стабилизации КА.

Рассмотренный режим ориентации может дублировать работу инерциальной навигационной системы при возникновении нештатных ситуаций.

### Литература

1. Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семёнов М. Е. Исследование динамики ориентации и стабилизации по курсу космического аппарата «Метеор-М» при использовании информации инфракрасной вертикали и датчиков угловой скорости / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008. – Т. 107. – С. 38 – 45.
2. Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семёнов А. С. [и др.] Режим поиска Земли космического аппарата «Метеор-М» № 2 / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, А. С. Семёнов, М. Е. Семёнов // Труды НПП ВНИИЭМ. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2012. – Т. 130. – № 5. – С. 13 – 18.
3. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М. : Наука, 1974. – 600 с.

4. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
5. Гандлевский Ю. М., Киселёва Т. И., Мирошник О. М. [и др.]. Опыт разработки и эксплуатации построителей местной вертикали для искусственных спутников Земли природно-ресурсного и метеорологического назначения / Ю. М. Гандлевский, Т. И. Киселёва, О. М. Мирошник, Е. Н. Михайлов, В. Н. Тюпикин // Электротехника. – 1996. – № 5. – С. 20 – 21.
6. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1973. – 320 с.
7. Гулятьев А. К. МАТЛАБ 5.2. Имитационное моделирование в среде Windows: практическое пособие / А. К. Гулятьев. – СПб. : КОРОНА принт, 1999. – 288 с.
8. Журавлёв В. Я., Кузьмин В. Н., Михайлов Е. М. [и др.]. Электродвигатель-маховик постоянного тока / В. Я. Журавлёв, В. Н. Кузьмин, Е. М. Михайлов, Е. П. Рудобаба, С. А. Стома // Труды ВНИИЭМ. – М. : ВНИИЭМ, 1985. – Т. 78. – С. 67 – 74.

Поступила в редакцию 18.09.2018

*Арон Давыдович Беленький*, кандидат технических наук, начальник лаборатории, т. (495)366-21-22.  
*Владимир Николаевич Васильев*, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, т. (495)366-21-22.  
*Максим Евгеньевич Семёнов*, ведущий инженер, т. (495)366-21-22.  
 E-mail: vniiem@vniiem.ru.  
 (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

## ORIENTATION AND STABILIZATION OF «METEOR-M» № 2 IN ORBITAL COORDINATE SYSTEM

**A. D. Belenkii, V. N. Vasilev, M. E. Semenov**

*The article deals with the possibility to construct an orbital coordinate system on board without a yaw angle sensor (gyroorbitant). This goal is achieved with the help of spacecraft (SC) yaw deviation data contained in the signal of roll channel rate sensor. This system has been implemented on «Meteor-M» № 2. A mathematical model of a closed attitude and orbit control system that allows the evaluation of the influence of different factors on the SC stabilization dynamics has been developed.*

**Key words:** vertical sensor, rate sensor, reaction wheel, quaternion, momentum.

### References

1. Belenkii A. D., Vasilev V. N., Semenov M. E. Study of «Meteor-M» yaw orientation and stabilization dynamics using data from infrared vertical and rate sensors / A. D. Belenkii, V. N. Vasilev, M. E. Semenov // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – М. : FGUE «NPP VNIIEEM», 2008. – Vol. 107. – Pp. 38 – 45.
2. Belenkii A. D., Vasilev V. N., Semenov A. S. [et al.] Earth acquisition mode of «Meteor-M» № 2 / A. D. Belenkii, V. N. Vasilev, A. S. Semenov, M. E. Semenov // VNIIEEM Proceedings. М. : FGUE «NPP VNIIEEM», 2012. – Vol. 130. – No. 5. – Pp. 13 – 18.
3. Raushenbakh B. V., Tokar E. N. Spacecraft attitude control / B. V. Raushenbakh, E. N. Tokar – М. : Nauka (Science) Publishers, 1974. – 600 p.
4. Vasilev V. N. Spacecraft attitude and orbit control systems / V. N. Vasilev. – М. : FGUE «NPP VNIIEEM», 2009. – 310 p.
5. Gandlevskii Yu. M., Kiseleva T. I., Miroshnik O. M. [et al.] Experience in development and operation of local vertical builders for meteorological and natural resources monitoring satellites / Yu. M. Gandlevskii, T. I. Kiseleva, O. M. Miroshnik, E. N. Mikhailov, V. N. Tiupikin // Electrical Engineering. – 1996. – No. 5. – Pp. 20 – 21.
6. Branets V. N., Shmyglevskii I. P. Use of quaternions in solid body orientation problems / V. N. Branets, I. P. Shmyglevskii. – М. : Nauka (Science) Publishers, 1973. – 320 p.
7. Gultiaev A. K. MATLAB 5.2. Simulation modeling in Windows environment: practical guide / A. K. Gultiaev. – St. Petersburg : KORONA print, 1999. – 288 p.
8. Zhuravlev V. Ia., Kuzmin V. N., Mikhailov E. M. [et al.]. Direct current reaction wheel / V. Ia. Zhuravlev, V. N. Kuzmin, E. M. Mikhailov, E. P. Rudobaba, S. A. Stoma // VNIIEEM Proceedings. – М. : VNIIEEM, 1985. – Vol. 78. – Pp. 67 – 74.

*Арон Давыдович Беленький*, Candidate of Technical Sciences (Ph.D.), Head of Laboratory.  
*Владимир Николаевич Васильев*, Candidate of Technical Sciences (Ph.D.), Senior Researcher.  
 Tel.: +7 (495) 366-21-22.  
*Максим Евгеньевич Семёнов*, Leading Engineer, tel.: +7 (495) 366-21-22.  
 E-mail: vniiem@vniiem.ru.  
 (JC «VNIIEEM Corporation»).