

КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.7

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 2

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

Рассматриваются проблемы, связанные с разработкой и моделированием динамики бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) с астрокоррекцией космического аппарата (КА) «Метеор-М» № 2. БИНС строится на базе датчиков угловой скорости (ДУС). Разработан алгоритм вычисления скорости коррекции приборного базиса, использующий информацию звёздных датчиков и аппаратуры спутниковой навигации (АСН). Кинематические параметры в форме кватернионов вычисляются бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) путём интегрирования кинематических уравнений. Исследования проводились на математической модели замкнутой системы ориентации, учитывающей особенности режима ориентации по звёздам. В её состав входят математические модели БИНС, ДУС, двигателей-маховиков (ДМ), алгоритмы управления КА, модель динамики и кинематики КА как объекта управления, модели упругих колебаний в каналах крена и рыскания. Кинематические уравнения интегрируются в форме кватернионов. Проверялась устойчивость замкнутой системы, оценивалось время отработки начальных угловых отклонений КА, исследовалось влияние параметров устройства системы на точность ориентации. Приведены результаты лётных испытаний.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации, БИНС, датчик угловой скорости, базис, кватернион, кинематическое уравнение, кинетический момент.

Введение. Высокая точность ориентации КА «Метеор-М» № 2 обеспечивается бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), которая корректируется сигналами бортового синхронизирующего координатно-временного устройства (БСКВУ) и звёздных датчиков. БИНС строится на базе высокочувствительных волоконно-оптических датчиков угловой скорости (ДУС), обладающих необходимым ресурсом. Кинематические уравнения в форме кватернионов интегрируются БЦВМ.

БИНС должна обеспечивать бесперебойную ориентацию КА во время перерывов в работе БСКВУ. Для восстановления работоспособности БСКВУ могут потребоваться команды с Земли во время сеансов связи. «Уходы» БИНС за максимальное время между сеансами связи не должны приводить к смене режима ориентации.

Системы координат. Воспользуемся терминологией и обозначениями, предложенными в [1, 2]. Свяжем с КА систему координат $Ox_0y_0z_0$ (базис E). Начало системы координат совпадает с центром масс КА. Полагаем, что трёхгранник осей чувствительности ДУС совпадает с осями системы координат КА. Движение КА будем рассматривать в орбитальной системе координат $Ox_0y_0z_0$, которая считается опорной (базис I). Начало системы координат O совмещено с центром масс КА. Ось Oz_0 расположена на продолжении радиус-вектора орбиты. Ось Ox_0 перпендикулярна оси Oz_0 , находится в плоскости орбиты и направлена в сторону вектора скорости КА. Ось Oy_0 перпендикулярна плоско-

сти орбиты. Вектор скорости вращения опорной системы координат направлен по оси Oy_0 .

Интегрирование кинематических уравнений обеспечивает построение на борту приборной системы координат (базис I^*). Первичной информацией для решения кинематических уравнений служат сигналы ДУС, измеряющих абсолютную угловую скорость КА.

Кинематические уравнения. Интегрирование кинематического уравнения [1]

$$d\Lambda/dt = 1/2\Lambda \circ \omega_E,$$

обеспечивает построение на борту приборного базиса I^* , где Λ – кватернион рассогласования, задающий переход от приборного базиса к связанному базису, $\omega_E = [0, \omega_x, \omega_y, \omega_z]$ – кватернион угловой скорости, у которого компоненты $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости КА на оси связанного базиса E . Приборная система координат совпадает с положением связанной системы в момент начала интегрирования. Формирование управляющих моментов в виде функций компонент кватерниона рассогласования и проекций вектора угловой скорости решает динамическую задачу управления – обеспечение асимптотической устойчивости КА относительно положения $\Lambda = [1, 0, 0, 0]$, когда совмещаются базисы I^* и E . Естественно, что приборная система координат с течением вре-

мени «уходит» из-за погрешностей измерения угловых скоростей КА и ошибок интегрирования кинематического уравнения. Для компенсации уходов требуется коррекция приборного базиса.

Опорный базис вращается с угловой орбитальной скоростью относительно идеального приборного базиса, не имеющего уходов. Предположим, что в начальный момент времени базисы \mathbf{I} , \mathbf{I}^* и \mathbf{E} совпадают. Интегрирование кинематического уравнения

$$d\Lambda/dt = {}^{1/2}\Lambda^\circ(\omega_E - \omega_{0E})$$

обеспечивает построение на борту вращающегося приборного базиса \mathbf{I}^* , где $\Lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ – кватернион рассогласования, задающий переход от вращающегося базиса к связанному, $\omega_{0E} = [0, \omega_{0x}, \omega_{0y}, \omega_{0z}]$ – кватернион угловой скорости, у которого компоненты $\omega_{0x}, \omega_{0y}, \omega_{0z}$ – проекции вектора угловой орбитальной скорости на оси связанного базиса \mathbf{E} . Вращающаяся приборная система координат с течением времени «уходит» из-за погрешностей измерения угловой скорости КА ($\delta\omega_E$), неточности задания вектора угловой орбитальной скорости ($\delta\omega_{0E}$) и ошибок интегрирования кинематического уравнения. При учёте погрешностей кинематическое уравнение примет вид

$$d\Lambda/dt = {}^{1/2}\Lambda^\circ(\omega_E + \delta\omega_E - \omega_{0E} - \delta\omega_{0E})$$

или

$$d\Lambda/dt = {}^{1/2}\Lambda^\circ(\omega_E - \omega_{0E}) + {}^{1/2}\Lambda^\circ(\delta\omega_E - \delta\omega_{0E}).$$

Второе слагаемое правой части уравнения вызывает нежелательное изменение производной кватерниона рассогласования и определяет скорость ухода БИНС. Введением компенсирующих сигналов можно регулировать скорость изменения кватерниона. Компенсирующий сигнал может добавляться к измеряемым величинам $\hat{\omega}_E = \omega_E + \delta\omega$, $\hat{\omega}_{0E} = \omega_{0E}$ или вводиться в правую часть уравнения. В первом случае

$$d\Lambda/dt = {}^{1/2}\Lambda^\circ(\hat{\omega}_E - \hat{\omega}_{0E} + \Omega_{KE}), \quad (1)$$

где $\Omega_{KE} = [0, \Omega_{K1}, \Omega_{K2}, \Omega_{K3}]$ – кватернион угловой скорости, у которого компоненты $\Omega_{K1}, \Omega_{K2}, \Omega_{K3}$ – проекции вектора скорости коррекции на оси связанного базиса \mathbf{E} .

Во втором случае

$$d\Lambda/dt = {}^{1/2}\Lambda^\circ(\hat{\omega}_E - \hat{\omega}_{0E}) + \Omega, \quad (2)$$

где Ω – скорость коррекции кватерниона рассогласования, называемая в дальнейшем скоростью коррекции БИНС.

Интегральной оценкой скорости ухода БИНС является кватернион рассогласования между приборным и опорным базисами. Решение кинематической задачи управления (совмещение корректируемого и опорного базисов) требует выбора закона регулирования скорости коррекции БИНС. Для этого нужна информация об угловом положении КА относительно внешних ориентиров. Алгоритмы вычисления параметров орбиты и кватерниона рассогласования $\mathbf{Q} = [\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3]$ связанного базиса относительно орбитальной системы координат, реализуемые в БСКВУ, используют информацию звёздных датчиков и навигационных спутников (ГЛОНАСС и GPS). Поскольку вектор угловой орбитальной скорости направлен по оси Oy_0 опорного базиса \mathbf{I} , $\hat{\omega}_{0I} = [0, 0, \hat{\omega}_0, 0]$, где $\hat{\omega}_0$ – угловая орбитальная скорость по результатам измерения. При помощи кватерниона \mathbf{Q} осуществляется переход к связанному базису \mathbf{E} [1]

$$\hat{\omega}_{0E} = \tilde{\mathbf{Q}}^\circ \hat{\omega}_{0I} \circ \mathbf{Q}, \quad (3)$$

где $\tilde{\mathbf{Q}} = [\mu_0, -\mu_1, -\mu_2, -\mu_3]$ – кватернион, сопряжённый \mathbf{Q} .

Компоненты кватерниона рассогласования между опорным и корректируемым базисами могут использоваться для формирования алгоритма регулирования скорости коррекции БИНС.

Коррекция БИНС. Обозначим $\mathbf{N} = [v_0, v_1, v_2, v_3]$ – вычисляемый кватернион рассогласования между опорным и корректируемым базисами. Закон регулирования скорости коррекции БИНС для уравнения (1) предлагается в виде [1]

$$\Omega_{ki} = -k_6 v_0 v_i (i = 1, 2, 3), \quad (4)$$

где k_6 – коэффициент коррекции базиса.

Из равенства $\mathbf{Q} = \mathbf{N}^\circ \Lambda$ найдём

$$\mathbf{N} = \mathbf{Q}^\circ \tilde{\Lambda},$$

где $\tilde{\Lambda} = [\lambda_0, -\lambda_1, -\lambda_2, -\lambda_3]$ – кватернион, сопряжённый Λ .

Используя формулу для умножения кватернионов [1], получим

$$\begin{aligned} v_0 &= \mu_0 \lambda_0 + \mu_1 \lambda_1 + \mu_2 \lambda_2 + \mu_3 \lambda_3, \\ v_1 &= -\mu_0 \lambda_1 + \mu_1 \lambda_0 - \mu_2 \lambda_3 + \mu_3 \lambda_2, \\ v_2 &= -\mu_0 \lambda_2 + \mu_2 \lambda_0 - \mu_3 \lambda_1 + \mu_1 \lambda_3, \\ v_3 &= -\mu_0 \lambda_3 + \mu_3 \lambda_0 - \mu_1 \lambda_2 + \mu_2 \lambda_1. \end{aligned}$$

На КА «Метеор-М» № 2 предусмотрена определённая последовательность смены режимов ориен-

тации. Началу работы БИНС предшествует ориентация КА в орбитальной системе координат при помощи инфракрасной вертикали и ДУС, вследствие чего начальные угловые отклонения БИНС могут считаться малыми. С учётом малости угловых отклонений, когда $v_1 \cong \mu_1 - \lambda_1$, $v_2 \cong \mu_2 - \lambda_2$, $v_3 \cong \mu_3 - \lambda_3$, закон коррекции БИНС (4) для уравнения (1) можно упростить:

$$\Omega_{k0} = 0, \Omega_{ki} \cong -k_6(\mu_i - \lambda_i) (i = 1, 2, 3). \quad (5)$$

Закон регулирования скорости коррекции БИНС для уравнения (2) примем в виде

$$\Omega = -k_6 (\mathbf{Q} - \Lambda) \quad (6)$$

или

$$\Omega_i = -k_6 (\mu_i - \lambda_i) (i = 0, 1, 2, 3). \quad (7)$$

Три компоненты законов регулирования (5) и (7) совпадают. На КА «Метеор-М» № 2 реализован алгоритм (6), позволяющий по сравнению с алгоритмом (4) упростить процедуру вычислений в БЦВМ.

Модель БИНС. Структурная схема БИНС с использованием стандартных блоков раздела Aerospace Blockset библиотеки пакета прикладных программ Matlab [3] изображена на рис. 1. Входные переменные модели – сигналы ДУС и кватернион БСКВУ. В БИНС интегрируются кинематические уравнения в форме кватернионов. По сигналу БСКВУ осуществляется астрокоррекция БИНС, RKR_B – коэффициент коррекции базиса. Контур обратной связи в цепи интегрирующего звена используется для нормирования кватерниона в соответствии с программой вычислений, реализуемой в БЦВМ, RKR_N – коэффициент коррекции нормы. Если сигнал из БСКВУ отсутствует, в формуле (3) кватернион \mathbf{Q} заменяется кватернионом Λ , тем самым вычисляются проекции вектора угловой орбитальной скорости на оси приборного базиса \mathbf{I}^*

$$\hat{\omega}_{01*} = \tilde{\Lambda} \circ \hat{\omega}_{01} \circ \Lambda.$$

Вычислительная процедура реализуется блоком Quaternion Rotation. На первый вход подаётся кватернион рассогласования, на второй – вектор угловой орбитальной скорости, заданный проекциями на оси орбитальной системы координат. Выходные переменные блока – проекции вектора угловой орбитальной скорости на оси связанного или приборного базисов. Сформированный кватернион угловой скорости умножается на кватернион рассогласования (блок Quaternion Multiplication).

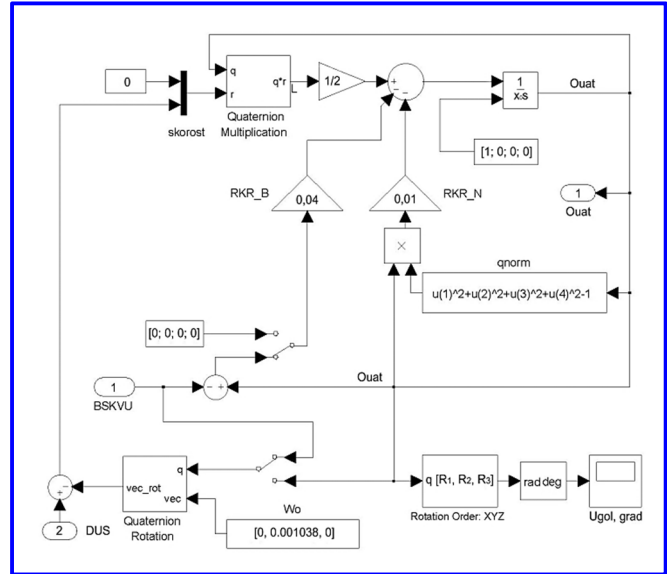


Рис. 1. Структурная схема БИНС

Выходной переменной модели является оценка кватерниона рассогласования относительно орбитальной системы координат. Для наглядности выходной кватернион модели БИНС преобразован в эквивалентные угловые отклонения по осям ориентации (блок Rotation Order: XYZ).

Уравнения движения КА. Движение КА как твёрдого тела, управляемого ДМ, в орбитальной системе координат описывается системой динамических и кинематических уравнений [4]:

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

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

Входной переменной модели КА является вектор кинетического момента \mathbf{H} , создаваемый ДМ. Выходные переменные: векторы абсолютной $\boldsymbol{\omega}$ и относительной $\boldsymbol{\omega}_1$ угловых скоростей КА, кватернион рассогласования \mathbf{q} между опорным и связанным базисами. Для наглядного представления ре-

зультатов моделирования организован пересчёт кватерниона рассогласования в углы ориентации φ , ϑ , ψ (углы Крылова [5, 6]). Параметрами модели являются тензор инерции КА J и угловая орбитальная скорость ω_0 . Начальные условия на моделирование задаются в виде кватерниона рассогласования, который рассчитывается по начальным угловым отклонениям.

На КА действует гравитационный момент [5]

$$M_r = (3g_r/R^3)[r \times (Jr)],$$

где $g_r = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли; R – расстояние от центра масс КА до центра Земли; r – единичный вектор, направленный по радиус-вектору орбиты.

Высокая точность ориентации в орбитальной системе координат, предъявляемая к КА, требует учёта упругих свойств КА, влияющих на показания ДУС. Полагаем, что упругие колебания возбуждаются в каналах крена и рыскания под действием управляющих моментов ДМ [4]. Будем учитывать по три тона упругих колебаний в диапазоне частот до 1 Гц.

Динамика упругих колебаний описывается уравнениями

$$d^2q_{ij}/dt^2 + 2\xi_{ij}v_{ij}dq_{ij}/dt + v_{ij}^2q_{ij}^2 = f_{ij}M_{дмi},$$

где $i = x, z$ – канал ориентации; j – номер упругого тона; q_{ij} – координата упругого тона; v_{ij} – частота упругих колебаний; ξ_{ij} – относительные коэффициенты демпфирования упругих тонов; f_{ij} – коэффициенты влияния; $M_{дмi}$ – компоненты вектора управляющего момента маховичной системы.

Математическая модель упругого КА объединяет модели гиростата и упругих колебаний. Выходные переменные модели упругого КА

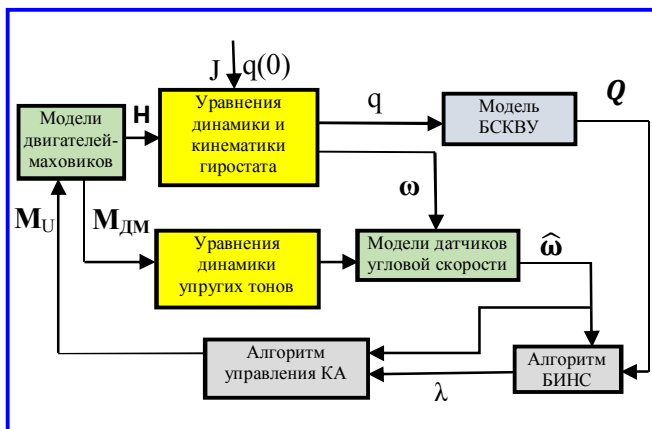


Рис. 2. Структура модели для исследования режима астроориентации КА

$$\omega_{\Sigma x} = \omega_x + \sum f_{xy}dq_{xy}/dt, \omega_{\Sigma z} = \omega_z + \sum f_{zj}dq_{zj}/dt$$

являются входными переменными для моделей ДУС.

Алгоритм управления. Для решения динамической задачи управления сигналы требуемых управляющих моментов в режиме астроориентации формируются в виде функций компонент кватерниона рассогласования и сигналов угловой скорости $\hat{\omega}$ ДУС [1]

$$M_{Ux} = -k_{1x}\lambda_0\lambda_1 - k_{2x}\hat{\omega}_x,$$

$$M_{Uy} = -k_{1y}\lambda_0\lambda_2 - k_{2y}(\hat{\omega}_y - \omega_{0y}),$$

$$M_{Uz} = -k_{1z}\lambda_0\lambda_3 - k_{2z}\hat{\omega}_z,$$

где k_{1x}, k_{1y}, k_{1z} – коэффициенты усиления сигналов углового рассогласования в каналах крена, тангажа и курса; k_{2x}, k_{2y}, k_{2z} – коэффициенты усиления сигналов угловой скорости. В модели алгоритма управления учитывается квантование БЦВМ по времени.

Математическая модель системы ориентации. Общая математическая модель системы (рис. 2) включает: модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2 как твёрдого тела с учётом действия гравитационного момента, модель динамики упругих тонов КА в каналах крена и рыскания, модели трёх ДУС, алгоритмы управления КА и БИНС, модели БСКВУ и трёх ДМ. Упругие колебания возбуждаются под действием управляющего момента маховичной системы $M_{дм}$.

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 $\hat{\omega}$.

Параметры КА и моделей приняты равными их номинальным значениям.

По результатам предварительного моделирования выбраны параметры управления, при которых собственные частоты замкнутой системы не превышают 0,01 Гц, а переходные процессы являются аperiодическими.

Модель БСКВУ имитирует выдачу кватерниона рассогласования относительно орбитальной системы координат с регулируемым интервалом времени. Входные переменные модели БИНС – сигналы трёх ДУС и кватернион рассогласования из БСКВУ.

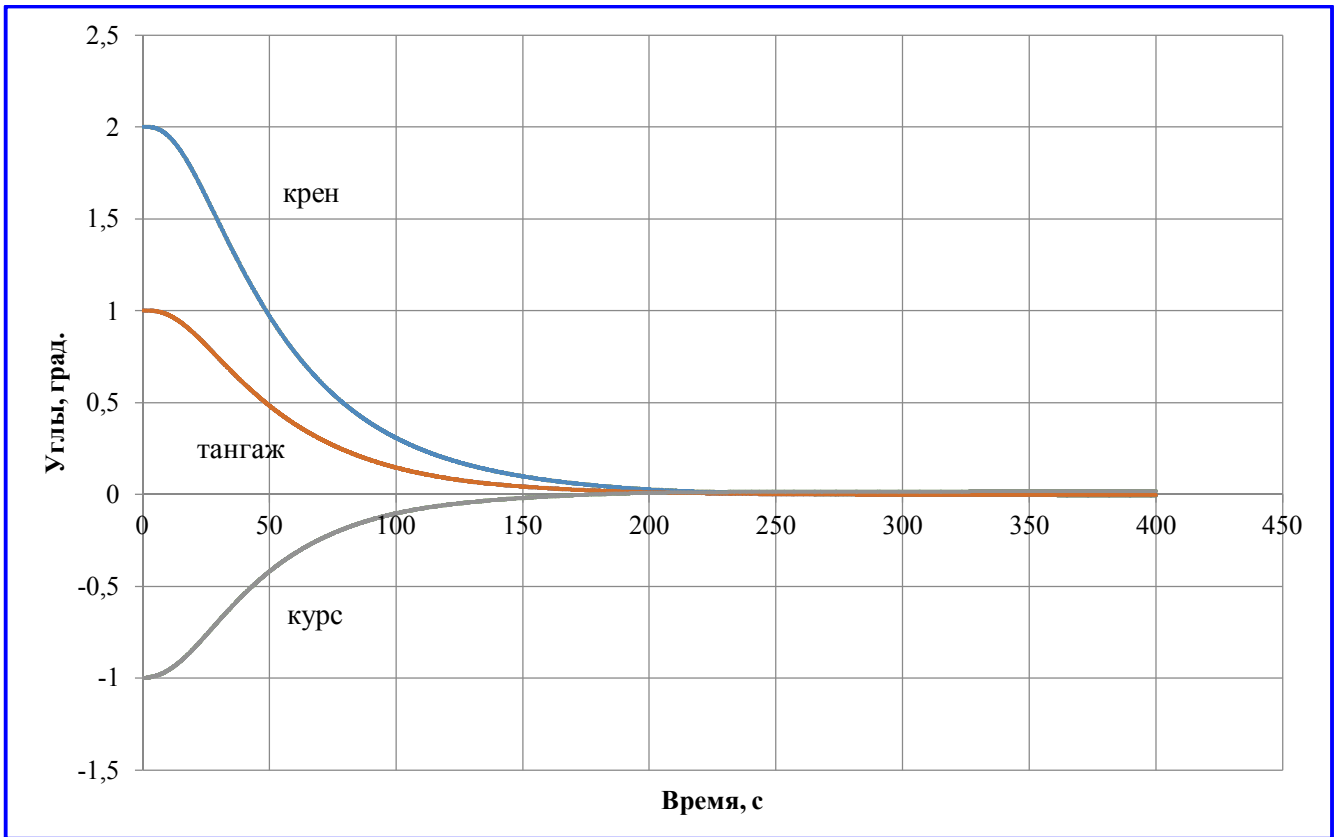


Рис. 3. Отработка начальных угловых рассогласований

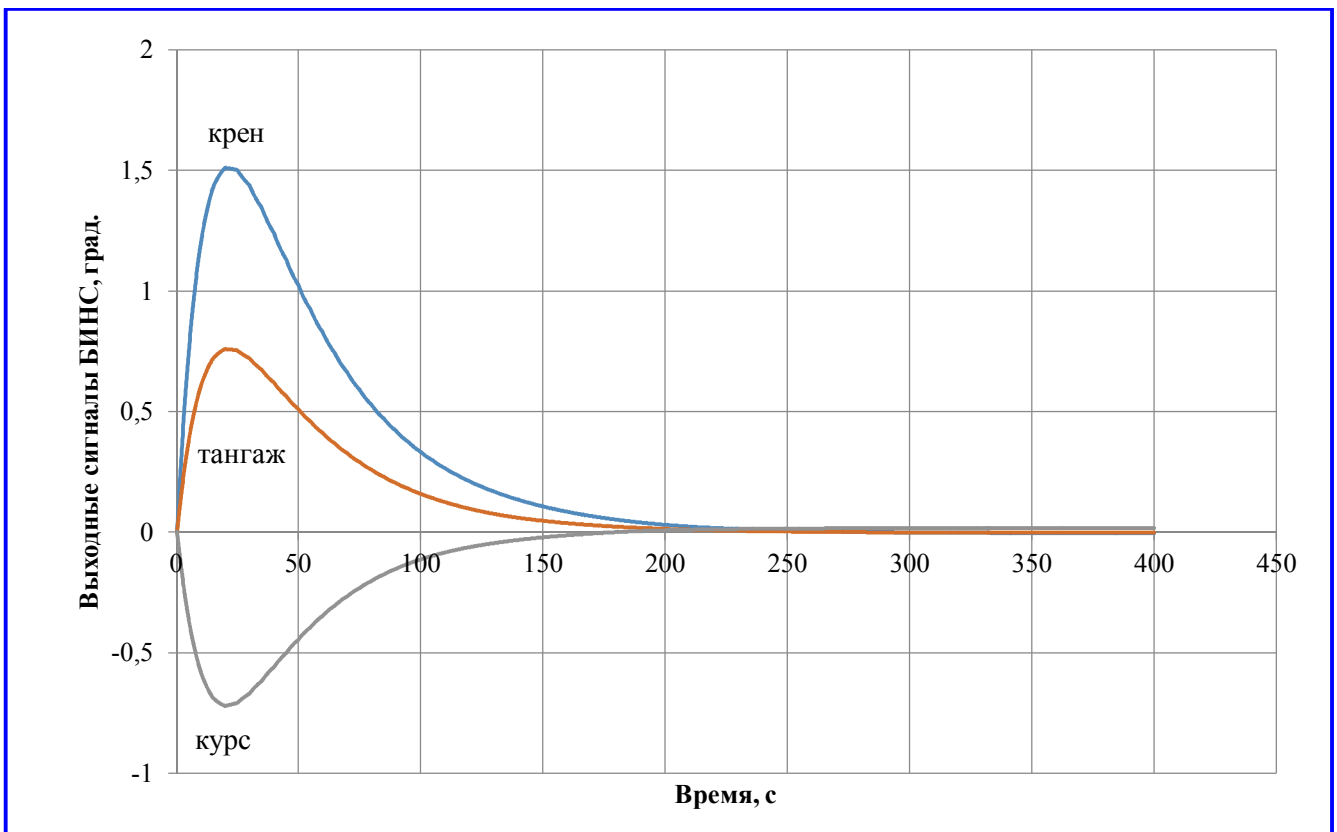


Рис. 4. Выходные сигналы БИНС

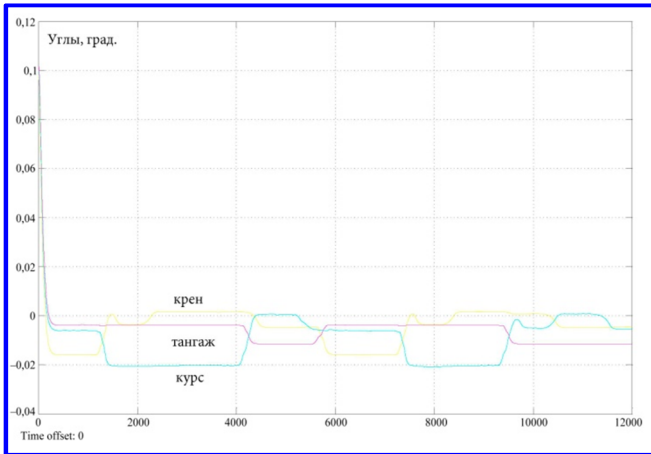


Рис. 5. Режим стабилизации

В БИНС интегрируются кинематические уравнения в форме кватернионов, а по сигналу БСКВУ осуществляется астрокоррекция БИНС. Выходной переменной модели БИНС является оценка кватерниона рассогласования относительно орбитальной системы координат.

Результаты моделирования. Проверялась устойчивость работы БИНС с выбранными алгоритмами управления КА и БИНС при обработке начальных угловых рассогласований КА, оценивались время приведения приборной системы координат к опорной системе координат, точность стабилизации в орбитальной системе координат. В каналах крена, тангажа и курса задавались начальные значения компонент суммарного вектора кинетического момента $k_x(0) = -I_{xy}\omega_0$, $k_y(0) = I_y\omega_0$, $k_z(0) = -I_{zy}\omega_0$, характерные для КА, стабилизированного в орбитальной системе координат. Переходные процессы в каналах ориентации, вызванные начальными угловыми отклонениями по крену $\varphi(0) = 2^\circ$, тангажу $\nu(0) = 1^\circ$, рысканию $\psi(0) = -1^\circ$, изображены на рис. 3. Время отработки начального углового отклонения по всем осям ориентации не превышает 350 с, максимальная угловая скорость (канал крена) не превышает $0,03^\circ/\text{с}$. По окончании переходного процесса абсолютная угловая скорость по тангажу становится равной угловой орбитальной скорости, начинается режим стабилизации в орбитальной системе координат. Для наглядности выходной кватернион модели БИНС преобразован в эквивалентные угловые отклонения по осям ориентации (рис. 4). Сравнение с рис. 3 показывает, что для работы БИНС характерны процессы «сглаживания». Время приведения приборной системы координат к опорной не превышает 350 с.

Исследовалось влияние характеристик КА, приборов ориентации и ДМ на точность и динамику

замкнутой системы. Влияние отдельных факторов оценивалось на идеализированных моделях, в которых другие возмущающие факторы отсутствуют. В качестве исходной модели использовалась «линейная» модель замкнутой системы без учёта запаздываний с сохранением алгоритмов вычисления и умножения кватернионов рассогласования. Интегрирование уравнений динамики и кинематики проводилось в течение 12 000 секунд с переменным шагом и максимальным значением шага $0,0125$ с.

Влияние центробежных моментов инерции КА и гравитационного момента исследовалось при начальных условиях по углам ориентации $\varphi(0) = \nu(0) = \psi(0) = 1$. Регистрировались угловые отклонения и угловые скорости на выходе модели динамики и кинематики КА. По окончании переходного процесса (~ 350 с) в замкнутой системе наблюдаются гармонические колебания с орбитальной частотой по крену с амплитудой $6 \cdot 10^{-4}$ град. и курсу с амплитудой $8 \cdot 10^{-4}$ град. Амплитуды колебаний угловой скорости КА относительно орбитальной системы координат составляют по крену $6,5 \cdot 10^{-7}$ град./с, по курсу $8,5 \cdot 10^{-7}$ град./с.

Добавление в модель квантования БЦВМ по уровню ($0,25/127$ Н·м) и времени ($0,125$ с) приводит к появлению колебаний, близких по форме к прямоугольным, с периодом ~ 6000 с и амплитудами по крену $0,003^\circ$ и курсу $0,004^\circ$. Во время смены знака угловых отклонений возникают скорости по крену до $4,6 \cdot 10^{-5}$ град./с и курсу $6 \cdot 10^{-5}$ град./с.

Введение в общую модель модели БСКВУ с тактом работы до 10 с не вносит заметных изменений в наблюдаемые процессы.

После добавления в идеализированную модель замкнутой системы полных моделей ДМ [4, 6, 9] в каналах крена и курса наблюдаются низкочастотные колебательные процессы ступенчатого вида с продолжительностью «ступеней» ~ 1500 с. Отклонения по крену $\pm 0,004^\circ$ и $\pm 0,014^\circ$, по курсу $\pm 0,004^\circ$ и $\pm 0,019^\circ$. Во время переходов с одной ступени на другую угловые скорости достигают по крену $1,5 \cdot 10^{-4}$ град./с, по курсу $2 \cdot 10^{-5}$ град./с. В канале тангажа возникает статическая ошибка $-0,003^\circ$.

Моделирование на общей модели замкнутой системы (после добавления моделей ДУС и моделей упругих колебаний в каналах крена и курса) не приводит к существенному изменению характера колебаний. Общая картина изменения углов ориентации в режиме стабилизации за время 12 000 с после отработки начальных рассогласований $\varphi(0) = \nu(0) = \psi(0) = 0,1^\circ$ представлена на рис. 5. Колебания происходят относительно средних значений, появившихся в результате реакции системы

на «нулевые» сигналы датчиков угловой скорости. Все каналы ориентации обладают близкими динамическими свойствами.

В режиме «памяти» БИНС сохраняет возможность поддержания ориентации КА в течение длительного времени при отсутствии корректирующего кватерниона БСКВУ. Чтобы проверить это свойство, в течение 12 000 с выполнялось моделирование с нулевыми начальными условиями по угловым отклонениям КА. Через 1000 с модельного времени имитируется отказ БСКВУ. Для этого отключается контур коррекции БИНС или обнуляется коэффициент коррекции базиса. БИНС переходит в режим «памяти», когда функционирует только контур интегрирования кинематических уравнений. «Нулевой» сигнал всех ДУС принимался равным $0,0001^\circ/\text{с}$. Моделирование в режиме «памяти» производилось в течение 10 000 с, после чего БСКВУ снова подключалось к контуру управления. За время 10 000 с угловые отклонения по крену и курсу не превышают $0,25^\circ$. Угловое отклонение по тангажу нарастает с постоянной скоростью, равной «нулевой» скорости ДУС, и к концу моделирования не превышает 1° (рис. 6).

Параметром алгоритма БИНС является угловая орбитальная скорость. Ошибка в её задании вызывает появление статической ошибки по тангажу, которая обратно пропорциональна коэффициенту коррекции приборного базиса. При стабилизации в орбитальной системе координат в сигнал датчика угловой скорости канала тангажа заводится компенсирующий сигнал, равный угловой орбитальной скорости. Ошибка в величине компенсирующего сигнала вызывает появление статической ошибки по тангажу, которая пропорциональна отношению коэффициентов усиления сигналов угловой скорости и углового рассогласования k_{2y}/k_{1y} .

На ошибку ориентации БИНС в режиме «памяти» существенное влияние оказывают «нулевые» сигналы ДУС. В результате обработки телеметрической информации, поступающей с ДУС, «нулевые» сигналы могут быть вычислены. Соответствующие поправки в сигналы датчиков, переданные с Земли на борт КА, позволяют снизить «уходы» БИНС. Ошибки ориентации от «смещения нуля» датчиков угловой скорости можно минимизировать введением в контур коррекции дополнительного сигнала обратной связи, пропорционального интегралу от скорости коррекции БИНС.

Проводилось моделирование при выборе закона регулирования (4) для кинематического уравнения (1). В [1] доказывается асимптотическая сходимость процесса коррекции во всей области изменения

начального кватерниона, кроме точки $\lambda_0 = 0$. При малых угловых отклонениях результаты моделирования мало отличаются от результатов, полученных на модели рис. 1.

Лётные испытания. КА «Метеор-М» № 2 выведен на орбиту 8 июля 2014 г. Ориентацию КА в орбитальной системе координат обеспечивают режимы «Земля – курс» и «Астроориентация». В первом случае для построения опорной системы координат используется принцип прямого управления по сигналам датчика инфракрасной вертикали Земли и тангажного ДУС [4]. Во втором случае кватернион рассогласования относительно орбитальной системы координат вычисляется в БСКВУ, реализуется принцип БИНС с астрокоррекцией. Во время перерывов в работе БСКВУ по телеметрическим сигналам датчика инфракрасной вертикали можно судить об уходах БИНС по крену и тангажу.

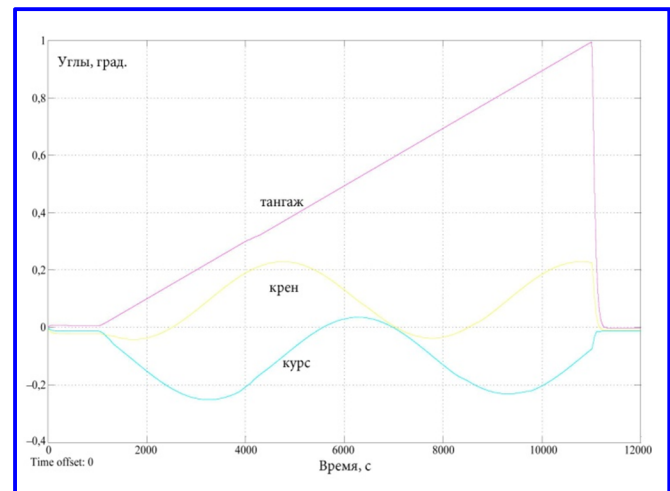


Рис. 6. Режим стабилизации при отключении БСКВУ

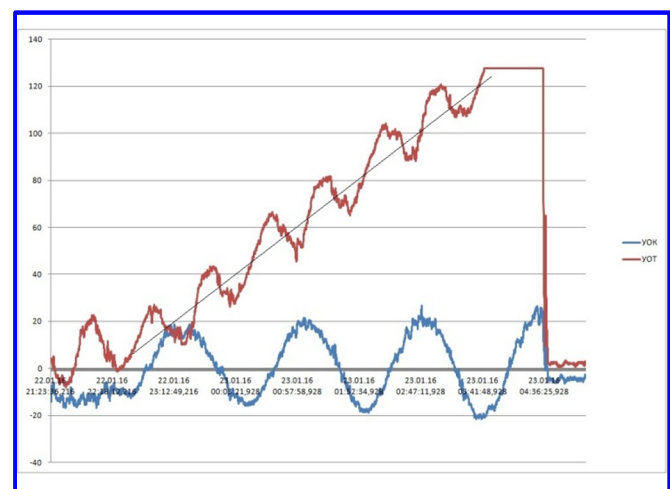


Рис. 7. Телеметрические сигналы угловых отклонений КА по крену и тангажу

22 января 2016 г. время, на которое отключалось БСКВУ, превысило 5 часов. В течение всего времени регистрировались телеметрические сигналы угловых отклонений КА по крену (УОК – синий цвет) и тангажу (УОТ – красный цвет) (рис. 7). На горизонтальной оси расположена шкала времени (первая строка – даты, вторая строка – часы, минуты, секунды). На вертикальной оси расположена шкала угловых отклонений (угл. мин). После отключения БСКВУ (22 ч 18 мин) «уход» БИНС по тангажу происходит со средней скоростью $0,0001^\circ/\text{с}$. В сигнале инфракрасной вертикали по тангажу наблюдаются колебания с двойной орбитальной частотой, вызванные несферичностью Земли. Сигнал по крену с амплитудой $20'$ меняется с орбитальной частотой. Когда угловое отклонение по тангажу достигло уровня насыщения датчика вертикали (2°), произошёл переход в режим ориентации «Земля – курс» (4 ч 32 м). Система ориентации отработала накопившиеся угловые отклонения. Наблюдается хорошее совпадение телеметрической информации (рис. 7) с результатами моделирования (рис. 6). Математическая модель даёт возможность дополнительно следить за изменением угла курса, который не измеряется датчиком вертикали (рис. 6).

В дальнейшем проводилась компенсация уходов ДУС, что позволило увеличить время работы без БСКВУ до 8 часов.

Заключение. Разработана общая математическая модель для моделирования динамики КА, управляемого БИНС. Помимо математической модели БИНС в неё входит математическая модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2. Кинематические уравнения представлены в форме кватернионов. Предложен алгоритм регулирования

скорости коррекции БИНС. Устойчивость процессов управления подтверждается результатами моделирования. Показаны типовые процессы отработки начальных угловых отклонений КА, процессы поддержания стабилизации КА после отключения контура коррекции БИНС. Лётные испытания КА «Метеор-М» № 2 показали хорошее совпадение телеметрической информации, полученной с датчика инфракрасной вертикали Земли, с результатами математического моделирования. Подтверждена практическая возможность длительной ориентации КА при отсутствии сигналов БСКВУ.

Литература

1. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
2. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1992. – 280 с. – ISBN 5-02-014284-0.
3. Гулятьев А. К. MATLAB 5.2. Имитационное моделирование в среде Windows: Практическое пособие. – СПб.: КОРОНА принт, 1999. – 288 с.
4. Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семенов М. Е. Исследование динамики ориентации и стабилизации по курсу космического аппарата «Метеор-М» при использовании информации инфракрасной вертикали и датчиков угловой скорости // Труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008. – Т. 107. – С. 38 – 45.
5. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Наука, 1974. – 600 с.
6. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
7. Журавлёв В. Я., Кузьмин В. Н., Михайлов Е. М., Рудобаба Е. П., Стома С. А. Электродвигатель-маховик постоянного тока // Труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 1985. – Т. 78. – С. 67 – 4.

Поступила в редакцию 07.02.2018

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.
Павел Александрович Козочкин, ведущий инженер, начальник отдела, т. (495)365-27-14.
Максим Евгеньевич Семёнов, ведущий инженер, т. (495)366-21-22.
 E-mail: vniiem@vniiem.ru.
 (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

SIMULATION OF DYNAMICS OF THE INERTIAL NAVIGATION SYSTEM OF THE «METEOR-M № 2» SPACECRAFT

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

The article deals with the issues connected with the development and simulation of dynamics of the strapdown inertial navigation system (SINS) with the stellar correction of the «Meteor-M № 2» spacecraft (SC). The SINS is designed based on the angular rate sensors (ARS).

The algorithm for calculation of the correction rate of the instrumental base has been developed. The algorithm uses information from the star trackers and from the satellite navigation equipment (SNE). The kinematic parameters in the form of quaternion are calculated by the on-board computer (OBC) by integrating kinematic equations. The researches have been carried out on the mathematical model of a closed-loop attitude control system taking into account the specifics of the stellar attitude determination mode. The system includes computer models of the SINS, ARS, and flywheels, SC control algorithms, the model of dynamics and kinematics of the SC as a controlled object, the models of elastic oscillations in the roll and yaw channels. The kinematic equations are integrated in the form of quaternions. The stability of the closed-loop system has been checked; the time of fixing the SC initial angular error has been calculated; the influence of the system components' parameters on the attitude accuracy has been analyzed. The results of the flight tests are given in the article.

Key words: spacecraft, attitude control system, SINS, angular rate sensor, base, quaternion, kinematic equation, kinetic momentum.

References

1. Branets B. N., Shmyglevskii I. P. Application of quaternions for the rigid body attitude control tasks. – M. : Nauka, 1973. – 320 p.
2. Branets B. N., Shmyglevskii I. P. Strapdown inertial navigation systems: Introduction to the theory. – M. : Nauka. Chief edit. of phys.-math. lit., 1992. – 280 p. – ISBN 5-02-014284-0.
3. Gultiaev A. K. MATLAB 5.2. Simulation modeling for Windows environment: Workbook. – SPb. : KORONA print, 1999. – 288 p.
4. Belenkii A. D., Vasilev V. N., Semenov M. E. Research on dynamics of orientation and attitude stabilization of the «Me-teor-M» spacecraft using data from infrared vertical sensor and angular rate sensors // NPP VNIIEEM Proceedings. – M. : FGUE 'NPP VNIIEEM', 2008. – Vol. 107. – Pp. 38 – 45.
5. Raushenbah B. V., Tokar E. N. Spacecraft attitude control. – M. : Nauka, 1974. – 600 p.
6. Vasilev V. N. Spacecraft attitude control systems. – M. : 'NPP VNIIEEM', 2009. – 310 p.
7. Zhuravlev V. Ia., Kuzmin V. N., Mikhailov E. M., Rudobaba E. P., Stoma S. A. Direct current flywheel engine // NPP VNIIEEM Proceedings. – M. : FGUE 'NPP VNIIEEM', 1985. – Vol. 78. – Pp. 67 – 4.

Aron Davydovich Belenkii, Candidate of Technical Sciences (Ph.D.), Head of Department.

Vladimir Nikolaevich Vasilev, Candidate of Technical Sciences (Ph.D.), Senior Researcher.

Tel.: +7 (495) 366-21-22.

Pavel Aleksandrovich Kozochkin, Leading Engineer, Head of Department, tel.: +7 (495) 365-27-14.

Maksim Evgenevich Semenov, Leading Engineer, tel.: +7 (495) 366-21-22.

E-mail: vniiem@vniiem.ru.

(JC «VNIIEEM Corporation»).