

КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 629.7

РЕЖИМ ПОИСКА СОЛНЦА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 2

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

Рассматривается возможность построения на борту солнечно-земной системы координат. Для этой цели используются датчик Солнца и инфракрасный датчик вертикали Земли. Разработан алгоритм вычисления кватерниона рассогласования по сигналам датчика Солнца щелевого типа и датчика вертикали Земли секущего типа. Рассчитаны параметры закона управления. На математической модели замкнутой системы ориентации оценивается время поиска Солнца при различных начальных угловых положениях космического аппарата (КА) и погрешность ориентации. Угловое движение КА складывается из этапов первоначального поиска Солнца, слежения за Солнцем, нахождения в тени Земли, поиска Солнца после выхода из тени.

Режим солнечно-земной ориентации КА «Метеор-М» № 2 реализован во время лётных испытаний. Приведены графики изменения телеметрических сигналов угловых скоростей КА за время более четырёх часов. Наблюдается хорошее совпадение телеметрической информации с результатами, полученными на математической модели замкнутой системы ориентации.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации, датчик Солнца, датчик вертикали Земли, двигатель-маховик, режим ориентации, кватернион, кинетический момент.

Введение

Поиск ориентиров на космическом аппарате «Метеор-М» № 2 начинается с поиска Земли [1]. Для поиска Земли и ориентации на Землю в состав системы ориентации включён инфракрасный датчик вертикали. После захвата вертикали Земли поддерживается ориентация одной оси космического аппарата (КА) на Землю. В состоянии идеальной ориентации связанная ось КА Oz с началом O в центре масс КА совмещается с осью Oz_0 орбитальной системы координат, расположенной на продолжении радиус-вектора орбиты [1].

Поиск Солнца осуществляется вращением КА вокруг связанной оси Oz . Для практической реализации алгоритма поиска Солнца на разных этапах движения требуется:

- выбор поисковой скорости;
- вычисление кватерниона рассогласования по сигналам датчика Солнца и датчика вертикали Земли;
- формирование сигналов требуемого управляющего момента двигателей-маховиков по кватерниону рассогласования и сигналам датчиков угловой скорости.

Движение КА будем рассматривать в орбитальной и солнечно-земной системах координат. Ось Ox_0 орбитальной системы координат перпендикулярна оси Oz_0 , находится в плоскости орбиты и направлена в сторону вектора скорости КА. Ось Oy_0 перпендикулярна плоскости орбиты, вектор угловой орбитальной скорости КА ω_0 направлен по оси Oy_0 [1]. Ось солнечно-земной системы координат

Oz_c совпадает с осью Oz_0 . Ось Oy_c перпендикулярна оси Oz_c , лежит в плоскости солнечного меридиана и направлена в сторону Солнца. После введения оси Ox_c образуется правая система координат.

Положение КА в орбитальной системе координат определяется углами крена, тангажа и курса.

После захвата Солнца связанная ось КА Oy должна располагаться вблизи плоскости солнечного меридиана.

Положение КА в солнечно-земной системе координат определяется углами крена, тангажа и углом между осями Oy_c и Oy .

Датчик Солнца

Датчик Солнца (ДС) представляет собой оптико-электронный прибор щелевого типа с четырьмя зонами обзора [2]. В качестве чувствительных элементов датчика используются кремниевые фотодиоды. Каждый фотодиод имеет зону обзора, заданную угловыми размерами по азимуту α и высоте β (рис. 1, а). За начало отсчёта углов принята ось Oy . Положительному изменению углов азимута соответствует вращение против часовой стрелки вокруг оси Oz , положительному изменению углов высоты – вращение против часовой стрелки вокруг нового положения оси Ox . Положение зон обзора на сфере задаётся в виде диапазонов изменения угловых координат α и соответственно β : $-5^\circ \div +20^\circ$, $-5^\circ \div +64^\circ$ (1-й фотодиод); $-5^\circ \div +20^\circ$, $-64^\circ \div +5^\circ$ (2-й фотодиод); $-20^\circ \div +5^\circ$, $-64^\circ \div +5^\circ$ (3-й фотодиод); $-20^\circ \div +5^\circ$, $-5^\circ \div +64^\circ$ (4-й фотодиод). Первый и второй фотодиоды рас-

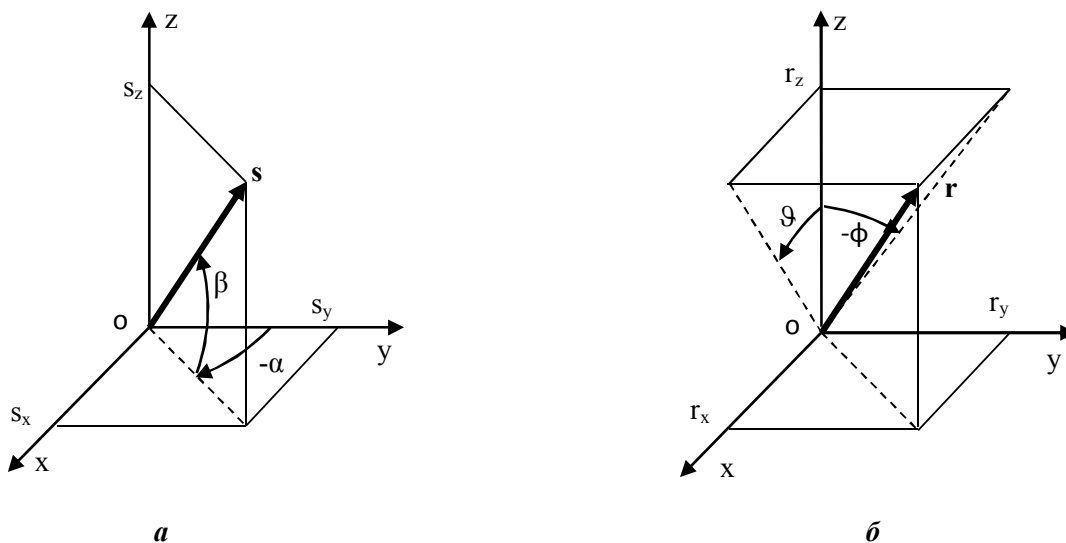


Рис. 1. Угловое положение Солнца (а) и радиус-вектора орбиты (б)

положены справа от координатной плоскости Oyz , третий и четвёртый расположены симметрично слева. Ось чувствительности прибора совпадает со связанной осью Oy . При попадании Солнца в ми взаимные перекрытия шириной 10° . Одновременная выдача сигналов всеми фотодиодами свидетельствует о том, что Солнце находится внутри зоны размером $10^\circ \times 10^\circ$.

Датчик вертикали Земли

Датчик вертикали Земли представляет собой оптико-электронный прибор, использующий инфракрасное излучение Земли для определения углового положения КА относительно местной вертикали [1]. Полагаем, что в состоянии идеальной ориентации ось прибора Oz совпадает с осью Oz_0 орбитальной системы координат. Сканирование точек горизонта производится в двух взаимно перпендикулярных плоскостях Oyz и Oxz . Соответственно определяются углы поворота КА вокруг оси Ox – угол крена φ и оси Oy – угол тангажа ϑ (рис. 1, б).

Статические характеристики прибора по крену и тангажу симметричны относительно начала координат, имеют зоны линейности (2°) и насыщения (130°). Если угловые отклонения в плоскости сканирования превышают 130° или плоскость сканирования отклонилась в поперечном направлении на угол более 65° , выходные сигналы пропадают.

Вычисление кватерниона рассогласования

В режиме солнечно-земной ориентации кватернион рассогласования формируется по показаниям

зону обзора фотодиода вырабатывается электрический сигнал, который преобразуется в позиционный цифровой код. Поле зрения датчика Солнца образовано четырьмя зонами обзора, имеющими датчика вертикали Земли и датчика Солнца. Будем считать, что с космическим аппаратом связана система координат $Oxyz$, вдоль её осей направлены единичные векторы e_1, e_2, e_3 . Повороту вокруг оси крена Ox на угол φ соответствует кватернион

$$\Lambda = \cos^{1/2} \varphi + e_1 \sin^{1/2} \varphi.$$

Повороту вокруг оси тангажа Oy на угол ϑ соответствует кватернион

$$M = \cos^{1/2} \vartheta + e_2 \sin^{1/2} \vartheta.$$

При малых угловых отклонениях по крену и тангажу, измеряемых датчиком вертикали Земли, компоненты кватерниона конечного поворота N вычисляются по формулам [1]:

$$\begin{aligned} v_0 &= 1 - \frac{1}{8}(\varphi^2 + \vartheta^2); v_1 = \frac{1}{8}(16 - \varphi^2 - \vartheta^2)^{1/2}\varphi; \\ v_2 &= \frac{1}{8}(16 - \varphi^2 - \vartheta^2)^{1/2}\vartheta; v_3 = 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Повороту вокруг оси Oz на угол ψ соответствует кватернион

$$S = \cos^{1/2} \psi + e_3 \sin^{1/2} \psi. \quad (2)$$

Датчик Солнца фиксирует значения $\pm \psi_1$, когда Солнце пересекает внешние границы поля зрения и $\pm \psi_2$, когда Солнце попадает в пересечение зон обзора фотодиодов.

Кватернион рассогласования связанных осей КА относительно солнечно-земной системы координат определяется операцией умножения кватернионов

$$\mathbf{P} = \mathbf{N} \circ \mathbf{S} . \quad (3)$$

Выбор параметров алгоритма управления

Кватернион рассогласования $\mathbf{P} = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ формируется по показаниям датчиков вертикали и Солнца. Если Солнце находится вне поля зрения датчика, формируется кватернион поиска Солнца, задающий вращение вокруг оси Oz по часовой стрелке.

Сигналы требуемых управляющих моментов в каналах ориентации рассчитываются по формулам [3]

$$\begin{aligned} M_x &= -k_{1x} \lambda_0 \lambda_1 - k_{2x} \hat{\omega}_x; \\ M_y &= -k_{1y} \lambda_0 \lambda_2 - k_{2y} \hat{\omega}_y; \\ M_z &= -k_{1z} \lambda_0 \lambda_3 - k_{2z} \hat{\omega}_z, \end{aligned} \quad (4)$$

где k_{1x}, k_{1y}, k_{1z} – коэффициенты усиления сигналов углового рассогласования; k_{2x}, k_{2y}, k_{2z} – коэффициенты усиления сигналов угловой скорости $\hat{\omega}_x, \hat{\omega}_y, \hat{\omega}_z$.

В режиме поиска Солнца сохраняются значения параметров управления в каналах Ox и Oy , выбранные для поиска Земли и обеспечивающие ориентацию одной оси КА ($-Oz$) на Землю [1].

Кватернион поиска Солнца имитирует угловое отклонение по оси Oz , равное $\psi_1 = 20^\circ$. Тем самым обеспечивается плавный переход от режима поиска к режиму ориентации по сигналу датчика Солнца. Для достижения поисковой скорости $\omega_n \cong 0,23^\circ/\text{с}$ требуется изменение кинетического момента двигателя-маховика, установленного по оси рыскания, на величину около 15 Н·м·с. С учётом ограничения на величину управляющего момента двигателя-маховика 0,25 Н·м, время разгона КА до поисковой скорости составит 75 с.

Исходной информацией для организации поиска Солнца является отсутствие сигналов фотодиодов. Чтобы обеспечить вращение КА с поисковой скоростью ω_n при угловых отклонениях, превышающих зону обзора ψ_1 , необходимо выполнить условие

$$k_{1z} \cos^2 \psi_1 \sin^2 \psi_1 - k_{2z} \omega_n = 0.$$

Это условие выполняется выбором коэффициента суммирования сигналов:

$$\tau_z = k_{2z}/k_{1z} = \sin \psi_1 / 2\omega_n.$$

После захвата местной вертикали и окончания переходного процесса в каналах тангажа и крена возникают статические ошибки по углу, поскольку в режиме поиска Земли в датчики угловой скорости не вводится поправка на угловую орбитальную скорость ω_0 [1]:

$$\varphi_{ст} = 2 k_{2x} \omega_0 \sin \psi / k_{1x}, \quad \vartheta_{ст} = 2 k_{2y} \omega_0 \cos \psi / k_{1y},$$

где ψ – угол рыскания.

В процессе поиска и слежения за Солнцем угол ψ является переменной функцией времени. Максимальные отклонения по крену возникают при $\psi = \pi/2$, а по тангажу при $\psi = 0$. Чтобы угловые отклонения по крену и тангажу не превышали зоны линейности φ_n и ϑ_n датчика вертикали, коэффициенты суммирования сигналов должны удовлетворять условиям

$$\tau_x = k_{2x}/k_{1x} < \varphi_n / 2\omega_0, \quad \tau_y = k_{2y}/k_{1y} < \vartheta_n / 2\omega_0.$$

Изменение углового положения относительно орбитальной системы координат вызвано вращением КА вокруг оси курса с поисковой скоростью или его слежением за Солнцем при движении по орбите. Когда КА попадает в тень Земли, сигналы фотодиодов пропадают, управление в канале курса осуществляется по сигналу датчика угловой скорости. Чтобы в тени Земли не было ложного поиска Солнца, предусмотрена задержка на формирование кватерниона рассогласования по курсу, равная максимальной длительности тени. После выхода из тени идёт поиск в направлении Солнца, затем возобновляется слежение за Солнцем.

Максимальные угловые отклонения по курсу в процессе слежения зависят от угла между направлением на Солнце и бинормалью орбиты.

Пусть \mathbf{s} – единичный вектор направления на Солнце, заданный в экваториальной системе координат прямым восхождением θ и склонением δ Солнца, \mathbf{n} – единичный вектор, направленный по бинормали орбиты и заданный долготой восходящего узла Ω и наклоном орбиты i . Угол γ между направлением на Солнце и бинормалью орбиты определяется скалярным произведением векторов

$$\gamma = \arccos(\mathbf{n} \cdot \mathbf{s}) = |\cos \Omega \sin i \sin \theta \cos \delta - \cos i \sin \delta - \sin \Omega \sin i \cos \theta \cos \delta|.$$

Чтобы Солнце не выходило из поля зрения датчика, высота зоны обзора β должна быть больше угла γ .

КА выводится на солнечно-синхронную орбиту с наклоном $i \cong 98,7^\circ$, для которой дополнительно выполняется условие $\Omega - \theta \cong 135^\circ$. В этом случае угол γ зависит только от склонения Солнца δ . По абсолютной величине угол δ не превышает наклон эклиптики ($\sim 23,5^\circ$).

Относительное время пребывания в тени τ (в долях от периода обращения $T = 2\pi/\omega_0$) зависит от высоты орбиты H и угла γ

$$\tau = \pi^{-1} \arccos \{ [1 - R^2 / (R+H)^2]^{1/2} \sin^{-1} \gamma \},$$

где R – радиус Земли.

Космический аппарат не попадает в тень Земли, если угловое положение Солнца относительно бинормали орбиты удовлетворяет условию

$$\gamma < \arccos [R / (R+H)].$$

Зависимость относительного времени пребывания в тени τ от углового положения Солнца γ для высоты орбиты $H = 850$ км приведена на рис. 2.

По данным баллистического обеспечения, в которых учитывается допустимая погрешность выведения на орбиту, в течение 5 лет эксплуатации КА угол γ может меняться в диапазоне от 35 до 60° .

Математическая модель системы

Общая модель включает: модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2, блок вычисления входных переменных, измеряемых датчиками Солнца и вертикали Земли, модели датчиков Солнца и вертикали Земли. модели трёх датчиков

угловой скорости, модель блока управления, модели трёх двигателей-маховиков (рис. 3). Параметры моделей приняты равными их номинальным значениям.

Модель динамики и кинематики КА представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений динамики и кинематики гиростата [1, 4]:

$$d\mathbf{k}/dt = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k},$$

$$\boldsymbol{\omega} = b(\mathbf{k} - \mathbf{H}),$$

$$\boldsymbol{\omega}_1 = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{01},$$

$$d\mathbf{q}/dt = \frac{1}{2} \mathbf{q} \circ \boldsymbol{\omega}_1,$$

$$\boldsymbol{\omega}_{01} = \tilde{\mathbf{q}} \circ \boldsymbol{\omega}_0 \circ \mathbf{q},$$

где $\mathbf{k} = [k_x, k_y, k_z]^T$ – суммарный вектор кинетического момента системы; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости КА; $b = J^{-1}$ – матрица, обратная тензору инерции; $\mathbf{H} = [H_x, H_y, H_z]^T$ – вектор кинетического момента маховичной системы; $\boldsymbol{\omega}_1$ – вектор угловой скорости КА относительно орбитальной системы координат в проекциях на связанные оси; $\boldsymbol{\omega}_{01}$ – вектор угловой орбитальной скорости в проекциях на связанные оси; $\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$ – нормированный кватернион рассогласования связанной и орбитальной систем координат; $\tilde{\mathbf{q}}$ – сопряжённый кватернион; $\boldsymbol{\omega}_0 = [0, \omega_0, 0]^T$ – вектор угловой орбитальной скорости в проекциях на оси орбитальной системы координат.

Входной переменной модели КА является вектор кинетического момента $\mathbf{H} = [H_x, H_y, H_z]^T$, созда-

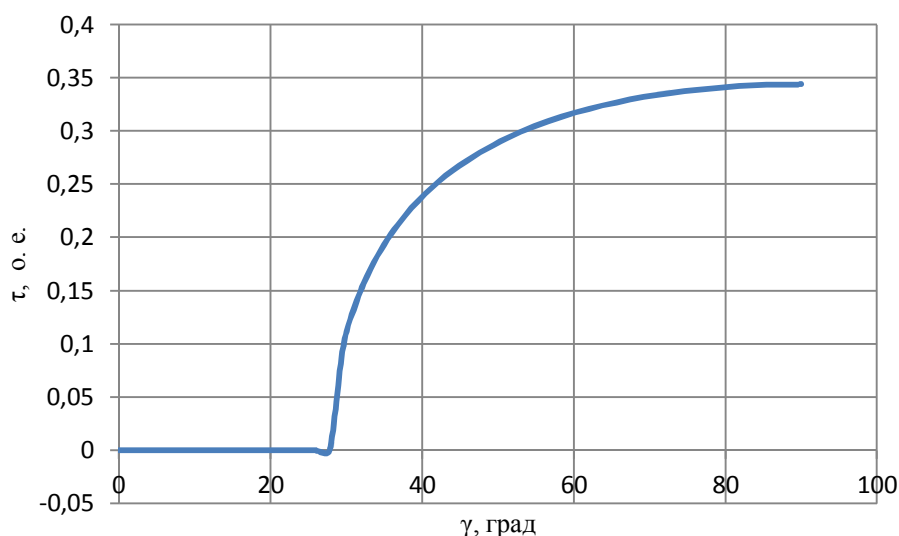


Рис. 2. Длительность тени в зависимости от углового положения Солнца

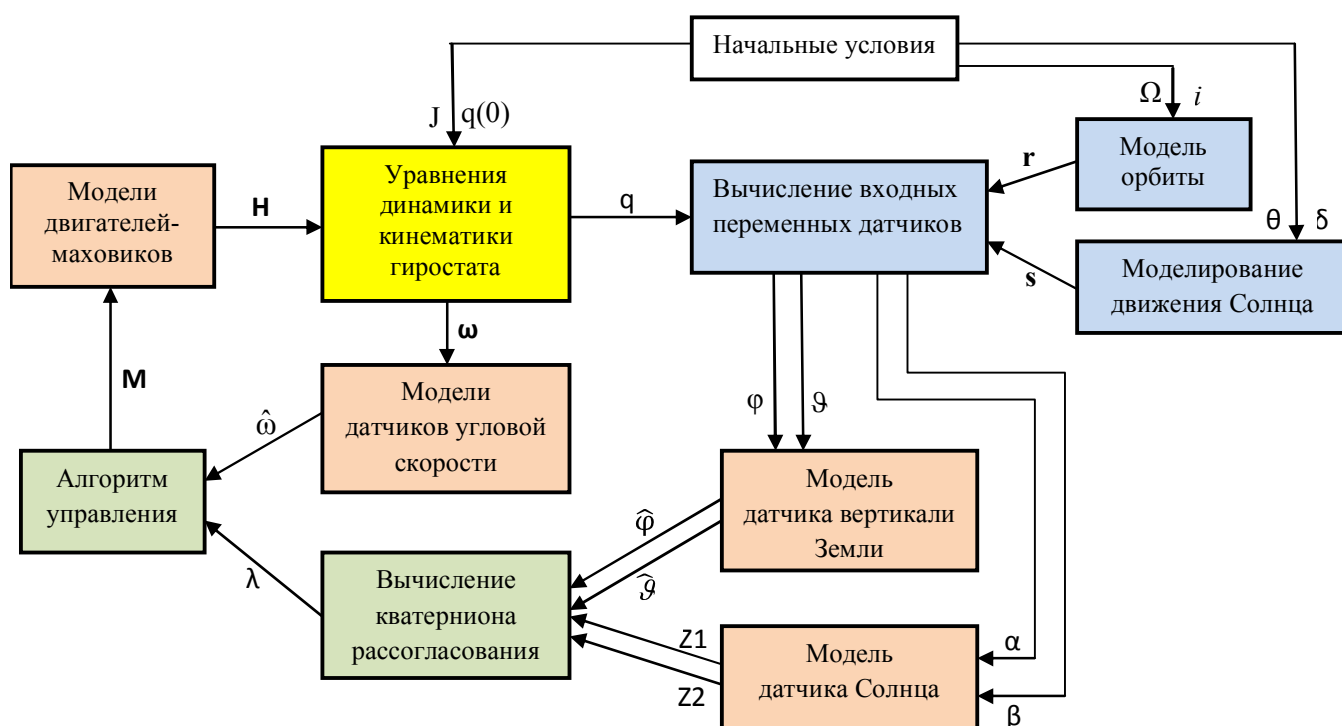


Рис. 3. Структура математической модели

ваемым тремя двигателями-маховиками. Выходные переменные: векторы абсолютной ω и относительной ω_1 угловых скоростей КА, кватернион рассогласования между связанной и орбитальной системами координат $\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$. Для наглядного представления результатов моделирования организован пересчет кватерниона рассогласования в углы ориентации φ, ϑ, ψ . Параметрами модели являются тензор инерции КА J и угловая орбитальная скорость $\omega_0 = 0,001038 \text{ c}^{-1}$. Начальные условия на моделирование задаются в виде кватерниона рассогласования, который рассчитывается по начальным угловым отклонениям.

Кватернион рассогласования между связанной и орбитальной системами координат $\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$ используется в блоке вычисления переменных, измеряемых датчиками Солнца и вертикали Земли.

Спроектируем единичный вектор \mathbf{r} , направленный по радиус-вектору орбиты, на оси связанной системы координат $\mathbf{r}_1 = \tilde{\mathbf{q}} \circ \mathbf{r} \circ \mathbf{q}$. Используя проекции вектора $\mathbf{r}_1 = [r_x, r_y, r_z]^T$ (см. рис. 1, б), вычислим

углы крена и тангажа $\varphi = -\arctg(r_x/r_z)$, $\vartheta = \arctg(r_y/r_z)$, измеряемые датчиком вертикали Земли.

Пусть \mathbf{s}_0 – единичный вектор направления на Солнце, заданный в экваториальной системе координат, \mathbf{q}_0 – кватернион перехода от экваториальной системы координат к орбитальной системе координат. Спроектируем вектор \mathbf{s}_0 на оси орбитальной системы координат

$$\mathbf{s}_0 = \tilde{\mathbf{q}}_0 \circ \mathbf{s}_0 \circ \mathbf{q}_0.$$

Проекция вектора \mathbf{s}_0 на оси связанной системы координат вычисляются по формуле

$$\mathbf{s} = \tilde{\mathbf{q}} \circ \mathbf{s}_0 \circ \mathbf{q}.$$

Полагаем, что ось чувствительности датчика Солнца направлена по оси Oy , а две другие оси прибора совпадают с соответствующими осями КА. Используя проекции вектора $\mathbf{s} = [s_x, s_y, s_z]^T$ на связанные оси, вычислим угловые координаты Солнца в системе координат прибора (см. рис. 1, а):

$$\alpha = -\arcsin s_x(s_x^2 + s_y^2)^{-1/2}; \quad \beta = \arcsin s_z.$$

Для вычисления кватерниона q , и проекций вектора s_0 как функций времени используются модели движения КА по солнечно-синхронной орбите и Солнца по эклиптике. Параметры моделей: наклон орбиты, долгота восходящего узла, угловая орбитальная скорость, начальное угловое положение КА на орбите, наклон эклиптики, скорость годового движения Солнца, прямое восхождение и склонение Солнца.

Исходную информацию, необходимую для вычисления в бортовой ЦВМ кватерниона рассогласования связанных осей КА относительно солнечно-земной системы координат, выдают датчики вертикали Земли и Солнца.

В процессе поиска Солнца система ориентации удерживает ось Oz в направлении радиус-вектора орбиты, при этом угловые отклонения по крену и тангажу можно считать малыми. Статические характеристики модели датчика вертикали по крену и тангажу

$$\hat{\varphi} = \begin{cases} \varphi & \text{при } |\varphi| < \varphi_{\text{Л}}, \\ \varphi_{\text{Л}} \text{sign}(\varphi) & \text{в остальных случаях;} \end{cases}$$

$$\hat{\vartheta} = \begin{cases} \vartheta & \text{при } |\vartheta| < \vartheta_{\text{Л}}, \\ \vartheta_{\text{Л}} \text{sign}(\vartheta) & \text{в остальных случаях;} \end{cases}$$

имеют зоны линейности ($\varphi_{\text{Л}} = \vartheta_{\text{Л}} = 2^\circ$) и насыщения. Входными переменными модели являются углы крена φ и тангажа ϑ КА, выходными – сигналы углового отклонения по крену $\hat{\varphi}$ и тангажу $\hat{\vartheta}$.

В модель датчика Солнца входят блок фотодиодов и алгоритм формирования зон обзора. Первый блок моделирует зоны обзора четырёх фотодиодов. Входными переменными блока являются угловые координаты Солнца в системе координат прибора (см. рис. 1, а), выходными – логические сигналы 0 или 1.

Сигналы первого и второго фотодиодов, объединённые логической схемой ИЛИ, образуют первую зону обзора. Появление логического сигнала $Z1=1$ на выходе схемы ИЛИ свидетельствует о нахождении Солнца справа от координатной плоскости Oyz . Сигналы третьего и четвёртого фотодиодов, объединённые логической схемой ИЛИ, образуют вторую зону обзора. Появление

логического сигнала $Z2=1$ на выходе второй схемы ИЛИ свидетельствует о нахождении Солнца слева от координатной плоскости Oyz . Если угловые отклонения Солнца от оси Oy не превышают 5° (перекрывание зон), обе схемы одновременно выдают логические сигналы $Z1=Z2=1$. Сочетание логических сигналов 0 и 1, выдаваемых схемами ИЛИ, используется для определения знака углового отклонения и формирования кватернионов рассогласования в соответствии с формулой (2):

$$S = \begin{cases} \cos \frac{1}{2} \psi_1 + e_3 \sin \frac{1}{2} \psi_1, & (Z1Z2) = 0, \\ \cos \frac{1}{2} \psi_2 + e_3 (Z2 - Z1) \sin \frac{1}{2} \psi_2, & (Z1Z2) = 1. \end{cases} \quad (5)$$

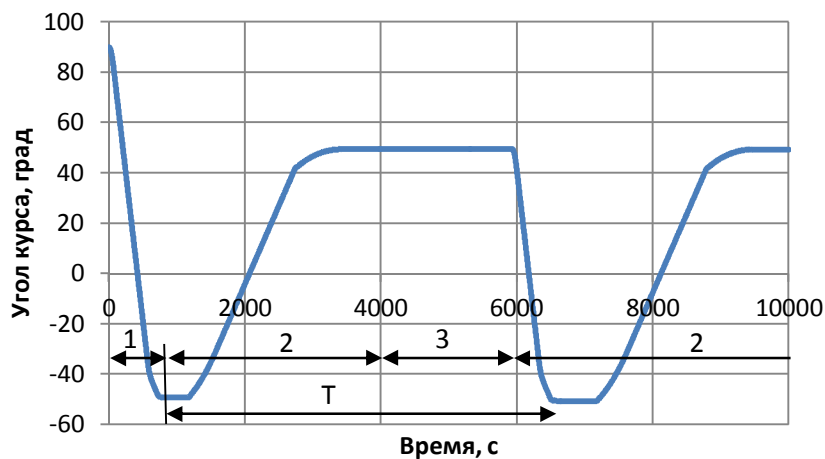
Модель датчика угловой скорости представлена в виде звена с зоной насыщения по скорости.

Модель двигателя-маховика ДМ20-250/Г учитывает ограничения на величину управляющего момента (0,25 Н·м) и величину кинетического момента (20 Н·м·с). Учитывается зависимость управляющего момента от накопленного кинетического момента. Входными переменными модели являются сигналы требуемых управляющих моментов, выходными – кинетические моменты двигателей-маховиков.

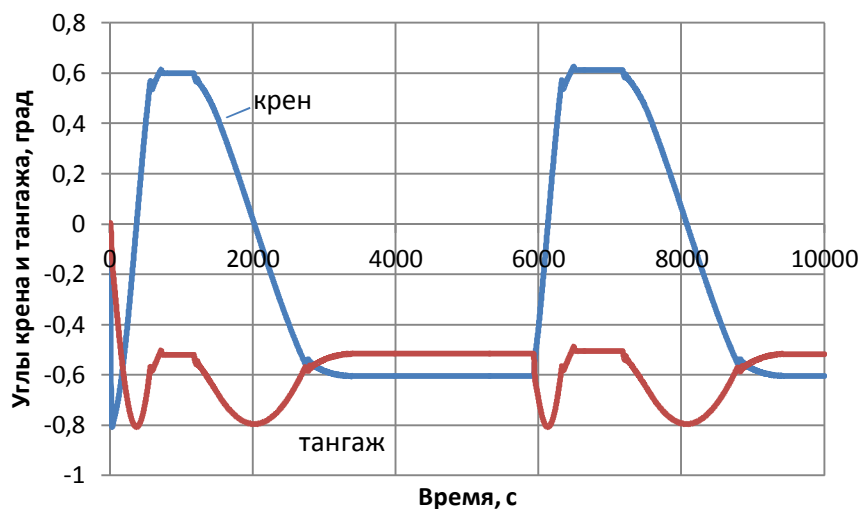
Модель блока управления описывает алгоритм управления двигателями-маховиками при отсутствии включений магнитных исполнительных органов системы разгрузки. Алгоритм управления содержит подсистему формирования сигналов требуемых управляющих моментов для двигателей-маховиков (4) и подпрограмму расчёта кватерниона поворота, совмещающего оси КА с солнечно-земной системой координат (3). Входными сигналами первой подсистемы являются кватернион рассогласования и сигналы датчиков угловой скорости $\hat{\omega}_x, \hat{\omega}_y, \hat{\omega}_z$. Кватернион рассогласования $\lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ формируется по сигналам датчика вертикали $\hat{\varphi}, \hat{\vartheta}$ (1) и сигналам датчика Солнца $Z1, Z2$ (5).

Результаты моделирования

Моделирование проводилось при начальных угловых отклонениях вокруг оси Oz , выбираемых из диапазона $\pm 180^\circ$. Склонение Солнца варьирова-



a



б

Рис. 4. Изменение углов ориентации в процессе слежения за Солнцем:
a – угол курса (1 – поиск; 2 – слежение; 3 – тень; *T* – период);
б – углы крена и тангажа

лось от 0 до $23,5^\circ$. В соответствии с баллистическими данными на запуск КА параметры моделирования обеспечивают требуемое положение плоскости орбиты относительно Солнца ($\Omega - \theta = 135^\circ$). Цель исследования динамики переходного режима – проверка устойчивости замкнутой системы при выбранных параметрах управления и оценка времени поиска Солнца.

Время поиска Солнца зависит от начального углового отклонения КА по курсу. Типовые процессы обработки начального углового отклонения по

курсу $\psi(0) = 90^\circ$ изображены на рис. 4, 5. Моделирование проводилось с течением 10^4 с при угловых координатах Солнца $\theta = 90^\circ$ и $\delta = 23,5^\circ$. Начальные условия по кинетическим моментам двигателей-маховиков и скоростям КА принимались нулевыми. За начало отсчёта времени выбран момент выхода КА из тени Земли.

Вначале датчик не «видит» Солнце. Поиск производится вращением КА вокруг оси Oz со скоростью $\omega_n \cong -0,23^\circ/\text{с}$ (см. рис. 5). Примерно через 560 с появляется логический сигнал $Z2=1$ ($\psi_1 = -20^\circ$),

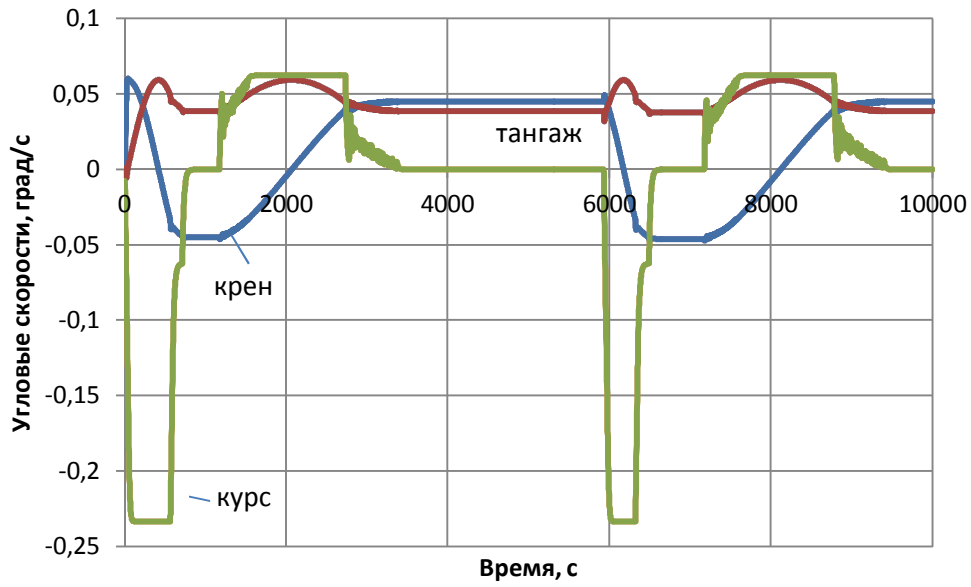


Рис. 5. Угловые скорости космического аппарата

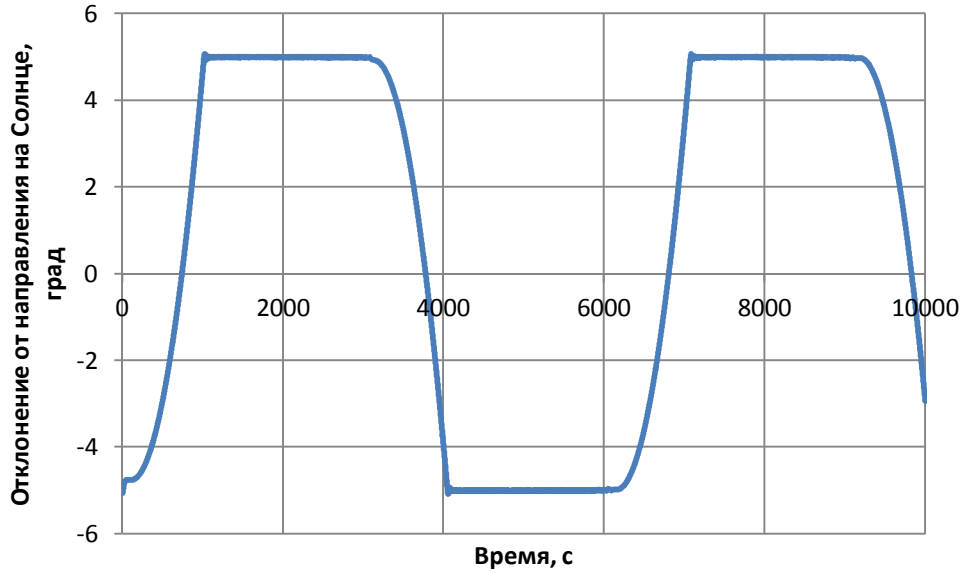


Рис. 6. Отклонение КА от оси Oy_c в процессе слежения за Солнцем

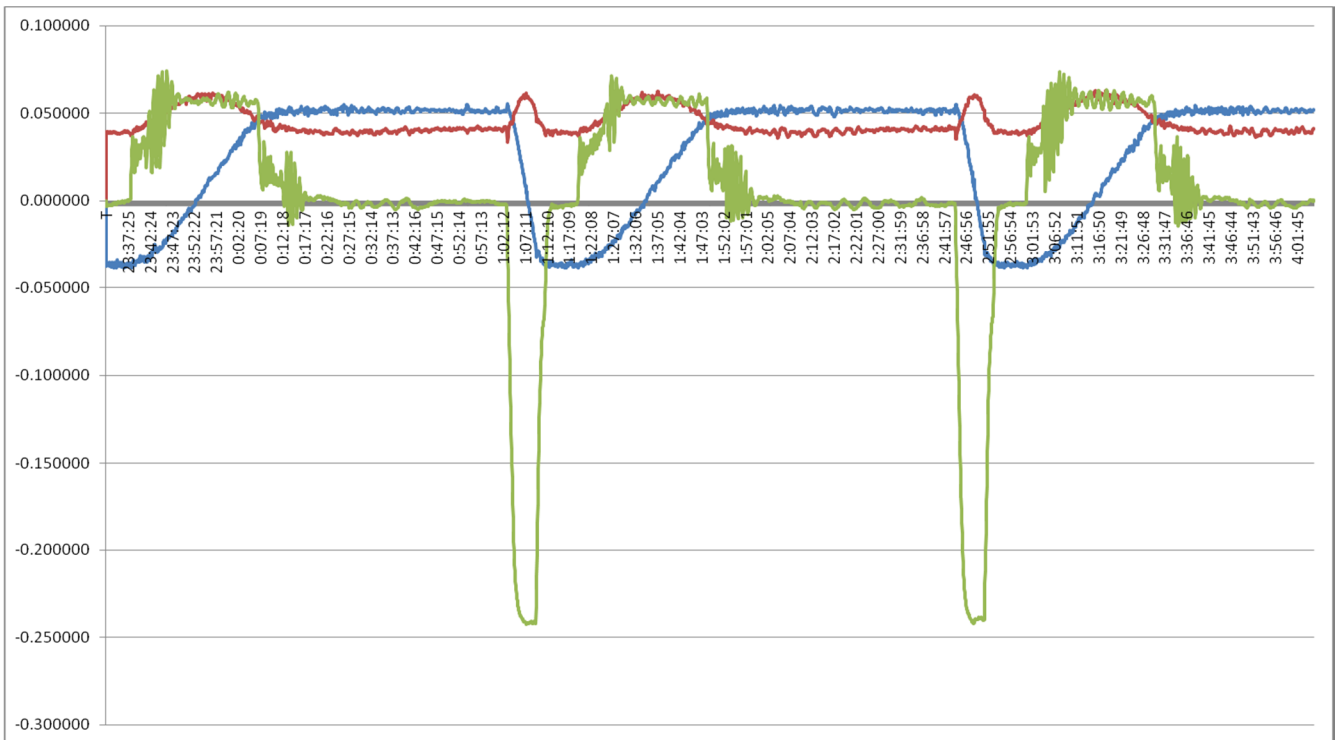


Рис. 7. Телеметрические сигналы угловых скоростей

Солнце попадает во вторую зону обзора поля зрения датчика. Поиск прекращается, начинается управление ориентацией по сигналу датчика Солнца (канал курса). Выбор параметров управления обеспечивает плавный переход от режима поиска к режиму управления по сигналу датчика.

Изменения углов крена и тангажа (см. рис. 4, б) связаны с движением КА по орбите и слежением за Солнцем. Выбранные параметры управления позволяют удерживать угловые отклонения по крену и тангажу в пределах зоны линейности датчика вертикали.

Следуя за Солнцем, КА совершает периодические движения вокруг оси рыскания. Максимальное отклонение по курсу ($\sim 50^\circ$) зависит от углового положения Солнца γ относительно бинормали орбиты. В момент времени $t \approx 3990$ с КА попадает в тень Земли. В течение 35 мин угловое положение КА стабилизируется по сигналу датчика угловой скорости (см. рис. 4, 5). Затем производится повторный поиск Солнца (см. рис. 5) и слежение за Солнцем возобновляется.

При угловых координатах Солнца $\theta = \delta = 0$ характер моделируемых процессов сохраняется. Максимальное отклонение по курсу снижается ($\sim 45^\circ$).

С учётом углового размера зоны обзора датчика Солнца ψ_1 максимальный угол поворота по курсу

при поиске Солнца составит $2(\pi - \psi_1)$. Общая продолжительность режима, которая складывается из времени пребывания в тени и времени поиска Солнца, не должна превысить 1 ч.

Реализуемая при помощи щелевого датчика Солнца солнечно-земная система координат подвижна относительно орбитальной системы координат. Судить о погрешности ориентации КА относительно оси Oy_c солнечно-земной системы координат можно по показаниям датчика Солнца.

Изменение во времени углового положения Солнца относительно системы координат датчика Солнца в случае бестеновой орбиты ($\gamma = 20^\circ$) показано на рис. 6. Система ориентации удерживает Солнце в области перекрытия зон обзора датчика. Погрешность ориентации на Солнце при движении КА по освещённой части орбиты оценивается величиной $\pm 5^\circ$.

Лётные испытания

Космический аппарат «Метеор-М» № 2 запущен на солнечно-синхронную орбиту 8 июля 2014 г. Примерно через 40 мин после отделения от разгонного блока космический аппарат автоматически осуществил режим солнечно-земной ориентации. Телеметрические сигналы угловых скоростей космического аппарата ω_x (синий цвет), ω_y (красный свет) и ω_z (зелёный цвет) за время 4 ч 21 мин пред-

ставлены в виде графиков на рис. 7. На горизонтальной оси расположена шкала времени (часы, минуты, секунды), на вертикальной оси – шкала угловых скоростей (град/с). Наблюдается хорошее совпадение телеметрической информации (см. рис. 7) с результатами моделирования (см. рис. 5). Типовое движение вокруг оси рыскания условно складывается из трёх участков: слежение за Солнцем на освещённой части орбиты ($\omega_z \cong 0,06^\circ/\text{с}$), полёт с постоянным углом курса в тени ($\omega_z=0$), поиск Солнца ($\omega_z \cong -0,23^\circ/\text{с}$) после выхода из тени (см. рис. 7). Телеметрическая информация с датчика вертикали показывает, что измеряемые отклонения по крену и тангажу находятся в зоне линейности датчика. Угловые отклонения по курсу контролировались по сигналам звёздных датчиков, работающих в телеметрическом режиме. Регистрируемый процесс изменения во времени угла курса согласуется с результатами моделирования (см. рис. 4, а).

Заключение

Разработана общая математическая модель для моделирования режима поиска Солнца и построения на борту солнечно-земной системы координат. Помимо математических моделей датчика Солнца и датчика вертикали в неё входит математическая модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2. Кинематические уравнения представлены в форме кватернионов.

Разработан алгоритм вычисления кватерниона рассогласования по сигналам инфракрасного датчика вертикали Земли и датчика Солнца. Показаны типовые процессы поиска Солнца из произвольного углового положения космического аппарата по курсу после завершения режима поиска Земли. Получены оценки длительности режима и точности ориентации.

Лётные испытания КА «Метеор-М» № 2 показали хорошее совпадение телеметрической информации с результатами математического моделирования и подтвердили эффективность принятых технических решений.

Литература

1. Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семенов А. С., Семенов М. Е. Режим поиска Земли космического аппарата «Метеор-М» № 2 / А. Д. Беленький и др. // Труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2012 – Т. 130. – № 5. – С. 13 – 18.
2. Караваева Е. С. Управление ориентацией космического аппарата при помощи датчика Солнца щелевого типа / Е. С. Караваева // Труды НПП ВНИИЭМ. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2012. – Т. 126. – № 1. – С. 37 – 42.
3. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
4. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.

Поступила в редакцию 13.01.2015

*Арон Давыдович Беленький, канд. техн. наук, начальник лаборатории, т. (495)366-21-22.
Владимир Николаевич Васильев, канд. техн. 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»).*

SUN POINTING MODE OF THE «METEOR-M» № 2 SPACE CRAFT

A.D. Belenkiy, V.N. Vasilev, M.E. Semenov

Possibility of generating the on board solar-terrestrial reference frame is being revised. Solar sensor and the IR vertical sensing unit. An algorithm has been developed, that calculates the quaternion of mismatch, based on the solar sensor signals (tape probe) and the Earth's vertical sensing unit signals (transversal probe). Law of control parameters have been calculated. Using the mathematical model of the looped orientation system, the Sun search time is evaluated under various initial angular positions of the space craft (SC), as well as the orientation error. Angular motion of the SC is formed by the following stages: initial Sun search, Sun tracking, location in the Earth's shade, Sun search upon leaving the Earth's shade area. The «Meteor-M» №2 solar-terrestrial orientation mode was implemented during the flight

tests. Over four hours of data is provided, regarding the SC telemetry signals profile, based on the SC angular velocity. A close match may be seen between the telemetry data and the results obtained via the mathematical model of the looped orientation system.

Key words: Space craft, orientation system, solar sensor, Earth's vertical sensing unit, flywheel engine, attitude mode, quaternion, kinematic momentum.

References

1. Belenkiy A. D., Vasilev V. N., Semenov A. S., Semenov M. E. 'Meteor-M' № 2 SC Earth's pointing mode / A. D. Belenkiy and others // Tractates by NPP VNIIEM. – M.: FSUE 'NPP VNIIEM', 2012 – T. 130. – № 5. – P. 13 – 18.
2. Karavaeva E. S. Space craft attitude control by using the Sun tape probe / E. S. Karavaeva // Tractates by NPP VNIIEM. – M.: FSUE 'NPP VNIIEM', 2012. – T. 126. – № 1. – P. 37 – 42.
3. Branetc V. N., Shmyglevskiy I. P. Quaternion application in the solid body orientation tasks / V. N. Branetc, I. P. Shmyglevskiy. – M.: Nauka, 1973. – 320 p.
4. Vasilev V. N. Spacecraft attitude control system / V. N. Vasilev. – M.: FSUE 'NPP VNIIEM', 2009. – 310 p.

*Aron Davydovich Belenkiy, Candidate of Engineering, Head of Laboratory. tel.: (495)366-21-22.
Vladimir Nikolaevich Vasilev, Candidate of Engineering, senior research associate. tel.: (495)366-21-22.
Maksim Evgenevich Semenov, Lead Engineer, tel.: (495)366-21-22.
E-mail: vniiem@vniiem.ru.
(JC «VNIIEM Corporation»).*