

## РЕЖИМ ОРИЕНТАЦИИ НА СОЛНЦЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «МЕТЕОР-М» № 2

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

*Разработан алгоритм вычисления кватернионов рассогласования по сигналам датчика Солнца (ДС) щелевого типа. Обсуждается стратегия поиска Солнца из произвольного начального положения космического аппарата (КА) с учётом ограниченности поля зрения датчика. Система ориентации с ДС обеспечивает наведение одной оси КА на Солнце. Режим ориентации на Солнце благоприятен для работы системы энергоснабжения КА. Исследования проводились на математической модели замкнутой системы ориентации, учитывающей особенности режима ориентации на Солнце. Проверялась устойчивость системы, оценивалось время поиска Солнца при различных начальных угловых положениях КА. Режим ориентации на Солнце был реализован на КА «Метеор-М» № 2. Процесс поиска и захвата Солнца контролировался по телеметрической информации, поступающей с КА. Построены графики изменения во времени сигналов датчиков угловых скоростей системы ориентации. Дополнительно анализировалась телеметрическая информация, поступающая с фотодиодов ДС, датчиков углового положения солнечных батарей и системы энергоснабжения.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, система ориентации, датчик Солнца, фотодиод, поле зрения, зона обзора, сканирование, двигатель-маховик, датчик угловой скорости, режим ориентации, кватернион.

### Введение

Режим ориентации на Солнце является одним из девяти режимов, реализуемых системой ориентации КА «Метеор-М» № 2. В этом режиме обеспечиваются благоприятные условия для работы системы энергоснабжения и зарядки аккумуляторных батарей. В состоянии идеальной ориентации связанная ось КА  $Oy$  с началом  $O$  в центре масс КА совмещается с единичным вектором  $s$  направления на Солнце. В отличие от режима ориентации в солнечно-земной системе координат [1] для ориентации одной оси КА на Солнце не требуется информация датчика вертикали Земли.

Стратегия поиска Солнца из произвольного начального положения КА должна учитывать место установки ДС, форму и размеры поля обзора датчика, отсутствие информации о положении КА относительно Земли. Для практической реализации алгоритма поиска и ориентации на Солнце требуется:

- выбор поисковых скоростей;
- вычисление кватерниона рассогласования по сигналам ДС;
- формирование сигналов требуемого управляющего момента двигателей-маховиков по кватерниону рассогласования и сигналам датчиков угловой скорости;
- выбор логики управления на теневом участке орбиты, когда нет сигналов ДС.

Движение КА будем рассматривать в базовой системе координат, связанной с Солнцем. Ось  $Oy_c$  солнечной системы координат совпадает с единичным вектором  $s$ , направленным из центра масс КА на Солнце. Полагаем, что оси  $Ox_c$  и  $Oz_c$  базовой системы координат совпадают с соответствующими осями приборной системы координат в состоя-

нии идеальной ориентации на Солнце. Положение КА в солнечной системе координат будем определять последовательностью поворотов вокруг связанных осей  $Ox$ ,  $Oy$  и  $Oz$  на углы  $\varphi$ ,  $\nu$  и  $\psi$ . По аналогии с терминологией, принятой для орбитальной системы координат, условимся называть эти углы углами крена, тангажа и курса (рыскания).

### Датчик Солнца

ДС представляет собой оптико-электронный прибор щелевого типа с четырьмя кремниевыми фотодиодами [1, 2]. Каждый фотодиод имеет зону обзора, заданную угловыми размерами по азимуту и высоте. Первый и второй фотодиоды расположены справа от координатной плоскости  $Oyz$ , третий и четвёртый расположены симметрично слева. Ось чувствительности прибора совпадает со связанной осью  $Oy$ . При попадании Солнца в зону обзора фотодиода вырабатывается сигнал, который преобразуется в позиционный цифровой код. В режиме солнечно-земной ориентации по сигналам фотодиодов вырабатывается информация о появлении Солнца в двух зонах обзора, расположенных симметрично относительно координатной плоскости  $Oyz$  [1]. Эта информация используется для управления ориентацией КА вокруг оси  $Oz$ . В режиме ориентации на Солнце, когда выключен датчик вертикали Земли, по сигналам фотодиодов дополнительно вырабатывается информация о появлении Солнца в двух зонах обзора, расположенных симметрично относительно координатной плоскости  $Oxy$ . Эта информация используется для управления ориентацией КА вокруг оси  $Ox$ . Одновременная выдача сигналов всеми фотодиодами свидетельствует о том, что Солнце находится внутри области пересечения всех зон обзора. Область пе-

ресекается симметрично относительно оси чувствительности прибора  $Oy$  и имеет угловые размеры  $10^\circ \times 10^\circ$ . Поле зрения ДС, образованное четырьмя фотодиодами, имеет размеры  $128^\circ \times 40^\circ$ .

### Поиск Солнца

Поле зрения ДС ограничено. В начальный момент времени Солнце может занимать произвольное положение на сфере. Для наведения датчика на Солнце требуется сканирование окружающего пространства. Сканирование полной сферы обеспечивает гарантированный захват Солнца. Сканирование окружающего пространства датчиком с ограниченным полем зрения осуществляется за счёт вращения КА [3]. При повороте КА вокруг одной оси на угол  $360^\circ$  ДС сканирует сферический пояс. Угловая ширина сканируемой области равна угловому размеру сечения поля зрения датчика плоскостью, в которой расположены ось поворота КА и ось чувствительности прибора. Наибольшую ширину пояса сканирования ( $128^\circ$ ) обеспечивает вращение вокруг оси  $Oz$  (рис. 1, а). После попадания Солнца в поле зрения датчика начинается режим ориентации. Если вращение вокруг оси  $Oz$  не привело к захвату Солнца, поиск продолжается. КА разворачивается на угол  $90^\circ$  вокруг оси  $Oy$ . Повторяется круговое вращение вокруг оси  $Oz$ . Повторное сканирование обеспечивает поиск Солнца в областях, не охваченных первым сканированием (рис. 1, б). Контроль приращения угловых отклонений в процессе поворотов производится за счёт интегрирования сигналов датчиков угловых скоростей.

### Зоны обзора ДС. Вычисление кватернионов рассогласования

В режиме ориентации на Солнце кватернион рассогласования формируется по показаниям ДС. Зоны обзора фотодиодов имеют взаимные перекрытия шириной  $10^\circ$ . Общее поле зрения датчика делится на девять зон обзора. Взаимное расположение зон обзора относительно осей  $Ox$  и  $Oz$  условно показано на координатной плоскости  $Oxz$  (рис. 2). Размеры поля зрения датчика по крену и курсу определяются соответственно угловыми координатами  $\pm\varphi_1$  и  $\pm\psi_1$ , границы зон перекрытия угловыми координатами  $\pm\varphi_2$  и  $\pm\psi_2$ . При появлении Солнца в зонах 1, 2, 3 или 4 вырабатывается сигнал одного из фотодиодов. При появлении Солнца в зонах перекрытия (1, 2), (1, 4), (2, 3) или (3, 4) вырабатываются сигналы двух фотодиодов. Если Солнце попадает в зоны (1, 4) или (2, 3) организуется вращение КА вокруг оси  $Ox$  в сторону уменьшения углового рассогласования. Если Солнце по-

падает в зоны (1, 2) или (3, 4) организуется вращение КА вокруг оси  $Oz$ . В области перекрытия зон обзора всех фотодиодов, расположенной в центре, одновременно вырабатываются сигналы четырёх фотодиодов. Для приведения Солнца из зон обзора в центр поля зрения датчика система ориентации формирует восемь кватернионов рассогласования. Поскольку информация о положении Солнца внутри зон обзора отсутствует, полагаем, что Солнце находится на внутренней границе зоны обзора.

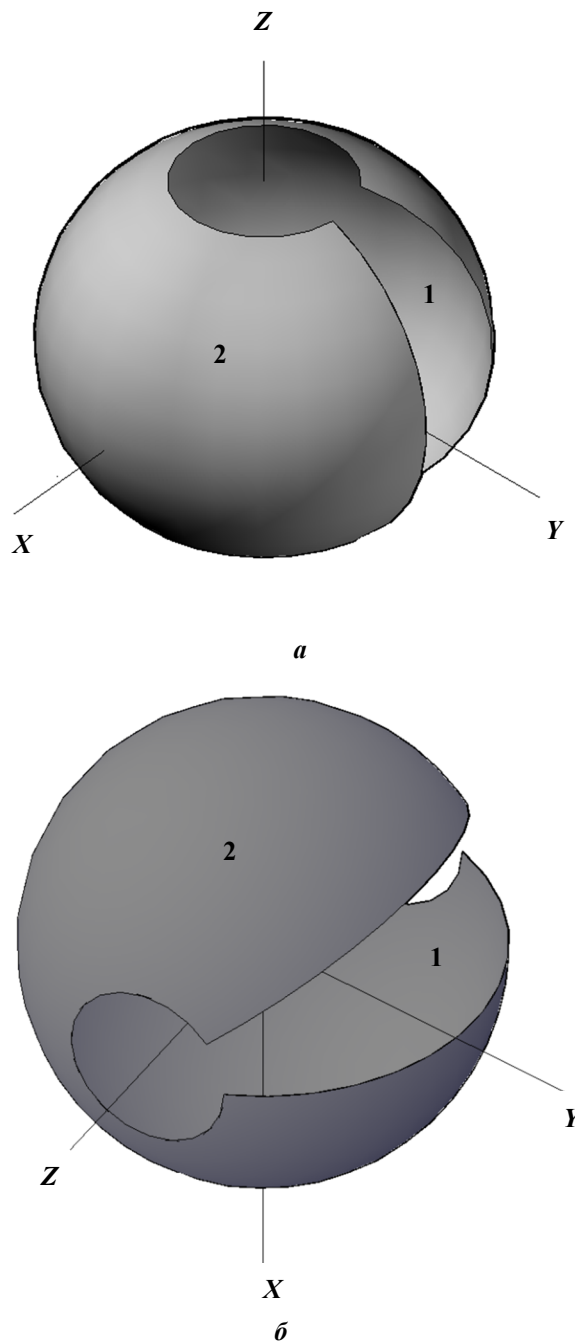


Рис. 1. Область сканирования: а – первое сканирование; б – второе сканирование; 1 – поле зрения датчика Солнца; 2 – пояс сканирования

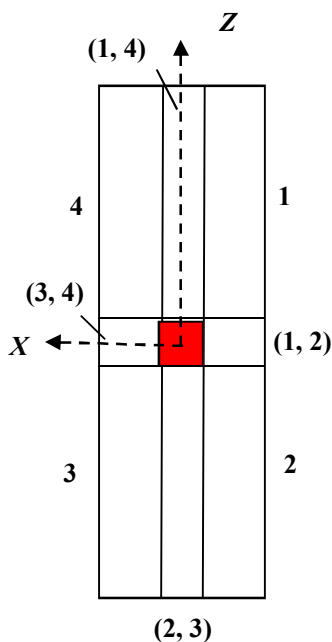


Рис. 2. Зоны обзора датчика Солнца

Будем считать, что с КА связана система координат  $Oxuz$ , вдоль её осей направлены единичные векторы  $e_1, e_2, e_3$ . Повороту вокруг оси крена  $Ox$  на угол  $\pm\varphi_2$ , равный по модулю половине ширины зоны перекрытия, соответствует кватернион

$$\Lambda = \cos^{1/2} \varphi_2 + e_1 \Delta X \sin^{1/2} \varphi_2,$$

где  $\Delta X = \pm 1$  – знак углового отклонения по оси  $Ox$ .

Повороту вокруг оси  $Oz$  на угол  $\pm\psi_2$ , равный по модулю половине ширины зоны перекрытия, соответствует кватернион

$$S = \cos^{1/2} \psi_2 + e_3 \Delta Z \sin^{1/2} \psi_2,$$

где  $\Delta Z = \pm 1$  – знак углового отклонения по оси  $Oz$ .

В зонах 1, 2, 3 и 4 расчётное отклонение КА от оси  $Oy_c$  принимается равным  $(\varphi_2^2 + \psi_2^2)^{1/2}$ . Положение оси поворота определяется единичным вектором  $e$  и выбирается с учётом угловых размеров зоны обзора  $\varphi_1, \psi_1$  и знаков угловых отклонений  $\Delta X, \Delta Z$ :

$$e = (\varphi_1^2 + \psi_1^2)^{-1/2} (\varphi_1 \Delta X e_1 + \psi_1 \Delta Z e_3).$$

Повороту вокруг оси, заданной единичным вектором  $e$ , на угол  $(\varphi_2^2 + \psi_2^2)^{1/2}$  соответствует кватернион

$$P = \cos^{1/2}(\varphi_2^2 + \psi_2^2)^{1/2} + e \sin^{1/2}(\varphi_2^2 + \psi_2^2)^{1/2}.$$

В области перекрытия зон обзора всех фотодиодов, расположенной в центре, отклонение КА от оси  $Oy_c$  считается нулевым и кватернион рассогласования имеет вид  $\lambda = [1, 0, 0, 0]$ .

### Алгоритм управления

Кватернион рассогласования связанных осей КА относительно системы координат, связанной с Солнцем, сформированный по показаниям ДС, обозначим  $[\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$ . 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 [4]

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

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

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 ДС. Для достижения поисковой скорости  $\omega_n \approx -0,17^\circ/\text{с}$  требуется изменение кинетического момента двигателя-маховика, установленного по оси рыскания, на величину около 18 Н·м·с. С учётом ограничения на величину управляющего момента двигателя-маховика 0,25 Н·м, время разгона КА до поисковой скорости составит  $\sim 75$  с.

Информация об угловом положении КА относительно оси тангажа отсутствует. Поворот вокруг оси тангажа на угол  $90^\circ$  производится перед повторным поиском Солнца. Для этого имитируется постоянный кватернион рассогласования по оси тангажа. Реагируя на кватернион рассогласования, двигатель-маховик обеспечивает вращение КА с постоянной угловой скоростью. Среди осевых моментов инерции КА момент инерции по оси тангажа максимален. С учётом этого скорость поворота вокруг оси тангажа ограничена величиной  $\sim 0,09^\circ/\text{с}$ . Изменение углового положения КА контролируется путём интегрирования сигнала датчика угловой скорости, установленного по оси тангажа. После достижения угла  $90^\circ$  вращение прекращается, производится повторный поиск Солнца за счёт враще-

ния КА вокруг нового положения оси  $Oz$  (см. рис. 1, б).

Исходной информацией для организации поиска Солнца является отсутствие сигналов фотодиодов. Чтобы обеспечить вращение КА с поисковой скоростью  $\omega_n$  при угловых отклонениях, превышающих зону обзора  $\psi_1$ , необходимо выполнить условие

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

Это условие выполняется выбором коэффициента суммирования сигналов

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

Когда КА попадает в тень Земли, сигналы фотодиодов пропадают, управление во всех каналах осуществляется по сигналам датчиков угловой скорости. Благодаря этому на время пребывания в тени «запоминается» направление на Солнце. После выхода КА из тени Солнце снова попадает в поле зрения датчика, возобновляется слежение за Солнцем по кватернионам рассогласования. Зависимость времени пребывания КА в тени для солнечно-синхронной орбиты с высотой  $H = 850$  км приведена в [1].

#### Математическая модель системы

Общая математическая модель замкнутой системы ориентации объединяет модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2, блок вычисления угловых координат Солнца  $\alpha, \beta$  в приборной системе координат (входные переменные модели датчика), модель ДС, 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 [5, 6]:

$$d\mathbf{k}/dt = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{k}, \quad \boldsymbol{\omega} = b(\mathbf{k} - \mathbf{H}), \quad d\mathbf{q}/dt = \frac{1}{2}\mathbf{q}\boldsymbol{\omega},$$

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;  $b = \mathcal{J}^{-1}$  – матрица, обратная тензору инерции;  $\mathbf{H} = [H_x, H_y, H_z]^T$  – вектор кинетического момента маховичной системы;  $\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$  – нормированный кватернион рассогласования связанной и солнечной систем координат.

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

ваемый тремя двигателями-маховиками. Выходные переменные: вектор абсолютной угловой скорости КА  $\boldsymbol{\omega}$ , кватернион рассогласования между связанной и базовой системами координат  $\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$ . Для наглядного представления результатов моделирования организован пересчёт кватерниона рассогласования в углы ориентации  $\varphi, \vartheta, \psi$ . Параметрами модели являются компоненты тензора инерции КА  $J$ . Начальные условия на моделирование задаются в виде кватерниона рассогласования, который рассчитывается по начальным угловым отклонениям.

Кватернион рассогласования между связанной и базовой системами координат  $\mathbf{q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$  используется в блоке вычисления угловых координат Солнца.

Проекции вектора  $\mathbf{s}$  на оси связанной системы координат вычисляются по формуле  $\mathbf{s} = \tilde{\mathbf{q}} \circ \mathbf{s}_0 \circ \mathbf{q}$ , где  $\tilde{\mathbf{q}}$  – сопряжённый кватернион,  $\mathbf{s}_0 = [0, 1, 0]^T$ .

Полагаем, что ось чувствительности ДС 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 [1]:

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

Исходную информацию, необходимую для вычисления в бортовой ЦВМ кватерниона рассогласования связанных осей КА относительно солнечной системы координат, выдаёт ДС. В модель ДС 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, выходными – логические сигналы 0 или 1.

Сигналы первого и второго фотодиодов  $Z1$  и  $Z2$ , объединённые логической схемой ИЛИ, образуют зону обзора (1, 2). Появление логического сигнала  $Z12=1$  на выходе схемы ИЛИ свидетельствует о нахождении Солнца справа от координатной плоскости  $Oyz$  в зоне (1, 2). Сигналы третьего и четвертого фотодиодов  $Z3$  и  $Z4$ , объединённые логической схемой ИЛИ, образуют зону обзора (3, 4). Появление логического сигнала  $Z34=1$  на выходе второй схемы ИЛИ свидетельствует о нахождении Солнца слева от координатной плоскости  $Oyz$ . Аналогично логические сигналы  $Z14=1$  и  $Z23=1$  информируют о положении Солнца относительно координатной плоскости  $Oxy$ .

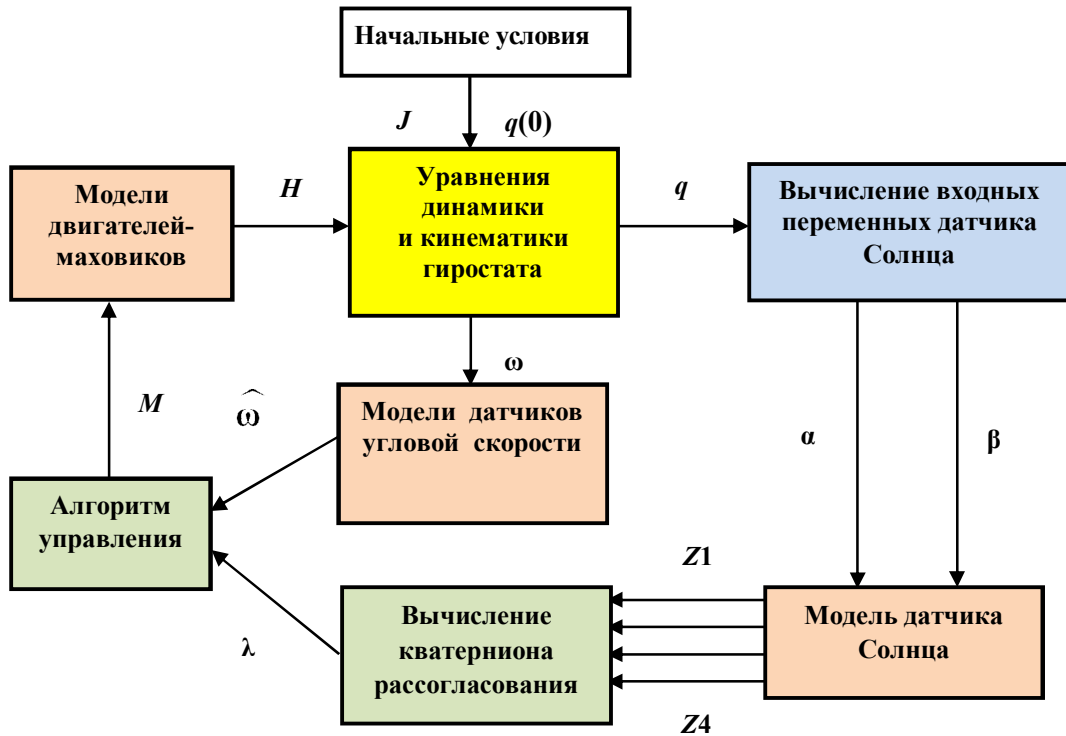


Рис. 3. Структура математической модели

Если угловые отклонения Солнца от оси  $Oy$  не превышают  $5^\circ$ , все фотодиоды (ФД) одновременно выдают логические сигналы  $Z1=Z2=Z3=Z4=1$ . Сочетание логических сигналов 0 и 1, выдаваемых схемами ИЛИ, используется для определения знака угловых отклонений  $\Delta X=Z23-Z14$ ,  $\Delta Z=Z34-Z12$  и выбора кватерниона рассогласования. Схема формирования логических сигналов изображена на рис. 4. Символом  $V$  отмечены схемы ИЛИ.

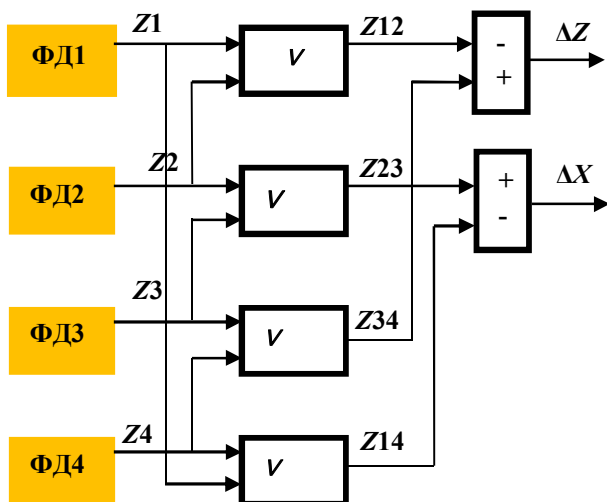


Рис. 4. Схема формирования логических сигналов

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 ( $0,25 \text{ Н}\cdot\text{м}$ ) и величину кинетического момента ( $20 \text{ Н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}$ ). 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 без учёта включений магнитных исполнительных органов системы разгрузки. Алгоритм управления содержит подсистему формирования сигналов требуемых управляющих моментов для двигателей-маховиков (1) и подпрограмму расчёта кватерниона рассогласования, совмещающего ось  $Oy$  КА с направлением на Солнце. 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, поступающим из девяти зон обзора ДС.

### Результаты моделирования

Цель моделирования – проверка устойчивости замкнутой системы при выбранных параметрах управления и оценка времени поиска Солнца. Моделирование проводилось при начальных угловых отклонениях вокруг оси  $Oz$ , выбираемых из диапазона  $\pm 180^\circ$ , и отклонениях вокруг оси  $Ox$ , выбираемых из диапазона  $\pm 90^\circ$ .

Время поиска Солнца зависит от начального углового отклонения КА. Типовые процессы отработки начальных угловых отклонений по курсу

$\psi(0) = 90^\circ$  и крену  $\phi(0) = 30^\circ$  изображены на рис. 5. Моделирование проводилось в течение 1500 с. Начальные условия по кинетическим моментам двигателей-маховиков и скоростям КА принимались нулевыми. Команда на поиск Солнца выдвигается через 200 с после начала моделирования. Вначале датчик не «видит» Солнце. Поиск производится вращением КА вокруг оси  $Oz$  со скоростью  $\omega_n \approx -0,17^\circ/\text{с}$  (рис. 6). Примерно через 640 с появляется логический сигнал  $Z3=1$ , Солнце попадает в третью зону обзора поля зрения датчика. Поиск

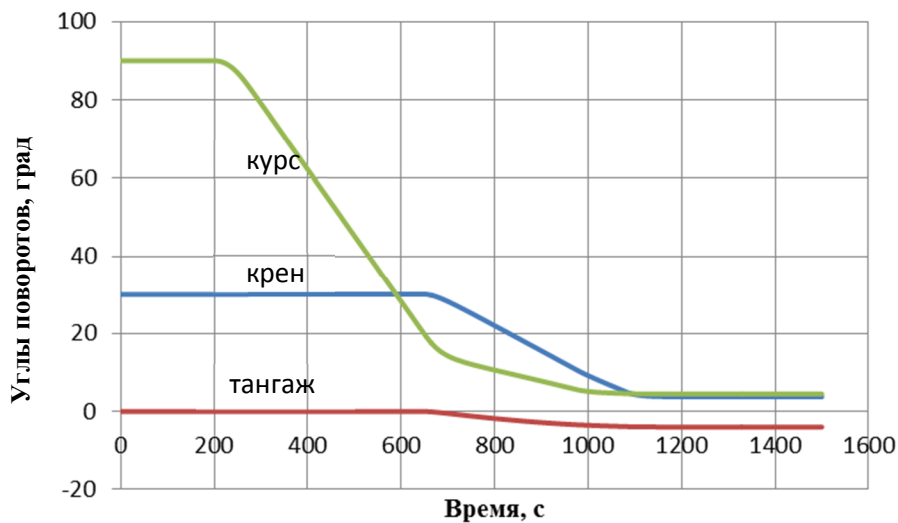


Рис. 5. Изменение углов ориентации во время поиска Солнца

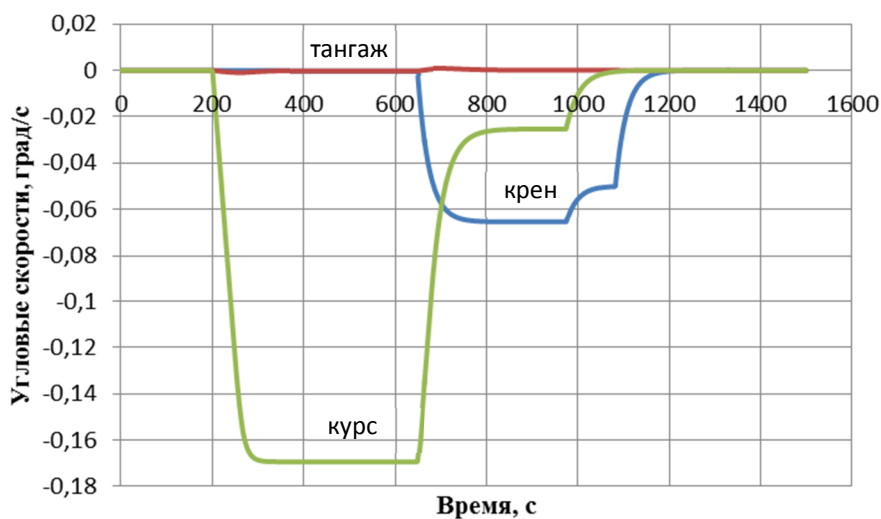


Рис. 6. Изменение угловых скоростей КА во время поиска Солнца

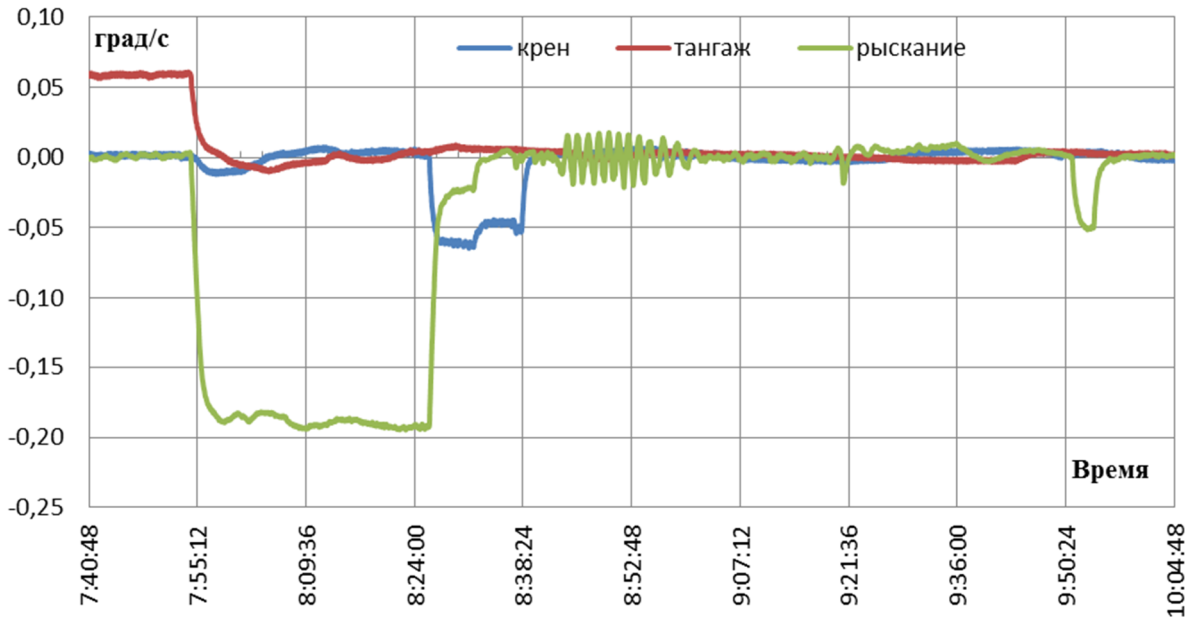


Рис. 7. Телеметрические сигналы угловых скоростей

прекращается. Выбор параметров управления обеспечивает переход от режима поиска к режиму управления по сигналу датчика. Начинается управление ориентацией по кватерниону рассогласования, соответствующему третьей зоне обзора ДС. Наблюдается вращение КА вокруг осей крена и курса. Через 980 с Солнце попадает в зону обзора (2, 3). Вращение вокруг оси курса гасится по сигналу датчика угловой скорости, КА продолжает вращаться вокруг оси крена. Через 1080 с появляются сигналы всех фотодатчиков, начинается режим ориентации на Солнце. По результатам моделирования угловые отклонения КА по крену и курсу не превышают  $5^\circ$  (см. рис. 5). Практически судить о погрешности ориентации КА относительно оси  $Oy_c$  солнечной системы координат можно по показаниям ДС.

Поскольку поиск Солнца производится с постоянной угловой скоростью, время поиска зависит от начального углового отклонения КА по курсу  $\psi(0)$ . Если начальное угловое отклонение КА по крену находится внутри первого сферического пояса сканирования, максимальный угол поиска по курсу составит  $360^\circ - 2\psi_1$ . По результатам моделирования время поиска Солнца при первом сканировании не превышает 32 мин.

#### Режим ориентации на Солнце в полёте

Космический аппарат «Метеор-М» № 2, запущенный на солнечно-синхронную орбиту 8 июля 2014 г., 18 августа 2015 г. был переведён из режима

ориентации в орбитальной системе координат в режим ориентации на Солнце, а затем возвращён в исходный режим работы. Примерно через 45 мин после начала поиска Солнца КА автоматически осуществил заданный режим ориентации на Солнце. Телеметрические сигналы датчиков угловых скоростей КА  $\omega_x$  (синий цвет),  $\omega_y$  (красный цвет) и  $\omega_z$  (зелёный цвет) за время 2 ч 24 мин представлены 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 (рис. 7) с результатами моделирования (рис. 6) на участке поиска и захвата Солнца. Математическая модель даёт возможность дополнительно следить за изменением угловых координат КА, которые отсутствуют в телеметрической информации (см. рис. 5).

Типовое движение по курсу условно складывается из нескольких участков: поиск Солнца ( $\omega_z \approx -0,18^\circ/\text{с}$ ), приведение Солнца в область пересечения зон обзора четырёх фотодиодов, слежение за Солнцем на освещённой части орбиты, полёт с постоянным углом курса в тени ( $\omega_z = 0$ ), приведение Солнца в область пересечения зон обзора четырёх фотодиодов ( $\omega_z \approx -0,05^\circ/\text{с}$ ) после выхода из тени (см. рис. 7).

Телеметрическая информация, поступающая с фотодиодов и датчиков углового положения солнечных батарей (СБ), позволяет детализировать общую картину поиска Солнца, изучаемую в виде

графиков изменения во времени угловых скоростей КА. В исходном состоянии угловая скорость КА по оси  $Oy$  совпадает с орбитальной скоростью ( $\omega_y \approx -0,06^\circ/\text{с}$ ), что свидетельствует об ориентации КА в орбитальной системе координат. В 7 ч 52 мин, когда отсутствуют сигналы всех фотодиодов, начинается поиск Солнца. Для этого в контуре управления имитируется угловое отклонение по курсу, равное  $20^\circ$ . КА вращается вокруг оси рыскания. В 8 ч 26 мин появляется сигнал фотодиода 3. Интегрирование сигнала угловой скорости  $\omega_z(t)$  за время от начала поиска до захвата Солнца ( $\sim 32$  мин) позволяет оценить результирующий угол поворота КА. Поворот КА на угол, близкий к  $320^\circ$ , означает, что его начальное положение оказалось неблагоприятным для принятого направления поиска Солнца. После появления сигнала фотодиода 3 система ориентации обрабатывает кватернион рассогласования, соответствующий зоне обзора 3. Одновременно вырабатываются сигналы требуемых управляющих моментов в каналах курса и крена. Интегрирование зависимости  $\omega_x(t)$  за время вращения по крену позволяет оценить начальное угловое положение КА по крену величиной  $\sim 36^\circ$ . В 8 ч 32 мин к сигналу фотодиода 3 добавляется сигнал фотодиода 2. Система ориентации переходит к кватерниону рассогласования, соответствующему зоне обзора (2, 3). Наблюдается движение Солнца вдоль левой границы области (2, 3).

В 8 ч 38 мин появляются сигналы всех фотодиодов. Поиск Солнца закончился, система ориентации поддерживает режим ориентации на Солнце. Анализ последовательности включения и отключения фотодиодов показывает, что Солнце находится вблизи левой границы области пересечения зон обзора фотодиодов. Погрешность ориентации на Солнце оси  $Oy$  не превышает максимального углового размера области пересечения зон обзора ( $\sim 7^\circ$ ).

В режиме ориентации наблюдаются колебания угловой скорости в канале рыскания, которые коррелируются с движением СБ. Во время поиска Солнца СБ занимали крайние угловые положения. После захвата Солнца началось движение СБ в исходное состояние. В 8 ч 40 мин приводы останавливаются. В исходном положении плоскости СБ параллельны координатной плоскости  $Oyz$ , жёсткость СБ относительно оси  $Oz$  минимальна, что способствует снижению частоты упругих колебаний.

В 9 ч 21 мин КА попадает в тень Земли (исчезли сигналы всех фотодиодов). В тени Земли стабилизация углового положения КА осуществляется по сигналам датчиков угловых скоростей. Полёт в те-

ни продолжался около 30 мин. После выхода КА из тени Солнце попадает в поле зрения датчика. Повторный поиск Солнца не требуется. Интегрирование зависимости  $\omega_z(t)$  после выхода из тени позволяет оценить «уход» КА по курсу за время пребывания в тени величиной  $\sim 5,2^\circ$ . Накопившееся угловое рассогласование обрабатывается системой ориентации за время не более 4 мин.

### Заключение

Разработана общая математическая модель для моделирования режима поиска Солнца и построения на борту солнечной системы координат. Помимо математической модели ДС в неё входят математическая модель динамики и кинематики КА «Метеор-М» № 2, математические модели датчиков угловой скорости и двигателей-маховиков.

Разработан алгоритм вычисления кватернионов рассогласования по сигналам ДС. Для этого поле зрения датчика разделено на 9 зон обзора. В каждой зоне обзора формируется кватернион рассогласования, обеспечивающий приведение Солнца в центральную зону датчика по кратчайшему расстоянию.

Анализируются типовые процессы поиска Солнца из произвольного углового положения КА по курсу и крену.

Разработанные алгоритмы управления обеспечивают устойчивость замкнутой системы. Получены оценки длительности режима поиска Солнца.

Режим ориентации на Солнце был реализован во время полёта КА «Метеор-М» № 2. Практическая реализация режима ориентации показала хорошее совпадение телеметрической информации с результатами математического моделирования и подтвердила эффективность принятых технических решений.

### Литература

1. Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семёнов М. Е. Режим поиска Солнца космического аппарата «Метеор-М» № 2 / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М. : АО «Корпорация ВНИИЭМ», 2015. – Т. 145. – № 2. – С. 16 – 26.
2. Караваева Е. С. Управление ориентацией космического аппарата при помощи датчика Солнца щелевого типа / Е. С. Караваева // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М. : ОАО «Корпорация ВНИИЭМ», 2012. – Т. 126. – № 1. – С. 37 – 42.
3. Ивандиков Я. М. Оптические приборы наведения и ориентации космических аппаратов / Я. М. Ивандиков. – М. : Машиностроение, 1979. – 208 с.



4. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1973. – 320 с.
5. Беленький А. Д., Васильев В. Н., Семёнов А. С., Семёнов М. Е. Режим поиска Земли космического аппарата «Метеор-М» № 2 / А. Д. Беленький и др. // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М. : ОАО «Корпорация ВНИИЭМ», 2012. – Т. 130. – № 5. – С. 13 – 18.
6. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.

Поступила в редакцию 30. 09. 2015

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

## SOLAR POINTING MODE of the METEOR-M No. 2 SATELLITE

**A.D. Belenky, V.N. Vasilyev, M.E. Semyonov**

*Calculation algorithm for misalignment quaternions upon signals from slot Sun sensor (SS) has been designed. Method for Sun scanning from any initial attitude of SC considering limitations of the sensor's field of view is discussed. Attitude control system with SS enables pointing of one SC axis at the Sun. Solar pointing mode is preferable for operation of SC power supply system. Research works were conducted using mathematical model of closed attitude control system specially designed for solar pointing systems. System stability has been tested, as well as Sun scanning time from different initial SC angular positions has been evaluated. Solar pointing mode was implemented by the Meteor-M No.2 SC. Sun scan and acquisition were monitored using telemetry data coming from SC. Time diagrams for signals from angular rate sensors of attitude control system have been built. Additionally telemetry data, coming from SS photodiodes, angular position sensors and power supply system, were analysed.*

**Key words:** *Spacecraft, attitude control system, Sun sensor, photodiode, field of view, zone of vision, scan, flywheel, angular rate sensor, attitude control mode, quaternion.*

### List of References

1. Belenky A. D., Vasilyev V. N., Semenov M. E. Solar Pointing Mode of the Meteor-M No. 2 Satellite / A. D. Belenky, V. N. Vasilyev, M. E. Semenov // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Works. – Moscow : JC ‘VNIIEEM Corporation’, 2015. – Vol. 145. – No. 2. – Pp. 16 – 26.
2. Karavayeva E. S. Spacecraft Attitude Control Using Slot Sun Sensor / E. S. Karavayeva // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Works. – Moscow : JC ‘VNIIEEM Corporation’, 2012. – Vol. 126. – No. 1. – Pp. 37 – 42.
3. Ivandicov Ya. M. Optical Pointing and Attitude Determination Equipment for Spacecraft / Ya. M. Ivandicov. – Moscow: Mashinostroyeniye [Machine-Building Industry] Publ., 1979. – P. 208.
4. Branets V. N., Shmyglevsky I. P. Applying of Quaternions for Rigid Body Orientation / V. N. Branets, I. P. Shmyglevsky. – Moscow : Nauka [Science] Publ., 1973. – P. 320.
5. Belenky A. D., Vasilyev V. N., Semenov A. S., Semenov M. E. Earth Scan Mode of the Meteor-M No. 2 Satellite / A. D. Belenky at al. // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Works. – Moscow : JC ‘VNIIEEM Corporation’, 2012. – Vol. 130. – No. 5. – Pp. 13 – 18.
6. Vasilyev V. N. Spacecraft Attitude Control Systems / V. N. Vasilyev. – Moscow : FSUE ‘RPE VNIIEEM’, 2009. – P. 310.

*Aron Davydovich Belenky*,  
*Ph. D. in Engineering Science, Head of Laboratory.*  
*Vladimir Nikolayevich Vasilyev*,  
*Ph. D. in Engineering Science, Senior Research Scientist.*  
*Maxim Evgenyevich Semyonov*,  
*Senior Engineer. Tel.: (495) 366-21-22.*  
*E-mail: vniiem@vniiem.ru.*  
*(JC ‘VNIIEEM Corporation’).*