

## ПРИБЛИЖЕННАЯ МОДЕЛЬ РАБОТЫ МАГНИТОГИРОСКОПИЧЕСКОГО ОРБИТАНТА В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ИСЗ ТИПА «МЕТЕОР-М»

А.В. Воронцов, А.В. Горбунов,  
Б.В. Карбасников, А.В. Козаков  
(ФГУП «НПП ВНИИЭМ»)

*Рассматривается возможность применения магнитогироскопического орбитанта для вычисления параметров поворота КА относительно орбитальной системы координат. В его состав входит магнитометр (ММ), датчик угловых скоростей (ДУС) и БЦВМ. На вход БЦВМ поступает навигационная информация для расчета положения КА в географической системе координат и последующего вычисления по Международному эталону геомагнитного поля (МЭГП) расчетного вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ) в проекциях на оси орбитальной системы координат.*

*Использование информации, поступающей от МГО, позволяет осуществить приближенную ориентацию КА в орбитальной системе координат с тем, чтобы обеспечить необходимые условия для функционирования систем энергоснабжения и терморегулирования в сложившейся нештатной ситуации.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, магнитогироскопический орбитант, геомагнитное поле, магнитное поле Земли.

### Введение

Магнитогироскопический орбитант (МГО) предназначен для вычисления параметров поворота ИСЗ относительно орбитальной системы координат [1]. В его состав входят магнитометр (ММ), датчик угловых скоростей (ДУС) и БЦВМ. На вход БЦВМ должна поступать навигационная информация для расчета положения ИСЗ в географической системе координат и последующего вычисления по Международному эталону геомагнитного поля (МЭГП) [2] расчетного вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ) в проекциях на оси орбитальной системы координат.

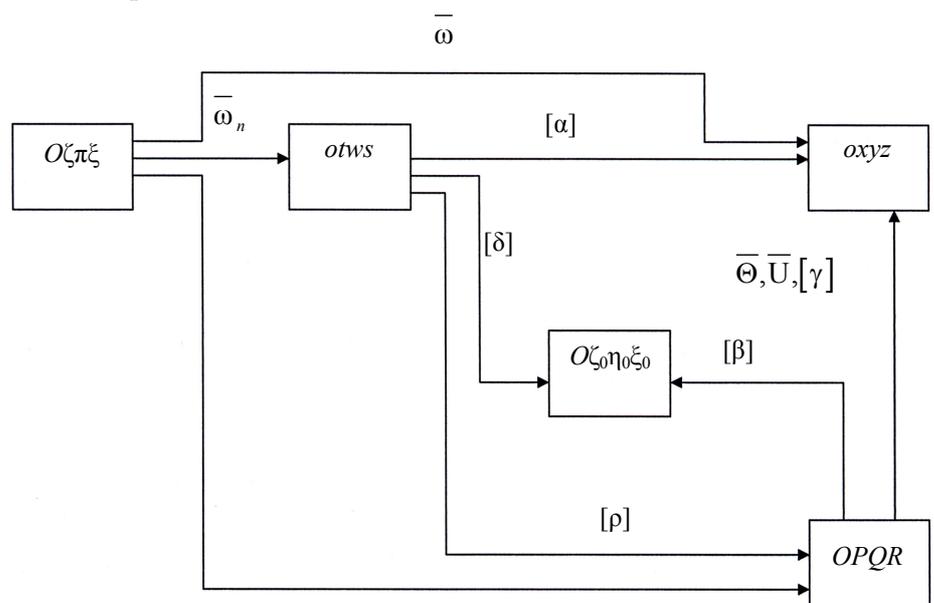
МГО может применяться в современных прецизионных системах ориентации для повышения надежности за счет функционального резервирования при отказе штатных датчиков углового положения ИСЗ. Использование информации, поступающей от МГО, позволяет осуществить приближенную ориентацию ИСЗ в орбитальной системе координат с тем, чтобы обеспечить необходимые условия для функционирования систем энергоснабжения и терморегулирования в сложившейся нештатной ситуации.

На спутнике «Метеор-М» в качестве одного из мероприятий, направленных на решение комплексной задачи обеспечения

живучести ИСЗ [3], предусматривается возможность применения МГО при сбоях в работе инфракрасного построителя местной вертикали. Реализация такого режима работы штатной системы ориентации обеспечивается за счет входящих в ее состав ММ, ДУС и БЦВМ.

### Принцип работы МГО

Пусть  $O$  – центр масс спутника,  $oxyz$  – его строительная система координат,  $OPQR$  – моделируемая в БЦВМ система координат,  $\vec{\Theta}$  – вектор конечного поворота  $oxyz$  относительно  $OPQR$ , определяемый четырьмя параметрами Родрига-



Блок-схема системы координат

Гамильтона  $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  (рисунок). Эти параметры могут быть вычислены в БЦВМ решением известных дифференциальных уравнений [4] по известному вектору угловой скорости  $\bar{U}$  поворота  $oxyz$  относительно  $OPQR$ . Если  $\bar{\omega}$  – вектор угловой скорости поворота  $oxyz$  относительно инерциальной системы координат  $Oz\eta\xi$ , а  $\bar{V}$  – желаемый вектор абсолютной угловой скорости поворота моделируемой системы  $OPQR$  относительно  $Oz\eta\xi$ , то  $\bar{U} = \bar{\omega} - \bar{V}$ .

Тогда упомянутые дифференциальные уравнения могут быть преобразованы к виду:

$$\begin{aligned} 2\dot{\lambda}_0 &= -(\omega_x - V_P)\lambda_1 - (\omega_y - V_Q)\lambda_2 - (\omega_z - V_R)\lambda_3; \\ 2\dot{\lambda}_1 &= (\omega_x - V_P)\lambda_0 + (\omega_z + V_R)\lambda_2 - (\omega_y + V_Q)\lambda_3; \\ 2\dot{\lambda}_2 &= (\omega_y - V_Q)\lambda_0 + (\omega_x + V_P)\lambda_3 - (\omega_z + V_R)\lambda_1; \\ 2\dot{\lambda}_3 &= (\omega_z - V_R)\lambda_0 + (\omega_y + V_Q)\lambda_1 - (\omega_x + V_P)\lambda_2. \end{aligned} \quad (1)$$

Если для характеристики поворота ИСЗ относительно моделируемой системы координат предпочтительнее использовать матрицу направляющих косинусов  $[\gamma]$ , то в БЦВМ необходимо решать соответствующие уравнения [4], которые в рассматриваемом случае удобно преобразовать к виду:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma}_{11} &= -\omega_y \gamma_{31} + \omega_z \gamma_{21} - V_Q \gamma_{13} + V_R \gamma_{12}; \\ \dot{\gamma}_{21} &= -\omega_z \gamma_{11} + \omega_x \gamma_{31} - V_Q \gamma_{23} + V_R \gamma_{22}; \\ \dot{\gamma}_{31} &= -\omega_x \gamma_{21} + \omega_y \gamma_{11} - V_Q \gamma_{33} + V_R \gamma_{32}; \\ \dot{\gamma}_{12} &= -\omega_y \gamma_{32} + \omega_z \gamma_{22} + V_P \gamma_{13} - V_R \gamma_{11}; \\ \dot{\gamma}_{22} &= -\omega_z \gamma_{12} + \omega_x \gamma_{32} + V_P \gamma_{23} - V_R \gamma_{21}; \\ \dot{\gamma}_{32} &= -\omega_x \gamma_{22} + \omega_y \gamma_{12} + V_P \gamma_{33} - V_R \gamma_{31}; \\ \dot{\gamma}_{13} &= -\omega_y \gamma_{33} + \omega_z \gamma_{23} - V_P \gamma_{12} + V_Q \gamma_{11}; \\ \dot{\gamma}_{23} &= -\omega_z \gamma_{13} + \omega_x \gamma_{33} - V_P \gamma_{22} + V_Q \gamma_{21}; \\ \dot{\gamma}_{33} &= -\omega_x \gamma_{23} + \omega_y \gamma_{13} - V_P \gamma_{32} + V_Q \gamma_{31}. \end{aligned} \quad (2)$$

В приведенных уравнениях  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции абсолютной скорости поворота ИСЗ на оси системы  $oxyz$ . Они могут быть измерены с помощью ДУС, установленного на ИСЗ. Проекции  $V_P, V_Q, V_R$  абсолютной угловой скорости  $\bar{V}$  моделируемой системы координат  $OPQR$  на ее оси можно рассматривать как некие управляющие воздействия, с помощью которых предоставляется возможность осуществить пересчет параметров поворота моделируемой системы координат для обеспечения желаемого изменения ее положения в инерциальном пространстве. При  $\bar{V} = 0$  положение системы  $OPQR$  будет оставаться неизменным в инерциальном пространстве.

В общем случае для формирования управляющего воздействия  $\bar{V}$  может использоваться информация первичных датчиков положения, установленных на ИСЗ (астроориентатора, ИК-вертикали и др.).

В МГО управляющее воздействие формируется по сигналам магнитометра и расчетного значения вектора индукции МПЗ.

Известно, что использование параметров, характеризующих в данный момент времени только одно направление вектора индукции МПЗ, позволяет определить положение ИСЗ в пространстве с точностью до его поворота вокруг этого направления. Необходимое определение ориентации ИСЗ по трем осям с помощью МПЗ может быть осуществлено только в случае, если вдоль орбиты спутника вектор индукции геомагнитного поля существенно меняет свое положение в инерциальном пространстве. Это представляет возможность, в среднем за какое-то время, получить желаемую оценку углового положения ИСЗ по трем осям.

Поэтому МГО может применяться на ИСЗ с достаточно большим углом наклона его орбиты к плоскости экватора Земли. Кроме того, высота полета ИСЗ не должна быть значительной, поскольку МПЗ, а вместе с ним и возможность измерения индукции на борту спутника с необходимой точностью, существенно уменьшаются по мере удаления от Земли.

Работа МГО состоит из двух этапов. Вначале используется так называемый двухвекторный алгоритм [5]. Он позволяет достаточно быстро, но с небольшой точностью определить предварительные параметры поворота моделируемой системы координат относительно орбитальной. Для реализации его в МГО осуществляется дифференцирование сигналов магнитометра. На последующем этапе используется одновекторный алгоритм, который сравнительно медленно, но зато с большей точностью обеспечивает пересчет положения мо-

делируемой системы координат с целью совмещения ее с орбитальной системой.

На первом этапе полагается, что управляющее воздействие  $\bar{V} = 0$ . В этом случае принятые параметры поворота строительной системы координат  $oxuz$  будут характеризовать отклонение ИСЗ относительно неизменного в инерциальном пространстве положения моделируемой системы  $OPQR$ , соответствующего тому положению ИСЗ, в котором он находился в момент включения МГО.

Пусть  $\bar{B}$  – вектор индукции МПЗ. Для характеристики непостоянства его вдоль орбиты спутника введем вектор  $\bar{C} = \bar{B} \times d\bar{B}/dt$ . Он не зависит от выбора системы координат.

В проекциях на оси орбитальной системы координат  $otws$  (ось  $ow$  направлена по бинормали к орбите, ось  $os$  – по радиус-вектору от центра Земли) рассматриваемый вектор  $\bar{C} = \bar{C}_0 = \{C_t, C_w, C_s\}$  можно рассчитать по формулам:

$$C_t = \dot{B}_s B_w - \dot{B}_w B_s + \omega_t (B_w^2 + B_s^2) - \omega_w B_t B_w - \omega_s B_t B_s;$$

$$C_w = \dot{B}_t B_s - \dot{B}_s B_t - \omega_t B_w B_t + \omega_w (B_t^2 + B_s^2) - \omega_s B_w B_s;$$

$$C_s = \dot{B}_w B_t - \dot{B}_t B_w - \omega_t B_t B_s - \omega_w B_w B_s + \omega_s (B_t^2 + B_w^2),$$

где  $\bar{B}_0 = \{B_t, B_w, B_s\}$  – определенный по МЭГП вектор индукции (в проекциях на орбитальную систему координат);  $\bar{\omega}_n = \{\omega_t, \omega_w, \omega_s\}$  – вектор абсолютной угловой скорости орбитальной системы координат. Он может быть рассчитан в БЦВМ с той или иной степенью точности по известным навигационным параметрам спутника.

Тот же вектор  $\bar{C}$ , но в проекциях на оси моделируемой системы координат  $\bar{C} = \bar{C}_m = \{C_p, C_Q, C_R\}$ , вычисляется с помощью более простых выражений, поскольку на первом этапе работы МГО управляющее воздействие  $\bar{V} = 0$  и угловая скорость системы  $OPQR$  в инерциальном пространстве равна нулю:

$$C_p = \dot{B}_R B_Q - \dot{B}_Q B_R;$$

$$C_Q = \dot{B}_p B_R - \dot{B}_R B_p;$$

$$C_R = \dot{B}_Q B_p - \dot{B}_p B_Q,$$

где  $\bar{B}_m = \{B_p, B_Q, B_R\}$  – оценка вектора индукции МПЗ в проекциях на оси моделируемой системы

$OPQR$ , вычисленная по результатам измерения установленного на борту ИСЗ магнитометра и рассчитываемой в БЦВМ матрицы  $[\gamma]$  направляющих косинусов поворота строительной системы координат  $oxuz$  относительно системы  $OPQR$ .

В МГО приближенная оценка производных координат как вектора  $\bar{B}_0$ , так и  $\bar{B}_m$  осуществляется с помощью динамических звеньев второго порядка, передаточная функция которых равна  $\Omega^2 P / (P^2 + 2\zeta\Omega P + \Omega^2)$ .

После окончания переходных процессов в динамических звеньях может быть осуществлена желаемая оценка положения моделируемой системы  $OPQR$  относительно орбитальной системы  $otws$  с помощью двухвекторного алгоритма.

Введем промежуточную систему координат  $O\zeta_0\eta_0\xi_0$  так, чтобы взаимно перпендикулярные векторы  $\bar{B}$  и  $\bar{C}$  были направлены, соответственно, по осям  $O\zeta_0$  и  $O\eta_0$ . Тогда элементами матрицы  $[\delta]$  поворота  $O\zeta_0\eta_0\xi_0$  относительно  $otws$  будут:  $\delta_{11} = b_t$ ;  $\delta_{12} = b_w$ ;  $\delta_{13} = b_s$ ;  $\delta_{21} = e_t$ ;  $\delta_{22} = e_w$ ;  $\delta_{23} = e_s$ ;  $\delta_{31} = (b_w e_s - b_s e_w)$ ;  $\delta_{32} = (b_s e_t - b_t e_s)$ ;  $\delta_{33} = (b_t e_w - b_w e_s)$ , где  $\bar{b}_0 = \{b_t, b_w, b_s\}$  – орт вектора  $\bar{B}_0$ , а  $\bar{e}_0 = \{e_t, e_w, e_s\}$  – орт  $\bar{C}_0$ . Элементы матрицы  $[\beta]$  поворота  $O\zeta_0\eta_0\xi_0$  относительно  $OPQR$  определяются из выражений  $\beta_{11} = b_p$ ;  $\beta_{12} = b_Q$ ;  $\beta_{13} = b_R$ ;  $\beta_{21} = e_p$ ;  $\beta_{22} = e_Q$ ;  $\beta_{23} = e_R$ ;  $\beta_{31} = (b_Q e_R - b_R e_Q)$ ;  $\beta_{32} = (b_R e_p - b_p e_R)$ ;  $\beta_{33} = (b_p e_Q - b_Q e_p)$ , где  $\bar{b}_m = \{b_p, b_Q, b_R\}$  – орт вектора  $\bar{B}_m$ , а  $\bar{e}_m = \{e_p, e_Q, e_R\}$  – орт  $\bar{C}_m$ .

Так что искомая матрица  $[\rho]$  поворота моделируемой системы  $OPQR$  относительно орбитальной системы координат  $otws$  определится произведением  $[\rho] = [\beta]^{-1}[\delta]$ .

На втором этапе работы МГО решение дифференциальных уравнений (1) или (2) осуществляется с начальных условий, определяемых в соответствии с выражением  $[\gamma] = [\gamma]_0[\rho]_0$ , где  $[\gamma]_0$  и  $[\rho]_0$  – матрицы поворота, определенные на первом этапе работы в момент перехода на второй этап. Очевидно, что в этом случае начальное отклонение моделируемой системы координат относительно орбитальной будет незначительное, поскольку оно определяется лишь погрешностью работы МГО на первом этапе. Как показали расчеты, практические значения углов отклонения  $OPQR$  от  $otws$  не превосходят 10–15° даже в случае, если работа МГО на первом этапе начинается непосредственно сразу после отделения от носителя,

когда ИСЗ совершает интенсивное вращение в инерциальном пространстве.

Поэтому при формировании вектора  $\bar{V}$  управляющего воздействия на втором этапе можно исходить из того, что углы отклонения моделируемой системы координат от орбитальной являются малыми величинами.

В этом случае для круговой орбиты уравнения (1) или (2) сводятся к системе из трех приближенных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{\psi}_m - v_0 \gamma_m - V_R + \omega_S + \omega_R &= 0; \\ \dot{\gamma}_m + v_0 \psi_m - V_P + \omega_t + \omega_P &= 0; \\ \dot{\delta}_m - V_Q + \omega_W + \omega_Q &= 0, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\dot{\psi}_m, \dot{\gamma}_m, \dot{\delta}_m$  – углы рыскания, крена и тангажа, характеризующие отклонение системы  $OPQR$  относительно орбитальной системы  $otws$ ;  $v_0$  – угловая скорость орбитального движения ИСЗ;  $\omega_P, \omega_Q, \omega_R$  – проекции на оси моделируемой системы координат погрешностей измерения ДУС вектора  $\bar{\omega}$  абсолютной скорости вращения ИСЗ;  $\omega_t, \omega_W, \omega_S$  – по-прежнему проекции на оси орбитальной системы координат вектора  $\bar{\omega}_n$  ее угловой скорости вращения в инерциальном пространстве.

Отметим, что систему (3) можно рассматривать как совокупность уравнений, характеризующих поведение условного объекта регулирования – математической модели положения системы координат  $OPQR$  относительно орбитальной системы  $otws$ . Для управления таким объектом можно воспользоваться фильтром со структурой фильтра Калмана, который в случае малых отклонения ИСЗ от орбитальной системы координат целесообразно дополнить компенсатором постоянных составляющих погрешностей в сигналах ДУС.

В этом случае вектор  $\bar{V}$  управляющего воздействия можно определять из выражений:

$$\begin{aligned} V_P &= \omega_t^* - (Z_3 + Z_5) \sin \mu - (Z_4 + Z_6) \cos \mu; \\ V_R &= \omega_S^* - (Z_3 + Z_5) \cos \mu + (Z_4 + Z_6) \sin \mu; \\ V_Q &= \omega_W^* - (Y_1 + Y_2), \end{aligned}$$

где  $Z_5 = H_1 Z_1 - H_3 Z_2$ ;  $Z_6 = H_2 Z_1 + H_4 Z_2$ ;  $Y_1 = D_2 Y$  – параметры регулятора;  $Z_1, Z_2, Y$  – параметры моде-

ли условного объекта регулирования, определяемые решением уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{Z}_1 &= 2v_0^* Z_2 - Z_5 + H_5 (U_\chi - Z_1); \\ \dot{Z}_2 &= -2v_0^* Z_1 - Z_6 + H_6 (U_\chi - Z_1); \\ \dot{Y} &= -Y_1 + D_1 (U_\vartheta - Y), \end{aligned}$$

где  $Z_3, Z_4, Y_2$  – параметры компенсатора постоянных составляющих сигналов ДУС, определяемые решением уравнений

$$\begin{aligned} \dot{Z}_3 &= v_0^* Z_4 + H_7 (U_\chi - Z_1); \\ \dot{Z}_4 &= -v_0^* Z_3 + H_8 (U_\chi - Z_1); \\ \dot{Y}_2 &= D_3 (U_\vartheta - Y). \end{aligned}$$

В приведенных уравнениях величины  $U_\chi$  и  $U_\vartheta$  определяются из выражений:

$$U_\chi = (B_W - B_Q) / A;$$

$$U_\vartheta = -[(B_t - B_p) \sin \mu + (B_s - B_r) \cos \mu] / A.$$

Они являются информационными сигналами и вычисляются в БЦВМ по расчетному вектору индукции  $\bar{B}_0 = \{B_t, B_w, B_s\}$  и вектору  $\bar{B}_m = \{B_p, B_Q, B_r\}$ , полученному в результате проектирования с помощью матрицы  $[\gamma]^{-1}$  сигналов магнитометра на оси моделируемой системы координат  $OPQR$ .

Для определения переменных величин  $A$  и  $\mu$ , кроме вычисления расчетного вектора индукции  $\bar{B}_0$  по МЭГП, необходимо проведение расчетов по определению дипольной составляющей МПЗ в проекциях на оси орбитальной системы координат в виде:

$$\begin{aligned} B_{td} &= B \cos(U^* + \alpha); \\ B_{wd} &= B_{w0}; \\ B_{sd} &= -2B \sin(U^* + \alpha). \end{aligned}$$

Здесь переменные  $B, B_{w0}$  и  $\alpha$  вычисляются с использованием только первых трех коэффициентов МЭГП, а  $U^*$  является выполненной на борту оценкой текущего значения аргумента широты спутника на орбите. Заметим, что случай  $U^* + \alpha = 0$  соответствует моменту пересечения спутником магнитного экватора Земли на восхо-

дающем участке орбиты. В принятых обозначениях упомянутые переменные определяются из выражений  $A=1,5B$ ,  $\mu=U^* + \alpha$ .

Закон управления содержит одиннадцать постоянных параметров:  $H_1 - H_8$  и  $D_1 - D_3$ .

Если ИСЗ совершает произвольные движения в орбитальной системе координат, то проекции постоянных составляющих погрешностей в сигналах ДУС будут модулироваться движением ИСЗ, что исключает возможность осуществить их компенсацию с помощью предложенного закона управления. В этом случае параметры  $Z_3$ ,  $Z_4$  и  $Y_2$  компенсатора постоянных составляющих сигналов ДУС должны быть приравнены нулю.

### Приближенная модель работы МГО

Для того, чтобы осуществить первоначальный выбор параметров закона формирования управляющего воздействия, обеспечивающих устойчивость управления и минимизацию погрешностей МГО, необходимо иметь модель, описывающую динамику работы МГО с помощью обыкновенных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами.

Такая модель может быть получена при следующих упрощающих предположениях. Орбита ИСЗ является круговой. Оценки величин  $v_0^*$ ,  $\omega_t^*$ ,  $\omega_w^*$ ,  $\omega_s^*$ ,  $U^*$ , используемых в законе управления, выполнены без погрешностей. Работа МГО должна рассматриваться в так называемом расчетном поле [6]. Полагается, что вектор индукции МПЗ  $\vec{B} = \vec{B}'$  имеет постоянный по величине модуль и меняет только свое положение в инерциальном пространстве вдоль орбиты спутника, равномерно перемещаясь по прямому круговому конусу вокруг бинормали  $ow$  с угловой скоростью  $2v_0$ . При этом в орбитальной системе координат вектор  $\vec{B}'$  имеет координаты:  $B'_t = A \cos v_0 t$ ;  $B'_w = bA$ ;  $B'_s = -A \sin v_0 t$ , где  $A=1,5B$ ;  $b=2/3 \operatorname{ctg} i_m$ ;  $B$  – по-прежнему определяется дипольной частью МПЗ;  $i_m$  – наклонение плоскости орбиты к магнитному экватору Земли, отсчет времени  $t$  ведется от момента пересечения спутником плоскости магнитного экватора на восходящем участке орбиты.

Положение оси  $OQ$  моделируемой системы координат  $OPQR$  рассматривается не в орбитальной системе координат  $otws$ , а в системе  $ot'ws'$ , которая вращается относительно  $otws$  вокруг бинормали  $ow$  с угловой скоростью  $v_0$  вместе с вектором  $\vec{B}_1$  индукции расчетного поля МПЗ так, что его проекции

на оси  $ot'$  и  $os'$  определяются в виде  $B'_t = A$ ,  $B'_s = 0$ . Положение  $OQ$  в системе  $ot'$  и  $ws'$  характеризуется двумя углами  $\gamma = \gamma_m \sin v_0 t + \psi_m \cos v_0 t$ ,  $\varphi = \gamma_m \cos v_0 t - \psi_m \sin v_0 t$ .

При составлении приближенной модели полагается, что расчет в БЦВМ вектора  $\vec{B}_0$  выполнен без погрешностей, а инструментальные погрешности ММ и ДУС являются заданными функциями времени.

С учетом принятых предположений и в случае малых отклонений самого ИСЗ от орбитальной системы координат информационные сигналы можно приближенно представить в виде:  $U_\vartheta = \vartheta_m - b\varphi + \delta_\vartheta$ ;  $U_\chi = \chi + \delta_\chi$ , где  $\delta_\vartheta = (d_\chi \sin v_0 t + d_z \cos v_0 t) / A$ ;  $\delta_\chi = -d_y / A$ , а  $d_x, d_y, d_z$  – погрешности сигналов ММ (измерительные оси которого совпадают с осями строительной системы координат  $oxyz$  ИСЗ).

Тогда работу МГО можно описать следующей системой уравнений:

$$-2v_0\varphi + \dot{\chi} + Z_3 + H_1 Z_1 - H_3 Z_2 = \omega_{\chi d};$$

$$\dot{\varphi} + 2v_0\chi + Z_4 + H_2 Z_1 + H_4 Z_2 = \omega_{\varphi d};$$

$$\dot{\vartheta}_m + D_2 Y + Y_2 = -\omega_{Qd};$$

$$-H_5 \chi + \dot{Z}_1 + (H_1 + H_3) Z_1 - (2v_0 + H_3) Z_2 = H_3 \delta_\chi;$$

$$-H_6 \chi + (2v_0 + H_2 + H_6) Z_1 + \dot{Z}_2 + H_4 Z_2 = H_6 \delta_\chi;$$

$$-H_7 \chi + H_7 Z_1 + \dot{Z}_3 - v_0 Z_4 = H_7 \delta_\chi;$$

$$-H_8 \chi + H_8 Z_1 + v_0 Z_3 + \dot{Z}_4 = H_8 \delta_\chi;$$

$$D_1 b \varphi - D_1 \vartheta_m + \dot{Y} + (D_1 + D_2) Y = D_1 \delta_\vartheta;$$

$$D_3 b \varphi - D_3 \vartheta_m + D_3 Y + \dot{Y}_2 = D_3 \delta_\vartheta,$$

где  $\omega_{\chi d} = -(\omega_{xd} \sin v_0 t + \omega_{zd} \cos v_0 t)$ ;  $\omega_{\varphi d} = -(\omega_{xd} \cos v_0 t + \omega_{zd} \sin v_0 t)$ ;  $\omega_{Qd} = \omega_{yd}$ , а  $\omega_{xd}$ ,  $\omega_{yd}$ ,  $\omega_{zd}$  – погрешности сигналов ДУС, измерительные оси которого (так же, как и у ММ) совпадают с осями системы  $oxyz$  ИСЗ.

Определитель системы уравнений имеет 8-й порядок. Одиннадцать параметров управления позволяют обеспечить устойчивость системы и представляют потенциальную возможность свести к мини-

муму влияние погрешностей ММ и ДУС на точность работы МГО. Система обладает астатизмом по отношению к постоянным составляющим погрешностей сигналов ДУС –  $\omega_{xd}$ ,  $\omega_{yd}$ ,  $\omega_{zd}$ .

Как уже отмечалось, в случае когда отклонения ИСЗ от орбитальной системы координат не являются малыми величинами, параметры  $Z_3$ ,  $Z_4$ ,  $Y_2$  компенсатора постоянных составляющих сигналов ДУС должны быть приравнены нулю. При этом для определения величин  $\delta_\vartheta$ ,  $\delta_\chi$ ,  $\omega_{\chi d}$ ,  $\omega_{Qd}$ ,  $\omega_{\varphi d}$  (зависящих от погрешностей сигналов ММ и ДУС) необходимо знание параметров движения ИСЗ относительно орбитальной системы координат – матрицы  $[\alpha]$  поворота  $oxuz$  относительно  $otws$ .

### Заключение

Полученная приближенная линейная модель работы МГО позволяет с помощью аналитических методов теории автоматического регулирования осуществить первоначальный выбор параметров, минимизирующих влияние гармонических погрешностей измерений индукции МПЗ и угловой скорости вращения ИСЗ на точность определения его углового положения в орбитальной системе координат. Окончательный выбор параметров требует проведения моделирования работы МГО с учетом фактических особенностей характеристик ММ и ДУС. При этом особое внимание должно быть уделено учету влияния магнитопривода (электромагнитов) системы ориентации на показания магнитометра.

Оценка точности работы МГО предполагает использование модели магнитного поля Земли [7], учитывающей погрешность представления главного геомагнитного поля по МЭПП и геомагнитные вариации, а также учет как дискретности ввода в БЦВМ МГО поправок на вековые изменения коэффициентов МЭПП, так и погрешности знания текущего положения ИСЗ в географической системе координат.

### Литература

1. Воронцов А.В. Оценка инструментальной погрешности магнитогироскопического орбитанта в составе системы ориентации ИСЗ типа «Метеор-М» / А.В. Воронцов, А.В. Горбунов, Б.В. Карбасников [и др.] // Труды НПП ВНИИЭМ. – М., 2006. – Т. 102.
2. Паркинсон У. Введение в геомагнетизм / У. Паркинсон. – М.: Мир, 1986.
3. Мирошник О.М. Проблемы обеспечения живучести систем современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / О.М. Мирошник // Труды ВНИИЭМ. – М., 1999. – Т. 99.
4. Лурье А.И. Аналитическая механика / А.И. Лурье. – М.: ФМ, 1961.
5. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях / М.Ю. Беляев. – М.: Машиностроение, 1984.
6. Алексеев К.Б. Управление космическими летательными аппаратами / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин – М.: Машиностроение, 1974.
7. Козаков А.В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малых спутниках / А.В. Козаков // Труды НПП ВНИИЭМ. – М., 2001. – Т. 100.

*Александр Витальевич Воронцов, зам.гл. конструктора по производству, т.625-32-11.*

*Александр Викторович Горбунов, канд.техн.наук, зам.генерального  
директора-генерального конструктора, т.623-41-81.*

*Борис Владимирович Карбасников, начальник отдела, т.623-59-81.*

*Анатолий Васильевич Козаков, канд.техн.наук, ст. научный сотрудник.  
E-mail: vniiem@orc.ru.*