

АЛГОРИТМ РАБОТЫ МАГНИТОГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ИСЗ ТИПА «МЕТЕОР-М»

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

Предусматривается возможность работы штатной системы ориентации КА «Метеор-М» в режиме магнитогироскопической системы в случае отсутствия информации об угловой скорости вращения КА на начальном этапе работы сразу после отделения от носителя, несмотря на незначительную вероятность возникновения такой внештатной ситуации. Благодаря этому, могут быть созданы необходимые условия для работы жизненно важных служебных систем энергоснабжения и терморегулирования КА, что обеспечит возможность дальнейшей работы КА в возникших обстоятельствах.

Ключевые слова: космический аппарат «Метеор-М», магнитогироскопическая система ориентации.

Введение. В современных прецизионных маховичных системах режим магнитогироскопической ориентации может использоваться для реализации принципа функционального резервирования при решении комплексной задачи обеспечения живучести ИСЗ [1].

На спутнике «Метеор-М» предусматривается возможность работы штатной системы ориентации в режиме магнитогироскопической системы (МГС) в случае отсутствия информации об угловой скорости вращения ИСЗ на начальном этапе работы сразу после отделения от носителя, несмотря на то, что вероятность возникновения такой нештатной ситуации является незначительной.

Работа системы ориентации в режиме МГС обеспечит успокоение ИСЗ без использования сигналов гироскопического датчика угловых скоростей и последующую приближенную ориентацию аппарата в орбитальной системе координат без использования информации от инфракрасного построителя местной вертикали. Благодаря этому, могут быть созданы необходимые условия для работы жизненно важных служебных систем энергоснабжения и терморегулирования ИСЗ, что обеспечит возможность дальнейшей работы со спутником в возникших обстоятельствах.

МГС состоит [2] из магнитометра, БЦВМ, магнитопривода и одностенного гиросtabilизатора. На вход БЦВМ должна поступать навигационная информация для определения расчетного вектора индукции магнитного поля Земли по Международному эталону геомагнитного поля (МЭГП) [3].

Реализация работы штатной системы ориентации ИСЗ «Метеор-М» в режиме МГС не требует расширения ее состава, поскольку она содержит в себе все необходимые для этого режима работы устройства, а навигационная информация может быть получена от входящей в состав служебных систем ИСЗ аппаратуры спутниковой навигации. Если после отделения спутника от носителя показания датчика угловых скоростей окажутся недос-

товерными, то БЦВМ штатной системы ориентации может быть переведена на алгоритм работы в режиме МГС. При этом двигатель-маховик по оси тангажа должен быть разогнан до максимальной скорости вращения, чтобы выполнять функции одностепенного гиросtabilизатора.

Принцип работы МГС. Известно, что использование параметров, характеризующих в данный момент времени только одно направление вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ), позволяет определить положение ИСЗ в пространстве с точностью до его поворота вокруг этого направления. Известно также, что применение в качестве исполнительных органов системы ориентации одних только электромагнитов магнитопривода не позволяет создать механический момент для изменения положения ИСЗ вокруг направления вектора индукции МПЗ.

Необходимая ориентация ИСЗ с помощью МГС может быть осуществлена только в случае, если вдоль орбиты ИСЗ вектор индукции МПЗ существенно меняет свое направление в инерциальном пространстве, что позволяет в среднем за какое-то время получить оценку углового положения ИСЗ и создать с помощью магнитопривода желаемое управляющее воздействие.

Поэтому МГС может применяться на ИСЗ с достаточно большим углом наклона его орбиты к плоскости экватора Земли. Кроме того, высота полета ИСЗ не должна быть чрезмерно большой, поскольку МПЗ, а вместе с ним и эффективность магнитопривода, существенно уменьшаются по мере удаления от Земли.

Пусть o – центр масс спутника, $oxyz$ – его строительная система координат, $ox_0y_0z_0$ – базовая система координат, \vec{B} – вектор индукции МПЗ, \vec{B}_0 – расчетный вектор индукции (в проекциях на оси системы $ox_0y_0z_0$), \vec{W}_B – измеренный на борту ИСЗ вектор индукции (в проекциях на оси $oxyz$). Введем дополнительный вектор \vec{B}_{01} , проекции которого на оси системы $oxyz$ равны проекциям расчетного вектора \vec{B}_0 на оси $ox_0y_0z_0$.

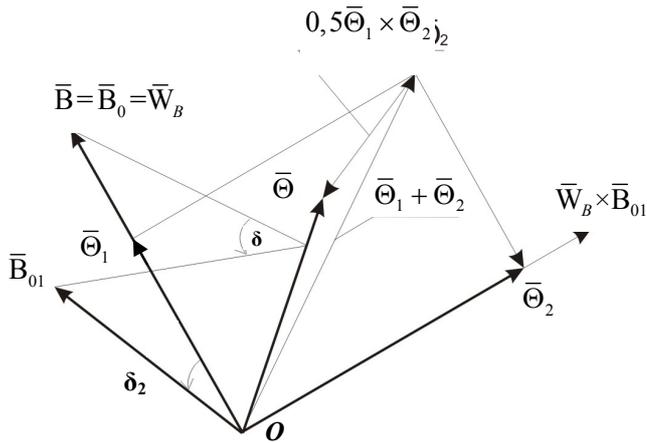
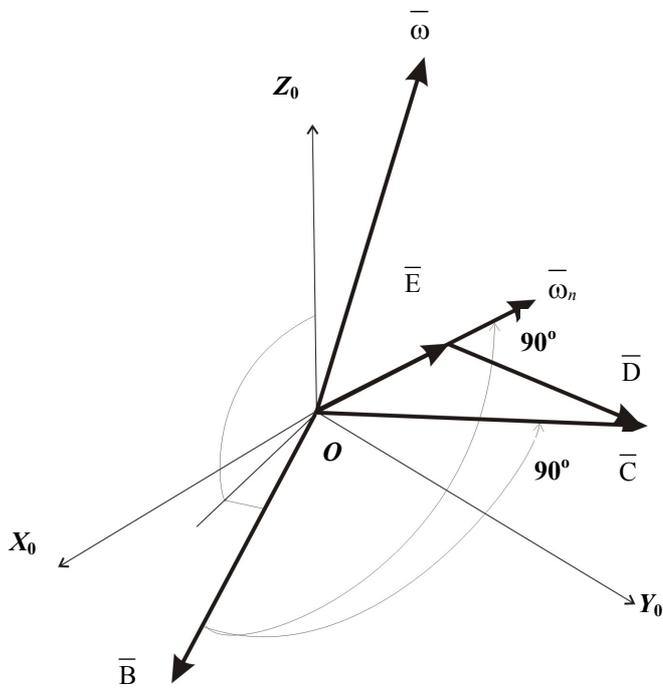


Рис.1. Поворот ИСЗ относительно вектора индукции МПЗ



$$\begin{aligned} \bar{C} &= \bar{B}d\bar{B}/dt = \bar{E} + \bar{D}; \\ \bar{E} &= \bar{B} \times (\bar{\omega} \times \bar{B}) = B\bar{\omega}_n; \\ \bar{D} &= \bar{B} \times \bar{B}' \end{aligned}$$

Рис. 2. Характеристика подвижности вектора индукции МПЗ вдоль орбиты ИСЗ

Задача МГС состоит в совмещении системы $oxuz$ с $ox_0y_0z_0$. Если эти системы координат совпадают, то в идеальном случае $\bar{W}_B = \bar{B} = \bar{B}_0 = \bar{B}_{01}$.

Если ИСЗ не ориентирован в базовой системе координат, то положение $oxuz$ относительно $ox_0y_0z_0$ можно характеризовать [4] вектором $\bar{\Theta}$ конечного

поворота на угол δ . При этом \bar{B}_{01} вместе с системой $oxuz$ тоже будет повернут на тот же угол δ вокруг $\bar{\Theta}$ относительно своего исходного положения, а векторы \bar{W}_B , \bar{B} и \bar{B}_0 по-прежнему будут совпадать друг с другом. Вектор $\bar{\Theta}$ можно представить в виде суммы двух последовательных поворотов $\bar{\Theta}_1$ и $\bar{\Theta}_2$, где $\bar{\Theta}_1$ – поворот $oxuz$ относительно $ox_0y_0z_0$ вокруг вектора \bar{B} , а $\bar{\Theta}_2$ – поворот на угол δ_2 , определяемый векторным произведением $\bar{W}_B \times \bar{B}_{01}$, (рис. 1).

Первый поворот не может быть зарегистрирован на борту с помощью магнитометра. Второй поворот на угол δ_2 может быть определен по измеренному \bar{W}_B и расчетному вектору \bar{B}_{01} . С помощью магнитопривода можно реализовать управляющий момент, стремящийся уменьшить угол δ_2 , если магнитный момент \bar{P}_u магнитопривода создавать по закону $\bar{P}_u = -K(\bar{W}_B \times \bar{U})/W_B^2$, где управляющая функция \bar{U} определяется выражением $\bar{U} = (\bar{W}_B \times \bar{B}_{01})/W_B^2$, а K – коэффициент линейного закона управления магнитоприводом. Действительно, поскольку управляющий момент $\bar{M}_u = \bar{P}_u + \bar{B}$, то в рассматриваемом случае $\bar{M}_u = -K(\bar{W}_B \times \bar{B}_{01})/W_B^2$, так что приложенный к спутнику момент равен $-K \sin \delta_2$ и направлен по вектору регистрируемого поворота $\bar{\Theta}_2$.

Для характеристики непостоянства вдоль орбиты спутника вектора индукции МПЗ \bar{B} введем дополнительный вектор $\bar{C} = \bar{B} \times d\bar{B}/dt$ и представим его в виде суммы $\bar{C} = \bar{D} + \bar{E}$, где $\bar{D} = \bar{B} \times \bar{B}'$; $\bar{E} = \bar{B} \times (\bar{\omega} \times \bar{B}) = B^2 \bar{\omega}_n$; вектор \bar{B}' – локальная производная \bar{B} , $\bar{\omega}$ – абсолютная скорость вращения системы координат, в которой наблюдается вектор \bar{B} , $\bar{\omega}_n$ – проекция $\bar{\omega}$ на плоскость, перпендикулярную \bar{B} (рис. 2).

Очевидно, что вектор \bar{C} не зависит от выбора системы координат. Кроме того, величина C/B^2 не превышает приблизительно $3v_0$, где v_0 – угловая скорость орбитального движения ИСЗ.

В проекциях на оси $ox_0y_0z_0$ расчетный вектор \bar{C}_0 в идеальном случае будет равен \bar{C} . Его тоже представим в виде $\bar{C}_0 = \bar{D}_0 + \bar{E}_0$, где $\bar{D}_0 = \bar{B}_0 \times \bar{B}'_0$; $\bar{E}_0 = B_0^2 \bar{\omega}_{n0}$; $\bar{\omega}_{n0}$ – проекция абсолютной скорости $\bar{\omega}_0$ системы $ox_0y_0z_0$ на плоскость, перпендикулярную вектору \bar{B}_0 . Аналогично, в проекциях на оси $oxuz$ вектор \bar{W}_C тоже равен вектору \bar{C} и $\bar{W}_C = \bar{W}_D + \bar{W}_E$, где $\bar{W}_D = \bar{W}_B + \bar{W}_B'$;

$\overline{W}_E = \overline{W}_B \overline{\omega}_{nc}$; $\overline{\omega}_{nc}$ – проекция абсолютной скорости $\overline{\omega}_c$ строительной системы координат $oxuz$ на плоскость, перпендикулярную вектору \overline{W}_B .

В идеальном случае $\overline{C}_0 = \overline{W}_C = \overline{C}$ и $\overline{W}_B = \overline{B} = \overline{B}_0$, так что $\overline{D}_0 - \overline{W}_D = \overline{W}_E - \overline{E}_0 = W_B^2 (\overline{\omega}_{nc} - \overline{\omega}_{no}) = W_B^2 \overline{\omega}_{от}$, где $\overline{\omega}_{от}$ – проекция угловой скорости вращения $oxuz$ относительно опорной системы $ox_0y_0z_0$ на плоскость, перпендикулярную вектору индукции геомагнитного поля \overline{B} . Поэтому, если магнитный момент магнитопривода \overline{P}_V создавать по закону и $\overline{P}_V = -N(\overline{W}_B \times \overline{V})/W_B^2$, где управляющую функцию определять в виде $\overline{V} = (\overline{D}_0 - \overline{W}_D)/W_B^2$, то управляющий момент магнитопривода будет равен $\overline{M}_V = -N\overline{\omega}_{от}$ и обеспечит подавление относительной скорости вращения ИСЗ $\overline{\omega}_{от}$.

К сожалению, реализация такого управления невозможна, поскольку при формировании \overline{V} вектор \overline{D}_0 , рассчитанный в проекциях на базовую систему координат, должен быть представлен в проекциях на оси строительной системы координат, а информация о параметрах поворота $oxuz$ относительно $ox_0y_0z_0$ на борту ИСЗ отсутствует.

Поэтому в МГС вместо вектора \overline{D}_0 приходится использовать вектор \overline{D}_{01} , проекции которого на оси $oxuz$ равны проекциям вектора \overline{D}_0 на оси $ox_0y_0z_0$, и вычислять управляющую функцию в виде $\overline{V} = (\overline{D}_{01} - \overline{W}_D)/W_B^2$. Очевидно, что в случае, когда отклонения $oxuz$ относительно $ox_0y_0z_0$ малы, то \overline{D}_{01} приблизительно равен \overline{D}_0 и принятый в МГС закон управления обеспечит эффективное подавление угловой скорости относительного вращения $\overline{\omega}_{от}$. Тот же эффект будет, если скорость $\overline{\omega}_{от}$ является значительной величиной, например, на этапе успокоения после отделения ИСЗ от носителя. Действительно, поскольку в этом случае модуль $|\overline{W}_D|$ значительно больше $|\overline{D}_{01}|$, а $\overline{\omega}_{no}$ является, как отмечалось выше, малой величиной (порядка $3v_0$) в сравнении с $\overline{\omega}_{nc}$, то $\overline{\omega}_{от}$ приблизительно равна $\overline{\omega}_{nc}$, так что по-прежнему вектор управляющего момента \overline{M} будет приблизительно равен $-N\overline{\omega}_{от}$. И только в случае, когда $\overline{\omega}_{nc}$ и $\overline{\omega}_{no}$ сравнимы друг с другом, а отклонение ИСЗ относительно опорной системы все еще значительно, то принятый в МГС закон управления \overline{P}_V может замедлить процесс успокоения ИСЗ до тех

пор, пока не завершится процесс совмещения $oxuz$ с $ox_0y_0z_0$ за счет ранее рассмотренного управления \overline{P}_u .

Особенностью принятого в МГС закона управления является необходимость дифференцирования сигналов магнитометра при вычислении вектора \overline{W}_D . В присутствии неизбежных помех измерения такая процедура оказывает неблагоприятное влияние на точность работы МГС. Поэтому в МГС предусматривается второй этап работы. Переход на него осуществляется после того, когда в результате работы МГС отклонения ИСЗ от базовой системы координат станут сравнительно малыми величинами.

На втором этапе работы МГС информация о скорости поворота ИСЗ относительно опорной системы координат вычисляется по сигналам магнитометра без использования операции дифференцирования в явном виде. В законе управления магнитоприводом используется фильтр со структурой фильтра Калмана, дополненный компенсатором постоянной составляющей магнитного момента самого спутника. Это позволяет минимизировать погрешности МГС, обусловленные как помехами в сигналах магнитометра, так и возмущающим моментом, действующим в полете на ИСЗ за счет взаимодействия нескомпенсированной в процессе наземных работ намагниченности корпуса спутника с геомагнитным полем.

Закон управления МГС при ориентации ИСЗ в орбитальной системе координат. На первом этапе работ магнитный момент магнитопривода определяется в БЦВМ в соответствии с выражением:

$$\overline{P} = -\left[K(\overline{W}_B \times \overline{U}) + N(\overline{W}_B \times \overline{V}) \right] / W_B^2,$$

где $\overline{U} = (\overline{W}_B \times \overline{B}_{01}) / W_B^2$;

$\overline{V} = (\overline{q}_{01} - \overline{q}_D) / W_B^2$;

$\overline{q}_{01} = \{(q_s B_{w0} - q_w B_{s0}); (q_t B_{s0} - q_s B_{t0}); (q_w B_{t0} - q_t B_{w0})\}$;

$\overline{q}_D = \{(q_z W_{by} - q_y W_{bz}); (q_x W_{bz} - q_z W_{bx}); (q_y W_{bx} - q_x W_{by})\}$;

$\overline{q}_i = q_{i1} + \omega_0^2 B_{i0}$;

$\dot{q}_{i1} = -\omega_0^2 q_{i1} - 2\xi\omega_0 (q_{i1} + \omega_0^2 B_{i0}), \quad i = t, w, s$;

$\dot{q}_{j1} = q_{j1} + \omega_0^2 W_{Bj}$;

$\dot{q}_{j1} = -\omega_0^2 q_{j1} - 2\omega_0 \xi (q_{j1} + \omega_0^2 W_{Bj}), \quad j = x, y, z$.

Здесь $\overline{P} = \{P_x, P_y, P_z\}$ – вектор магнитного момента;

$\overline{B}_{01} = \{B_{t0}, B_{w0}, B_{s0}\}$ – ранее введенный дополнительный вектор, проекции которого на оси $oxuz$ равны проекциям расчетного вектора индукции \overline{B}_0 на оси $otws$;

$\overline{W}_B = \{W_{bx}, W_{by}, W_{bz}\}$ – измеренный на борту вектор индукции; \overline{q}_{01} – приближенная оценка вектора

\bar{D}_{01}, \bar{q}_D – приближенная оценка вектора \bar{W}_D ; q_t, q_W, q_S – приближенная оценка производных координат вектора \bar{B}_{01} по времени, выполненная с помощью динамического звена второго порядка с передаточной функцией $\omega_0^2 P / (P^2 + 2\xi\omega_0 P + \omega_0^2)$; q_X, q_Y, q_Z – приближенная оценка производных координат вектора \bar{W}_B , выполненная аналогичным способом; K, N, ξ, ω_0 – постоянные параметры закона управления.

Приведенный алгоритм работы может использоваться в случае, когда характеристика магнитного момента магнитопривода имеет линейную зависимость от управляющего сигнала БЦВМ. При релейном исполнении магнитопривода включение каждого электромагнита может осуществляться, когда рассчитанные по приведенной методике координаты \bar{P} превышают некоторые пороговые значения. Другой вариант включения релейных электромагнитов был предложен на ИСЗ «Techsat» [5]: при превышении расчетного модуля вектора \bar{P} определенной пороговой величины три электромагнита должны включаться так, чтобы создаваемый ими вектор магнитного момента составлял с расчетным вектором \bar{P} минимальный угол.

Второй этап работы МГС предполагает использование линейного магнитопривода. Координаты вектора магнитного момента \bar{P} определяются в виде: $P_X = P_{X1} + P_{X2}$; $P_Y = P_{Y1} + P_{Y2}$; $P_Z = P_{Z1} + P_{Z2}$, где первые слагаемые осуществляют управление положением ИСЗ в пространстве, а вторые – компенсацию намагниченности его корпуса.

Для круговой орбиты управляющая составляющая магнитного момента вычисляется по формулам:

$$\begin{aligned} P_{X1} &= M_2 \sin \mu / A; \\ P_{Y1} &= M_1 / A; \\ P_{Z1} &= M_2 \cos \mu / A, \end{aligned}$$

где $M_1 = N_1 X_2 + D_1 X_1 + N_3 Z_2 + D_3 Z_1$;
 $M_2 = -(N_2 Y_2 + D_2 Y_1)$;
 $X_1 = t_1 \cos \mu - S_1 \sin \mu$;
 $Z_1 = t_1 \sin \mu + S_1 \cos \mu$;
 $X_2 = t_2 \cos \mu - S_2 \sin \mu - v_0^* Z_1$;
 $Z_2 = t_2 \sin \mu + S_2 \cos \mu + v_0^* X_1$.

Переменные величины $t_1, t_2, Y_1, Y_2, S_1, S_2$ являются оценками углов и угловых скоростей ИСЗ соответственно по крену, тангажу и рысканию:

$\gamma, \dot{\gamma}, \upsilon, \dot{\upsilon}, \psi, \dot{\psi}$. Они определяются решением дифференциальных уравнений, описывающих поведение модели объекта регулирования – ИСЗ с одноступенным гиросtabilизатором по оси ou ИСЗ.

Простейшая модель объекта регулирования может быть представлена в виде:

$$\begin{aligned} J^* \dot{t}_2 + v_0^* [H^* + v_0^* J^* (\lambda^* - 1)] t_1 - [H^* + v_0^* J^* (\lambda - 2)] S_2 &= N_6 + M_{X1}^*; \\ \dot{t}_1 &= t_2 + N_5; \\ J^* \dot{S}_2 + v_0^* [H^* + v_0^* J^* (\lambda^* - 1)] S_1 + [H^* + v_0^* J^* (\lambda - 2)] t_2 &= N_4 + M_{Z1}^*; \\ \dot{S}_1 &= S_2 + N_3; \\ J^* \lambda^* \dot{Y}_2 &= N_2 + M_{Y1}^*; \\ \dot{Y}_1 &= Y_2 + N_1. \end{aligned}$$

Здесь полагается, что ИСЗ представляет собой динамически симметричное тело с моментами инерции $J_X = J$; $J_Y = \lambda J$; $J_Z = J$. По оси ou ИСЗ установлен одноступенный гиросtabilизатор с кинетическим моментом H . Гравитационные моменты полагаются равными нулю. Постоянные коэффициенты J^*, λ^*, H^* и v_0^* являются априорными оценками J, λ, H и угловой скорости v_0 орбитального движения ИСЗ. Переменные $M_{X1}^*, M_{Y1}^*, M_{Z1}^*$ являются оценками момента, действующего на ИСЗ за счет взаимодействия управляющей составляющей магнитного момента магнитопривода с МПЗ, и вычисляются по формулам: $M_{X1}^* = P_{Y1}^* W_{BZ} - P_{Z1}^* W_{BY}$; $M_{Y1}^* = P_{Z1}^* W_{BX} - P_{X1}^* W_{BY}$; $M_{Z1}^* = P_{X1}^* W_{BY} - P_{Y1}^* W_{BX}$, где $P_{X1}^*, P_{Y1}^*, P_{Z1}^*$ – оценки фактических величин P_{X1}, P_{Y1}, P_{Z1} магнитопривода.

Управляющие воздействия на модель определяются в виде:

$$\begin{aligned} N_1 &= K_1 \Delta_9; \quad N_2 = K_2 \Delta_9; \quad N_3 = -M_5 \sin \mu + M_3 \cos \mu; \\ N_4 &= M_4 \cos \mu - M_6 \sin \mu - J^* v_0^* N_5; \\ N_5 &= M_5 \cos \mu + M_3 \sin \mu; \\ N_6 &= M_4 \sin \mu + M_6 \cos \mu + J^* v_0^* N_3; \quad M_3 = K_3 \Delta_\chi; \\ M_4 &= K_4 \Delta_\chi; \quad M_5 = K_5 \Delta_\chi; \quad M_6 = K_6 \Delta_\chi; \quad \Delta_\chi = U_\chi - Z_1; \\ \Delta_9 &= U_9 - Y_1; \quad U_\chi = (B_{W0} - W_{BY}) / B_{IS}; \\ U_9 &= [B_{S0} (B_{I0} - W_{BX}) - B_{I0} (B_{S0} - W_{BZ})] / B_{IS}^2. \end{aligned}$$

Составляющая магнитного момента магнитопривода, компенсирующая намагниченность корпуса ИСЗ, вычисляется в БЦВМ по формулам:

$$P_{X_2} = (Y_4 \sin \mu + Y_3 \cos \mu) / A; P_{Y_2} = -Z_3 / A;$$

$$P_{Z_2} = (Y_4 \cos \mu - Y_3 \sin \mu) / A.$$

Здесь Y_3, Y_4, Z_3 определяются решением дифференциальных уравнений, описывающих работу компенсатора намагниченности корпуса ИСЗ:

$$\dot{Y}_3 + v_0^* Y_4 = -E_1 \Delta_9;$$

$$-v_0^* Y_3 + \dot{Y}_4 = -E_2 \Delta_9;$$

$$\dot{Z}_3 = -E_3 \Delta_\chi.$$

Для определения переменных величин A, μ, B_{IS} на втором этапе работы МГС, кроме вычисления вектора $\bar{B}_{01} = \{B_{I0}, B_{W0}, B_{S0}\}$ по МЭПП, необходимо еще проведение расчетов по определению дипольной составляющей МПЗ по формулам: $B_{id} = B_0 \cos(u^* + \alpha); B_{wd} = B_n; B_{sd} = -2B_0 \sin(u^* + \alpha)$. Здесь переменные B_0, B_n, α вычисляются с использованием только первых трех коэффициентов МЭПП, а переменная 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 восходящем участке орбиты. При принятых обозначениях искомые переменные определяются в виде:

$$A = 1,5B_0; \mu = u^* + \alpha; B_{IS} = (B_{id}^2 + B_{sd}^2)^{0,5}.$$

Закон управления на втором этапе работы МГС содержит 15 постоянных параметров:

$$D_1, D_2, D_3, N_1, N_2, N_3, K_1, K_2, K_3, K_4, K_5, K_6, E_1, E_2, E_3.$$

Приближенная модель работы МГС. Для того, чтобы осуществить первоначальный выбор параметров закона управления МГС, обеспечивающих устойчивость управления и минимизацию погрешностей ориентации ИСЗ, необходимо иметь модель, описывающую динамику работы МГС с помощью обыкновенных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами.

Такая модель может быть получена при следующих упрощающих предположениях. Спутник является динамически симметричным телом, у которого $J_x = J_z = J; J_y = \lambda J$. При этом J равняется среднему геометрическому значению истинных момен-

тов инерции ИСЗ по осям ox и oz . Центробежные моменты инерции являются сравнительно малыми величинами. Действующие на ИСЗ гравитационные моменты являются незначительными. Прочие возмущающие моменты M_x, M_y, M_z являются известными функциями времени. Используемые в законе оценки величин выполнены без погрешностей:

$$J^* = J; \lambda^* = \lambda, v_0^* = v_0; H^* = H = \text{const};$$

$$P_{X_1}^* = P_{X_1}; P_{Y_1}^* = P_{Y_1}; P_{Z_1}^* = P_{Z_1}.$$

Работа МГС рассматривается в так называемом расчетном магнитном поле Земли [6]. При этом предполагается, что вектор индукции имеет постоянный по величине модуль, а направление его вдоль орбиты спутника изменяется так, что его годограф является прямым круговым конусом, ось которого совпадает с бинормалью.

В орбитальной системе $otws$ его координаты можно представить в виде: $B_t = A \cos v_0 t; B_w = bA; B_s = -A \sin v_0 t$, где $A = 1,5B_0; b = 2/3 \text{ctg} i_M; B_0$ – по-прежнему величина, равная значению вектора индукции МПЗ на магнитном экваторе; i_M – угол наклона плоскости орбиты к магнитному экватору; t – время с момента пересечения ИСЗ магнитного экватора Земли на восходящем участке орбиты.

Полагается, что расчет вектора \bar{B}_{01} выполнен в БЦВМ без погрешностей, а сигналы магнитометра $W_{BX} = B_x + Ad_x; W_{BY} = B_y + Ad_y; W_{BZ} = B_z + Ad_z$ содержат в себе ошибки измерения, являющиеся известными функциями времени.

Рассматривается случай, когда отклонения ИСЗ от орбитальной системы координат по рысканию ψ , крену γ и тангажу ϑ являются малыми величинами.

Движение оси тангажа ou 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 индукции расчетного поля МПЗ так, что его проекции на оси ot' и os' определяются в виде $B'_t = A; B'_s = 0$.

Положение оси ou в системе $ot'ws'$ характеризуется углами:

$$\chi = \gamma \sin v_0 t + \psi \cos v_0 t;$$

$$\varphi = \gamma \cos v_0 t - \psi \sin v_0 t.$$

Работа МГС рассматривается в безразмерном времени $\tau = \nu_0 t$.

При выводе уравнений, описывающих приближенную модель работы МГС на первом этапе, вводятся следующие обозначения:

$$h = [H + \nu_0 J(\lambda - 2)] / J\nu_0;$$

$$\varepsilon'_i = (M_X \cos \tau - M_Z \sin \tau) / J\nu_0^2; \quad \varepsilon_Y = M_Y / J\nu_0^2;$$

$$\varepsilon'_S = (M_X \sin \tau + M_Z \cos \tau) / J\nu_0^2; \quad n = N / J\nu_0;$$

$$k = K / J\nu_0^2; \quad X = q_X^0 / \nu_0; \quad X_1 = q_{X1}^0 / \nu_0^2; \quad Y = q_Y^0 / \nu_0;$$

$$Y_1 = q_{Y1}^0 / \nu_0^2; \quad Z = q_Z^0 / \nu_0; \quad Z_1 = q_{Z1}^0 / \nu_0^2;$$

$$R_1 = kbd'_S - nb(d'_i + bd_Y) / (1 + b^2); \quad R_2 = k(d_Y - bd'_i);$$

$$R_3 = \omega^2 d_Y; \quad R_4 = -2\xi\omega^3 d_Y;$$

$$R_5 = -kd'_S + n(d'_i + bd_Y) / (1 + b^2); \quad R_6 = \omega^2 d'_S;$$

$$R_7 = -2\xi\omega^3 d'_S; \quad R_8 = \omega^2 d'_i; \quad R_9 = -2\xi\omega^3 d'_i.$$

Здесь: $q_X^0 = (q'_X + \nu_0) / A$; $q_{X1}^0 = q_{X1} / A$; $q_Y^0 = q_Y / A$;

$$q_{Y1}^0 = b\omega_0^2 + q_{Y1} / A; \quad q_Z^0 = q'_Z / A; \quad q_{Z1}^0 = (q'_{Z1} + \omega_0^2) / A;$$

$$d'_i = d_X \cos \tau - d_Z \sin \tau; \quad d'_S = d_X \sin \tau + d_Z \cos \tau;$$

$$\omega = \omega_0 / \nu_0; \quad q'_X = q_X \sin \tau + q_Z \cos \tau;$$

$$q'_Z = q_X \cos \tau - q_Z \sin \tau; \quad q'_{X1} = q_{X1} \sin \tau + q_{Z1} \cos \tau;$$

$$q'_{Z1} = q_{X1} \cos \tau - q_{Z1} \sin \tau.$$

При этом полагалось, что собственная частота ω_0 динамических звеньев, с помощью которых осуществляется приближенное дифференцирование координат векторов \bar{B}_{01} и \bar{W}_B , значительно выше частоты ν_0 орбитального движения ИСЗ.

При принятых обозначениях поведение системы можно характеризовать следующей системой уравнений: канал крена – рыскания

$$\ddot{\varphi} + (2h + kb^2)\varphi - (h - 2)\dot{\chi} = \varepsilon'_i + kb\vartheta + nbX + R_1;$$

$$(h - 2)\dot{\varphi} + \ddot{\chi} + [2h + k(1 + b^2)]\chi - nY = \varepsilon'_S - nbZ + R_2;$$

$$\omega^2 \chi + \dot{Y} - Y_1 = R_3;$$

$$-2\xi\omega^3 \chi + \omega^2 Y + \dot{Y}_1 + 2\xi\omega Y_1 = R_4,$$

канал тангажа

$$\lambda \ddot{\vartheta} + k\vartheta + nX = \varepsilon_Y + kb\varphi + R_5;$$

$$-\omega^2 \vartheta + \dot{X} - X_1 - Z = -\omega^2 b\varphi + R_6;$$

$$2\xi\omega^3 \vartheta + \omega^2 X + \dot{X}_1 + 2\xi\omega X_1 - Z_1 = 2\xi\omega^3 b\varphi + R_7;$$

$$X + \dot{Z} - Z_1 = \omega^2 b\chi + R_8;$$

$$X_1 + \omega^2 Z + \dot{Z}_1 + 2\xi\omega Z_1 = -2\xi\omega^3 b\chi + R_9.$$

В общем случае каналы управления взаимосвязаны. Характеристический многочлен системы имеет 12-й порядок. Количество параметров управления равно всего лишь четырем. Они позволяют обеспечить устойчивость управления, но их количество ограничивает проведение желаемой минимизации погрешностей ориентации ИСЗ при действии возмущающих моментов и помех в сигнале магнитометра.

При выводе уравнений, описывающих приближенную модель работы МГС на втором этапе, вводятся следующие обозначения:

$$d_i = D_i / J\nu_0^2; \quad n_i = N_i / J\nu_0; \quad e_i = E_i / J\nu_0^3, \quad i = 1, 2, 3;$$

$$k_i = K_i / J\nu_0, \quad i = 1, 3, 5; \quad k_i = K_i / J\nu_0^2, \quad i = 2, 4, 6;$$

$$X'_1 = X_1 - \varphi; \quad Y'_1 = Y_1 + \vartheta; \quad Z'_1 = Z_1 - \chi;$$

$$X'_2 = (X_2 - \dot{\varphi}) / \nu_0; \quad Y'_2 = (Y_2 - \dot{\vartheta}) / \nu_0; \quad Z'_2 = (Z_2 - \dot{\chi}) / \nu_0;$$

$$Y'_3 = Y_3 / J\nu_0^2; \quad Y'_4 = Y_4 / J\nu_0^2; \quad Z'_3 = Z_3 / J\nu_0^2.$$

При принятых обозначениях поведение системы можно характеризовать следующей системой уравнений: канал крена – рыскания

$$\ddot{\varphi} + 2h\varphi - (h - 2)\dot{\chi} = \varepsilon'_i + bn_2\dot{\vartheta} + bd_2\vartheta + bn_2Y'_2 + bd_2Y'_1 - bY'_4;$$

$$(h - 2 + n_1)\dot{\varphi} + d_1\varphi + \ddot{\chi} + n_3\dot{\chi} + (2h + d_3)\chi + n_1X'_2 + d_1X'_1 + n_3Z'_2 + d_3Z'_1 - Z'_3 = \varepsilon'_S + bY'_3;$$

$$\dot{X}'_2 + 2hX'_1 - (h - 2)Z'_2 + k_6Z'_1 = -\varepsilon'_i + bY'_4 - k_6d_Y;$$

$$-X'_2 + \dot{X}'_1 + k_5Z'_1 = -k_5d_Y;$$

$$(h - 2)x'_2 + \dot{Z}'_2 + (2h + k_4)Z'_1 + Z'_3 = -\varepsilon'_S - bY'_3 - k_4d_Y;$$

$$-Z'_2 + \dot{Z}'_1 + k_3Z'_1 = -k_3d_Y;$$

$$-e_3Z'_1 + \dot{Z}'_3 = e_3d_Y,$$

канал тангажа

$$\lambda \ddot{\vartheta} + n_2\dot{\vartheta} + d_2\vartheta + n_2Y'_2 + d_2Y'_1 - Y'_4 = \varepsilon_Y;$$

$$\lambda \dot{Y}'_2 + k_2Y'_1 + Y'_4 = -\varepsilon_Y + k_2d'_S - bk_2\varphi;$$

$$\begin{aligned} -Y_2' + \dot{Y}_1' + k_1 Y_1' &= k_1 d_s' - b k_1 \varphi; \\ -e_1 Y_1' + \dot{Y}_3' + Y_4' &= -e_1 d_s' + b e_1 \varphi; \\ -e_2 Y_1' - Y_3' + \dot{Y}_4' &= -e_2 d_s' + b e_2 \varphi. \end{aligned}$$

В общем случае каналы управления взаимосвязаны. Характеристический многочлен системы имеет 15-й порядок. Количество параметров управления равно пятнадцати. Они позволяют обеспечить устойчивость управления, а их количество предоставляет потенциальную возможность свести к минимуму влияние возмущающих моментов и помех магнитометра на точность МГС. Система обладает астатизмом по отношению к постоянным составляющим координат магнитного момента намагниченности корпуса ИСЗ. Иными словами, на втором этапе работы МГС осуществляется автоматическое размагничивание ИСЗ в полете за счет электромагнитов магнитопривода.

В заключение необходимо отметить, что, рассмотренный алгоритм работы магнитогироскопической системы ориентации основан на традиционном для автоматических систем принципе регулирования по отклонению. Его практическая реализация является значительно проще предлагаемых схем построения магнитных систем ориентации (см., например, [7, 8]), основанных, по существу, на развитии идей известного способа наземного контроля ориентации ИСЗ по результатам измерения геомагнитного поля [9, 10].

Литература

1. Мирошник О.М. Проблемы обеспечения живучести систем современных космических аппаратов дистанци-

онного зондирования Земли / О.М. Мирошник // Труды ВНИИЭМ. – М., 1999. – Т.99.

2. Горбунов А.В. Функциональное резервирование системы ориентации ИСЗ типа «Метеор-М» за счет использования в БЦВМ алгоритма работы магнитогироскопической системы / А.В. Горбунов, Б.В. Карбасников, А.В. Козаков // Труды ВНИИЭМ. – М., 2006. – Т. 102.

3. Паркинсон У. Введение в геомагнетизм / У. Паркинсон. – М.: Мир, 1986.

4. Лурье А.И. Аналитическая механика / А.И. Лурье. – М.: ФМ, 1961.

5. Shaahar M., Techsat – Па: (Sens Tech) A High Resolution Multispectral Remote-sensing Microsatellite // International Symposium of IAA. Berlin. November 4 – 8. 1996. Walter de Gruyter. – Berlin; New York, 1996.

6. Алексеев К.Б. Управление космическими летательными аппаратами / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974.

7. Лебедев Д.В. Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли. В 2 частях. Часть 1. Информационное обеспечение. Проблемы управления и информатики / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – Киев: Институт кибернетики, 1995. – №6.

8. Лебедев Д.В. Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли. В 2 частях. Часть 2. Ориентация и стабилизация. Проблемы управления и информатики / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – Киев: Институт кибернетики, 1996. – №3.

9. Белецкий В.В. Определение ориентации искусственных спутников по данным измерений / Белецкий В.В. [и др.]. – М.: Изд. института прикладной математики АН СССР, 1967.

10. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях / М.Ю. Беляев. – М.: Машиностроение, 1984.

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