

ГИРОДИН С КОМПЕНСАЦИОННЫМ МАХОВИКОМ НА ОСИ ПРИВОДА ПРЕЦЕССИИ В СОСТАВЕ МАГНИТОГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МИНИ-ИСЗ

При решении задачи дистанционного зондирования Земли ИСЗ должен ориентироваться в орбитальной системе координат.

Обеспечение необходимой эффективности использования солнечных батарей (СБ) требует, в общем случае, применения автономной системы их ориентации на Солнце [1]. В частном случае, если мини-ИСЗ находится на солнечно-синхронной орбите, задача энергоснабжения может решаться с помощью СБ, установленных неподвижно на корпусе спутника. При этом для оптимизации параметров системы энергоснабжения может применяться специальный энергетический режим ориентации ИСЗ в паузах работы информационного комплекса.

В традиционных системах ориентации, в которых основным датчиком первичной информации является построитель местной вертикали, для этой цели используется, так называемый, режим 23С. В таком энергетическом режиме ИСЗ ориентируется так, что его вертикальная ось OZ , как и в штатном режиме, продолжает отслеживать направление на Землю. Вокруг вертикальной оси ИСЗ поворачивается так, чтобы минимизировать угол между нормалью к поверхности СБ и направлением на Солнце, благодаря чему достигается увеличение энергопритока к СБ.

В магнитогироскопической системе ориентации (МГС) по оси OY , перпендикулярной вертикальной оси ИСЗ, установлен одноступенный гиросtabilизатор – двигатель-маховик с постоянной скоростью вращения [2]. В процессе работы МГС ось стабилизации ИСЗ ориентируется по бинормали к орбите. Практически она остается неподвижной в инерциальном пространстве, сопротивляясь, подобно гироскопу, всякому воздействию, пытающемуся отклонить ее от бинормали, в том числе и стремлению повернуть ИСЗ вокруг вертикальной оси для отслеживания азимута Солнца в режиме 23С.

Для МГС с одноосным гиросtabilизатором естественным является энергетический режим ориентации, при котором ось стабили-

зации OY , как и в штатном режиме, продолжает удерживаться по бинормали к орбите, а вокруг этой оси ИСЗ поворачивается так, чтобы минимизировать угол между нормалью к СБ и направлением на Солнце.

Такой режим работы МГС легко реализовать, если в ее БЦВМ в качестве расчетных значений вектора индукции магнитного поля Земли использовать не проекции его на оси орбитальной системы, как это делается в штатном режиме [2], а проекции на оси инерциальной системы координат, связанной с бинормалью и направлением на Солнце. Ускорение процессов переориентации ИСЗ из орбитальной системы координат в инерциальную и наоборот достигается за счет применения программного управления величиной кинетического момента гиросtabilизатора.

К сожалению, рассматриваемый энергетический режим ориентации обладает недостатком, связанным с потерей ориентации вертикальной оси ИСЗ на Землю. Это обстоятельство ограничивает круг задач, которые потенциально могут решаться в режиме 23С (например задача приема информации от наземных автоматических платформ сбора данных), и несколько усложняет организацию работ некоторых служебных систем (аппаратуры спутниковой навигации и др.).

Режим 23С на мини-ИСЗ с МГС может быть реализован, если в ее составе использовать двухступенный гиросtabilизатор – гиродин. В этом случае поворот спутника вокруг вертикальной оси OZ будет осуществляться за счет перераспределения кинетического момента гиросузла гиродина между осями OX и OY корпуса ИСЗ путем поворота гиросузла вокруг оси OZ с помощью привода прецессии. Для компенсации кинетического момента, возникающего при вращении корпуса ИСЗ вокруг вертикали, на оси привода прецессии гиродина должен быть установлен маховик.

При этом оказывается, что в процессе поворота ИСЗ кинетический момент гиросузла практически совпадает с вектором кинетического момента всей механической системы, направленным по бинормали к орбите. В общем случае, для минимизации отклонений вертикальной оси OZ от направления на Землю можно дополнительно осуществлять управление величиной кинетического момента гиросузла в зависимости от величины угла его поворота относительно корпуса.

Ниже рассмотрены некоторые вопросы динамики мини-ИСЗ с гиродином. Полученные результаты могут использоваться при решении комплексной задачи выбора способа оптимизации системы энергоснабжения мини-ИСЗ, ориентируемого с помощью МГС.

Уравнения движения мини-ИСЗ с гиродином

На рисунке приведена механическая система, состоящая из трех тел: корпуса ИСЗ 1 с неподвижными СБ 2, гиروزла 3 гироина с кинетическим моментом \bar{H} и двигателя 4 привода прецессии с компенсационным маховиком 5. Также изображены редуктор 6,7 привода прецессии и датчик 8 угла β поворота гиروزла относительно корпуса; силы P , действующие на зубчатые колеса 6 и 7 редуктора, строительная система координат $OXYZ$ ИСЗ и повернутая относительно ее на угол β система координат $OX_1Y_1Z_1$, связанная с гиروزлом.

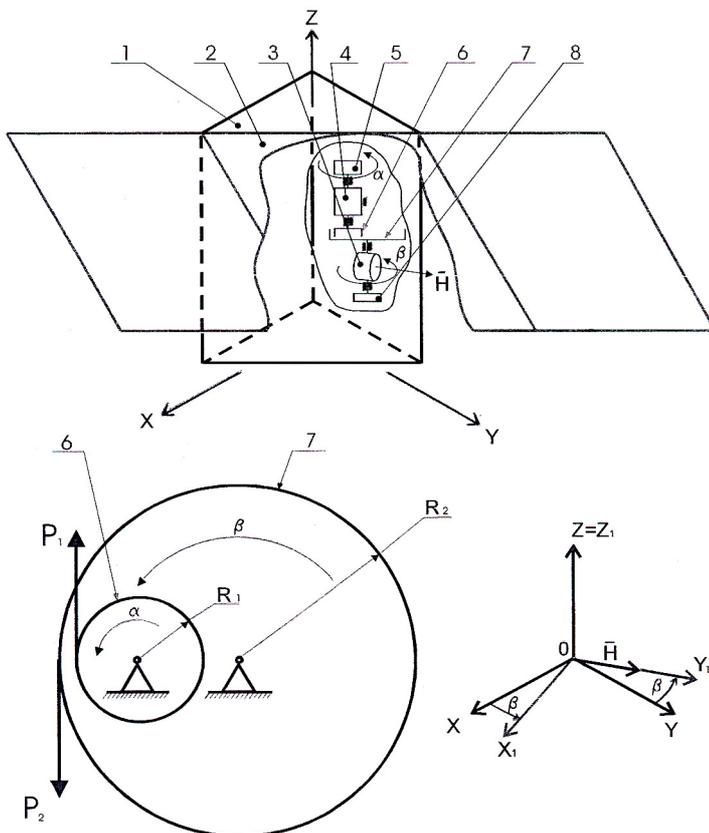


Схема мини-ИСЗ с гиродином

Уравнения движения ИСЗ можно записать, воспользовавшись теоремой об изменении кинетического момента системы

$$d\bar{K} / dt = \bar{M},$$

где \bar{M} - вектор внешнего момента, действующего на ИСЗ, \bar{K} - вектор кинетического момента рассматриваемой механической системы, проекции которого на оси $OXYZ$ имеют вид:

$$K_x = A\omega_x - F\omega_y - E\omega_z - H \sin \beta;$$

$$K_y = -F\omega_x + B\omega_y - D\omega_z + H \cos \beta;$$

$$K_z = -E\omega_x - D\omega_y + C\omega_z + C_1\dot{\alpha} + C_2\dot{\beta}.$$

Уравнение вращения двигателя 4 привода с компенсационным маховиком 5 и ведущим колесом 6 редуктора:

$$C_1(\dot{\omega}_z + \ddot{\alpha}) = M_D + M_{C1} - PR_1. \quad (1)$$

Уравнение вращения гиروزла 3 вместе с ведомым колесом 7:

$$C_2(\dot{\omega}_z + \ddot{\beta}) + H(\omega_x \cos \beta + \omega_y \sin \beta) = M_{C2} + PR_2. \quad (2)$$

Здесь: A, B, C – главные моменты инерции ИСЗ по осям OX, OY, OZ ; D, E, F – центробежные моменты инерции; C_1 и C_2 - моменты инерции двигателя с компенсационным маховиком и гиروزла (вокруг оси OZ); H – кинетический момент гиروزла; α - угол поворота двигателя привода относительно корпуса; β - угол поворота гиروزла; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - проекции вектора абсолютной угловой скорости ИСЗ; R_1 и R_2 - радиусы ведущего и ведомого колес редуктора; P - силы, действующие на зубчатые колеса в точке их зацепления; M_D - момент двигателя привода; M_{C1} и M_{C2} - моменты сопротивления вокруг осей поворота двигателя привода и гиروزла.

Очевидно, что $\alpha = i\beta$, где $i = R_2 / R_1$ - передаточное число редуктора.

Поэтому уравнения (1) и (2) можно заменить одним уравнением, определяющим движение гиروزла вокруг оси OZ :

$$\begin{aligned} (iC_1 + C_2)(\dot{\omega}_z + \ddot{\beta}) + C_1(i - 1)\ddot{\beta} + H(\omega_x \cos \beta + \omega_y \sin \beta) = \\ = i(M_D + M_{C1}) + M_{C2}. \end{aligned}$$

В связи с тем, что в результате работы МГС отклонения системы $OX_1Y_1Z_1$ от орбитальной системы координат являются небольшими величинами, представляется удобным рассмотреть отдельно движение системы $OX_1Y_1Z_1$, связанной с гирузлом, и отдельно движение ИСЗ вокруг оси OZ , связанной с его корпусом.

Введем обозначения: $\omega_{x1} = \omega_x \cos \beta + \omega_y \sin \beta$;

$$\omega_{y1} = -\omega_x \sin \beta + \omega_y \cos \beta; \quad \omega_{z1} = \omega_z + \dot{\beta};$$

$$M_{x1} = M_x \cos \beta + M_y \sin \beta;$$

$$M_{y1} = -M_x \sin \beta + M_y \cos \beta; \quad M_{z1} = M_z,$$

где M_x, M_y, M_z - проекции вектора внешнего момента \bar{M} .

$$\text{Полагаем, что } \omega_{x1} = \dot{\chi}_1 + \gamma_0 \psi_1; \quad \omega_{y1} = \dot{\vartheta}_1 + \gamma_0;$$

$$\omega_{z1} = \dot{\psi}_1 - \gamma_0 \chi_1;$$

$$iC_1 + C_2 = C(1 + \delta);$$

$$H = H_0 + 0,5(A - B)(1 + \Delta)\gamma_0 \cos 2\beta,$$

где δ - погрешность в подборе момента инерции компенсационного маховика гиродина, H_0 - постоянная составляющая кинетического момента H гиروزла, Δ - погрешность реализации желаемого изменения переменной составляющей H , γ_0 - угловая скорость орбитального движения ИСЗ, $\psi_1, \chi_1, \vartheta_1$ - углы рысканья, крена и тангажа, характеризующие малые отклонения системы $OX_1V_1Z_1$, связанной с гиروزлом, относительно орбитальной системы координат.

В этом случае приближенная система уравнений движения гиروزла при $D=F=0$ имеет вид:

$$\begin{aligned} -E_C \ddot{\psi}_1 + A_\beta \ddot{\chi}_1 - 0,5R_S \ddot{\vartheta}_1 + H_{01} \dot{\psi}_1 + H_0 \gamma_0 \dot{\chi}_1 &= M_{x1} + M_1; \\ E_S \ddot{\psi}_1 - 0,5R_S (\ddot{\chi}_1 + 2\gamma_0 \dot{\psi}_1) + B_\beta \ddot{\vartheta}_1 - 2E_S \gamma_0 \dot{\chi}_1 &= M_{y1} + M_2; \\ C \ddot{\psi}_1 - E_C \ddot{\chi}_1 + E_S \ddot{\vartheta}_1 + H_0 \gamma_0 \psi_1 + H_{01} \dot{\chi}_1 + R_S \gamma_0 \dot{\vartheta}_1 &= M_{z1} + M_3; \\ C(1 + \delta) \ddot{\beta} &= M_D + (M_{C1} + M_{C2}/i) + M_4. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь

$$E_C = E \cos \beta; E_S = E \sin \beta; A_\beta = A \cos^2 \beta + B \sin^2 \beta; B_\beta =$$

$$= A \sin^2 \beta + B \cos^2 \beta;$$

$$R_C = (A - B) \cos 2\beta; R_S = (A - B) \sin 2\beta;$$

$$H_{01} = H_0 - [0,5(1 - \Delta)R_C - C]\gamma_0.$$

Кроме того,

$$\begin{aligned}
M_1 &= -E_C \ddot{\beta} + [R_S(\dot{\chi}_1 + \gamma_0 \psi_1) + (R_C - C\delta)(\dot{\vartheta}_1 + \gamma_0) + \\
&+ E_S(\dot{\beta} - 2\dot{\psi}_1)]\dot{\beta}; \\
M_2 &= E_S \ddot{\beta} + [-R_S(\dot{\vartheta}_1 - \Delta\gamma_0) + (R_C + C\delta)(\dot{\chi}_1 + \gamma_0 \psi_1) + \\
&+ E_C(\dot{\beta} - 2\dot{\psi}_1)]\dot{\beta}; \\
M_3 &= -C\delta \ddot{\beta}; \\
iM_4 &= -C(1 + \delta)\ddot{\psi}_1 - [H_{01} + (R_C - C\delta)\gamma_0]\dot{\chi}_1 + H_0\gamma_0\psi_1.
\end{aligned}$$

Приближенное уравнение изменения угла ψ поворота спутника вокруг его оси OZ можно получить из 3 и 4 уравнений системы (3), полагая, что $\psi = \psi_1 - \beta, i > 1$,

$$M_{C1} + M_{C2} / i = -h\dot{\beta},$$

$$\delta = \Delta = 0:$$

$$C(\ddot{\psi} - \ddot{\psi}_1) + h(\dot{\psi} - \dot{\psi}_1) = -M_D + M_Z / i, \quad (4)$$

где h – коэффициент вязкого трения на оси привода прецессии.

Основные особенности управления

1. В рассматриваемом энергетическом режиме задача МГС состоит в совмещении системы $OX_1Y_1Z_1$, связанной с гироузлом гиродина, с орбитальной системой координат. Управляющие моменты в МГС создаются с помощью трех электромагнитов по сигналам трех магнитометров, установленных по осям строительной системы координат ИСЗ ($OXVZ$). Поэтому в БЦВМ МГС должен осуществляться соответствующий пересчет сигналов магнитометров и вычисленных величин магнитных моментов электромагнитов из одной системы координат в другую.

2. Левые части уравнений системы (3) показывают, что объект регулирования содержит значительное число перекрестных связей, глубина которых определяется разницей ($A-B$) моментов инерции ИСЗ вокруг осей OX и OY , а также величиной центробежного момента инерции E . Кроме того, параметры объекта регулирования являются функцией времени, так как зависят от угла β поворота гиродина.

Поэтому в МГС приходится ограничиться только, так называемым, первым этапом ее работы, в котором осуществляется дифференцирование сигналов магнитометров [2]. Использование же второго этапа работы МГС, который характеризуется более высокой точностью ориентации, но требует моделирования в БЦВМ дина-

мики объекта регулирования, следует считать практически неприемлемым из-за сложности его реализации.

3. Правые части уравнений (3) содержат переменные величины M_1 , M_2 и M_3 , которые условно можно рассматривать как внутренние возмущающие моменты, возникающие при повороте гиروزла (при $\ddot{\beta} \neq 0$, $\dot{\beta} \neq 0$). Интенсивность этих возмущений зависит от величин $(A-B)$ и E .

Внутренние возмущения можно минимизировать главным образом за счет компенсационного маховика на оси привода прецессии и, в некоторой мере, за счет регулирования величины кинетического момента.

Приближенная оценка влияния рассматриваемых возмущений на точность ориентации может быть выполнена на примере ИСЗ типа УМКП-3 (масса 150 кг), имеющего следующие параметры:

$$A = 8 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad B = 15 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad C = 14 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad D = F = 0, \\ E = 0,12 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad H_0 = 1 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}, \quad \gamma_0 = 10^{-3} \text{ с}^{-1}.$$

При этом можно полагать, что максимальная скорость привода прецессии равна $0,6^\circ/\text{с}$, время разгона и торможения 20 с, точность знания моментов инерции ИСЗ 1% ($\delta = \Delta = 0,01$). Кроме того, можно условно ограничиться случаем, когда ИСЗ разворачивается вокруг вертикали на 180° , а МГС во время разворота не работает.

Проведенные расчеты показали, что в процессе разворота ИСЗ углы отклонения связанной с гиروزлом системы $OX_1Y_1Z_1$ от орбитальной системы координат не превышают $0,6^\circ$, а угловые скорости $0,006^\circ/\text{с}$.

Поскольку в энергетическом режиме требования к точности ориентации ИСЗ не столь уж высоки, можно считать, что погрешность знания моментов инерции спутника может быть порядка нескольких процентов.

4. Приближенное уравнение (4) показывает, что движение ИСЗ вокруг вертикальной оси аналогично известному случаю вращения электропривода с инерционной нагрузкой.

Поэтому для обеспечения желаемого движения ИСЗ по рысканью достаточно, чтобы момент, создаваемый двигателем прецессии, был функцией разности угла ψ поворота ИСЗ по рысканью и азимута Солнца ψ_c , т.е. $M_D = f(\psi - \psi_c)$.

Управление двигателем прецессии можно осуществлять по сигналам простейшего релейного датчика Солнца или по сигналам датчика угла поворота гиروزла и БЦВМ, рассчитывающей по известным навигационным параметрам текущее значение азимута Солнца.

Выводы

Применение гироина в составе магнитогироскопической системы ориентации позволяет реализовать энергетический режим 23С ориентации мини-ИСЗ с неподвижными солнечными батареями. Обеспечение требуемой в этом режиме точности ориентации достигается с помощью компенсационного маховика, установленного на оси привода прецессии гироина, а также за счет регулирования величины кинетического момента гиروزла.

Необходимая для этого точность знания моментов инерции мини-ИСЗ должна составлять величину порядка нескольких процентов.

Энергетический режим 23С может быть реализован также в прецизионной маховичной системе ориентации малого космического аппарата типа «Метеор-М», работающей при нештатной ситуации в режиме магнитогироскопической ориентации [3]. В этом случае функции гироина с компенсационным маховиком могут выполнять штатные двигатели-маховики системы ориентации КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андронов И.М., Вейнберг Д.М., Морозов А.Г., Рылов Ю.П., Шереметьевский Н.Н. Система управления положением спутника «Метеор». Управление в пространстве. М.: Наука. Т. 1. 1975.
2. Козаков А.В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малом спутнике. М.: Труды НПП ВНИИЭМ. Т. 100. 2001.
3. Горбунов А.В., Карбасников Б.В., Козаков А.В. Функциональное резервирование системы ориентации ИСЗ типа «Метеор-М» за счет использования в БЦВМ алгоритма работы магнитогироскопической системы/ См. наст. том.