

ОЦЕНКА ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОГРЕШНОСТИ МАГНИТОГИРОСКОПИЧЕСКОГО ОРБИТАНТА В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ИСЗ ТИПА «МЕТЕОР-М»

Магнитогироскопический орбитант (МГО) предназначен для вычисления параметров поворота ИСЗ относительно орбитальной системы координат и состоит из магнитометра (ММ), датчика угловых скоростей (ДУС) и БЦВМ. На вход БЦВМ должна поступать навигационная информация.

В МГО используется идея бесплатформенных систем [1]. БЦВМ осуществляет решение известных [2] дифференциальных уравнений, позволяющих осуществить математическое моделирование в реальном времени положения некоей системы координат, сохраняющей свою ориентацию в инерциальном пространстве неизменной путем учета в процессе расчета информации, содержащейся в сигналах ДУС, установленного на ИСЗ.

В МГО определяются разности между измеренными с помощью ММ и расчетными значениями вектора индукции геомагнитного поля и их производные по времени. Для чего БЦВМ предварительно осуществляет расчет положения центра масс ИСЗ в географической системе координат по поступающей на ее вход навигационной информации и вычисляет по Международному эталонному геомагнитному полю [3] соответствующий найденному положению ИСЗ вектор индукции магнитного поля Земли в проекциях на орбитальную систему координат.

Полученные результаты используются для пересчета положения моделируемой системы координат таким образом, чтобы в установленном режиме расчета решение упомянутых дифференциальных уравнений характеризовало искомые параметры поворота ИСЗ относительно орбитальной системы координат (см. «Приложение»).

«Приведение» моделируемой системы координат к орбитальной осуществляется в два этапа. Вначале используется так называемый [4] двухвекторный алгоритм. Для его реализации в МГО осуществляется дифференцирование сигналов ММ. Он позволяет достаточно быстро, но сравнительно с небольшой точностью определить предварительные параметры поворота моделируемой системы от-

носителем орбитальной системы координат. На последующем этапе используется одновекторный алгоритм, который сравнительно медленно, но зато с большей точностью обеспечивает «совмещение» моделируемой системы с орбитальной.

Работа магнитогироскопического орбитанта характеризуется сравнительно невысокой точностью, что связано, прежде всего, с малой достоверностью знания геомагнитного поля, которому свойственны труднопредсказуемые вариации.

МГО может использоваться в качестве штатного датчика положения на ИСЗ с невысокими требованиями к точностям ориентации (навигационные спутники, орбитальные станции и др.).

Принцип работы МГО может быть реализован также в прецизионных системах ориентации ИСЗ для повышения надежности за счет функционального резервирования [5] при сбоях в работе штатной ИК-вертикали. Работа системы ориентации по сигналам МГО позволяет осуществить приближенную ориентацию ИСЗ и создавать необходимые условия для работы, прежде всего, системы энергоснабжения с тем, чтобы обеспечить возможность дальнейшей работы со спутником в возникших обстоятельствах.

Реализация такого режима не связана с расширением состава системы ориентации. Прецизионные системы ориентации ИСЗ содержат в своем составе необходимые для работы МГО устройства: ДУС и БЦВМ входят в состав самой системы ориентации, а ММ содержится в магнитной системе успокоения и разгрузки двигателей-маховиков. Аппаратура спутниковой навигации является неотъемлемой частью современных ИСЗ [6].

Магнитогироскопическому орбитанту свойственны методические и инструментальные погрешности.

К методическим относятся погрешности представления главного геомагнитного поля с помощью Международного эталонного геомагнитного поля, погрешности, связанные с геомагнитными вариациями, а также погрешность определения текущего положения ИСЗ в географической системе координат по поступающей в БЦВМ МГО навигационной информации. В настоящей работе эти погрешности не рассматриваются. В первом приближении можно считать [7], что минимально достижимая методическая погрешность МГО равна $0,5^\circ$.

Инструментальные погрешности определяются главным образом несовершенством используемых в МГО датчиков – ММ и ДУС.

Особенностью МГО является зависимость его работы от собственных магнитных полей ИСЗ, в том числе и полей электромагнитов системы успокоения и разгрузки двигателей-маховиков системы ориентации.

Кроме того, точность МГО зависит и от организации процесса опроса сигналов ММ и ДУС в БЦВМ, особенно в случае интенсивного вращения ИСЗ (например на этапах успокоения и приведения ИСЗ к орбитальной системе координат).

Приближенная оценка инструментальной погрешности МГО была выполнена путем математического моделирования его работы.

Рассматривался некий абстрактный ИСЗ с инерционными характеристиками мини-ИСЗ типа «УМКП-3» (массой порядка 150 кг). Условно полагалось, что управление угловым положением ИСЗ осуществляется с помощью идеальной линейной магнитогироскопической системы ориентации [7]. Кроме того, считалось, что на ИСЗ отдельно установлены ММ, ДУС и БЦВМ, образующие магнитогироскопический орбитант, изучение свойств которого и являлось предметом исследований.

Электромагниты магнитогироскопической системы ориентации работали в импульсном режиме (время включения – 3с, паузы – 1с). Условно полагалось, что измерение индукции с помощью ММ МГО происходит мгновенно через каждые 4с непосредственно перед очередным возможным включением электромагнитов системы ориентации.

При моделировании учитывалось только влияние на ММ магнитных полей от остаточной намагниченности электромагнитов системы ориентации.

В такой постановке характер воздействия электромагнитов на ММ МГО существенно отличается от того, который может иметь место в маховичной системе ориентации, где электромагниты осуществляют эпизодическую разгрузку двигателей маховиков.

Исследование свойств МГО проводилось в течение всего времени полета ИСЗ от момента отделения до входа на установившийся режим работы магнитогироскопической системы, при котором максимальные погрешности ориентации ИСЗ в орбитальной системе координат (за счет действия постоянного внешнего возмущенного момента) не превышали приблизительно $1,5^\circ$ по каждой оси.

В процессе расчетов полагалось, что частота опроса сигналов ДУС в МГО равна 1 Гц.

Очевидно, что характер и интенсивность движения ИСЗ в рассматриваемом случае существенно отличаются от того, что может иметь место в маховичной системе ориентации, работающей во внештатном режиме по сигналам МГО. Тем не менее, полагалось, что рассмотрение предложенной задачи является достаточным для приближенной оценки инструментальной погрешности МГО в со-

ставе маховичной системы ориентации, где условия работы для МГО являются более благоприятными.

Моделирование инструментальных погрешностей ММ и ДУС

Выходной сигнал ММ был представлен в виде:

$$U_{Bi} = D_B \cdot AINT[(1 + \delta_{Bi})(B_i + \Delta_{Bi} + P_{Bi} \cos \omega_B t + \lambda \text{Sign} P_i) / D_B];$$

$$i = x, y, z,$$

где D_B - дискретность ММ; $AINT$ – операция выделения целой части вещественного числа; δ_{Bi} - погрешность крутизны; B_i - проекция индукции геомагнитного поля; Δ_{Bi} - сдвиг нуля ММ; P_{Bi} - амплитуда гармонической помехи ММ на частоте ω_B ; λ - величина, характеризующая влияние поля остаточной намагниченности электромагнита системы ориентации ИСЗ на ММ МГО; P_i - магнитный момент электромагнита в момент времени, предшествующий измерению магнитного поля Земли.

Выходной сигнал ДУС определялся в виде:

$$U_{\omega i} = D_{\omega} \cdot AINT[(1 + \delta_{\omega i})(\omega_i + \Delta_{\omega i} + D_i \cos \Omega t + P_{\omega i} \cos \omega t) / D_{\omega}];$$

$$i = x, y, z,$$

где D_{ω} - дискретность ДУС; $\delta_{\omega i}$ - погрешность крутизны; ω_i - абсолютная угловая скорость ИСЗ; $\Delta_{\omega i}$ - постоянная составляющая дрейфа ДУС; D_i - амплитуда гармонической составляющей дрейфа на частоте Ω ; $P_{\omega i}$ - амплитуда гармонического шума ДУС на частоте ω .

Основные расчеты были выполнены для следующих значений параметров ММ и ДУС:

$$D_B = 90 \text{ нТ}, \quad \delta_{Bi} = 1\%, \quad \Delta_{Bi} = 500 \text{ нТ}, \quad P_{Bi} = 200 \text{ нТ}, \quad \lambda = 200 \text{ нТ},$$

$$D_{\omega} = 0,1''/\text{с}, \quad \delta_{\omega i} = 0,3\%, \quad \Delta_{\omega i} = 0,02''/\text{с}, \quad D_i = 0,03''/\text{с}, \quad P_{\omega i} = 0,1''/\text{с}.$$

Авторы считают своим долгом выразить глубокую благодарность начальникам лабораторий НИИЭМ (г. Истра) канд. техн. наук В.С.Рябинову и канд. техн. наук В.С.Самборскому, любезно предоставившим сведения о характеристиках ДУС и ММ.

В процессе расчетов использовались наиболее неблагоприятные сочетания крайних значений принятых параметров, при которых погрешность работы МГО принимает максимальное значение.

Кроме того, учитывалась гармоническая вариация магнитного

поля Земли, являющаяся приближенным аналогом наиболее интенсивной и высокочастотной геомагнитной пульсации типа $P_c - 5$ [3]. При моделировании учет гармонической вариации был выполнен весьма приближенным образом: к проекции индукции диполя Земли на бинормаль к орбите добавлялась гармоническая составляющая с неизменной амплитудой (100 нТ) и периодом (в диапазоне 150 – 600 с) вдоль всего витка орбиты.

Основные результаты расчета

Предварительно рассчитывался случай неуправляемого вращения ИСЗ при отключенной системе ориентации с начальными условиями, соответствующими отделению ИСЗ от носителя с угловыми скоростями $2,5^\circ/\text{с}$ по каждой оси. Существенно, что при этом ИСЗ совершает интенсивное вращательное движение: амплитуда нутационных колебаний оси тангажа ИСЗ в отдельные моменты времени достигает 60° , период этих колебаний около двух минут, а вокруг оси тангажа спутник неравномерно вращается со средней скоростью около $2,5^\circ/\text{с}$.

В этих условиях точность работы МГО оказывается невысокой: в установившемся режиме максимальные отклонения моделируемой системы координат от орбитальных могут достигать 15° .

При управляемом движении ИСЗ, когда после отделения от носителя в результате работы магнитогироскопической системы ориентации происходит успокоение спутника, наведение и ориентация его в орбитальной системе координат, точность работы МГО повышается по мере уменьшения интенсивности вращения ИСЗ. В установившемся режиме погрешности вычисления в МГО углов ориентации ИСЗ по рысканью, крену и тангажу не превышают 16, 34 и 109 угл. мин соответственно.

Для уменьшения погрешности вычисления отклонения ИСЗ по тангажу может быть использована процедура выделения постоянной составляющей, обусловленной постоянным дрейфом Δ_{ω_y} и погрешностью крутизны δ_{ω_y} ДУС по оси тангажа, вокруг которой ориентируемый ИСЗ вращается со сравнительно большой угловой скоростью, равной орбитальной скорости вращения ИСЗ по орбите (около $200''/\text{с}$).

При использовании интегрального закона вычисления в канале тангажа МГО погрешность определения ориентации ИСЗ по тангажу может быть уменьшена с 109 до 68 угл. мин.

Однако при этом необходимо, чтобы время на проведение операции выделения постоянной составляющей было сопоставимо со временем определения постоянной составляющей дрейфа ДУС при

его испытаниях в наземных условиях (до 10 ч). Очевидно, что применение в МГО интегрального закона управления со значительной величиной постоянной времени возможно только в случае использования БЦВМ с высокой надежностью и малой частотой сбоев в своей работе.

В процессе расчетов было выявлено, что частота опроса сигналов ДУС в диапазоне 0,25 – 2,0 Гц, так же как и ранее упомянутая гармоническая вариация магнитного поля Земли, не оказывают существенного влияния на точность работы МГО с принятыми параметрами ММ и ДУС.

Наконец с целью определения влияния степени совершенства измерения на ИСЗ геомагнитного поля на точность работы МГО были проведены расчеты для ММ с характеристиками: $D_B = 20$ нТ, $\delta_{Bi} = 0,5\%$, $\Delta_{Bi} = 200$ нТ, $P_{Bi} = 100$ нТ, $\lambda = 100$ нТ. Можно полагать, что при достижении таких параметров потребуются, прежде всего, установка ММ на выносном элементе конструкции ИСЗ (например на специальной штанге) с тем, чтобы удалить ММ от источников магнитных возмущений, расположенных внутри корпуса ИСЗ.

Расчеты показали, что в этом случае максимальные погрешности определения отклонений ИСЗ по рысканью, крену и тангажу не превосходят 11, 18 и 79 угл. мин. При использовании процедуры выделения постоянной составляющей погрешность вычисления угла тангажа ИСЗ снижается до 33 угл. мин. Это приблизительно в два раза точнее, чем в случае установки ММ на корпусе ИСЗ.

Выводы

Проведенное приближенное моделирование показало возможность перевода прецизионной системы ориентации ИСЗ типа «Метеор-М» на режим работы по сигналам магнитогироскопического орбитанта при сбоях в работе ИК-вертикали с целью создания необходимых условий, по крайней мере, для работы системы энергоснабжения ИСЗ в возникшей внештатной ситуации.

Приведенные результаты являются предварительными. Они могут использоваться при решении комплексной задачи обеспечения живучести ИСЗ для приближенной оценки свойств работы маховичной системы ориентации с магнитогироскопическим орбитантом.

Расчет параметров поворота ИСЗ

Пусть $oxyz$ – строительная система координат ИСЗ, $opqr$ – моделируемая в БЦВМ система координат, а $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – параметры Родрига-Гамильтона, характеризующие поворот $oxyz$ относительно $opqr$. Эти параметры могут быть вычислены в БЦВМ решением известных дифференциальных уравнений [2] по известному вектору угловой скорости \bar{u} поворота $oxyz$ относительно $opqr$ (в проекциях на оси $oxyz$). Если $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости поворота $oxyz$ относительно инерциальной системы координат $o\xi\eta\zeta$, а \bar{v} – вектор абсолютной угловой скорости поворота $opqr$ относительно $o\xi\eta\zeta$, то $\bar{u} = \bar{\omega} - \bar{v}$. Тогда упомянутые дифференциальные уравнения могут быть преобразованы к виду:

$$2\dot{\lambda}_0 = -(\omega_x - v_p)\lambda_1 - (\omega_y - v_q)\lambda_2 - (\omega_z - v_r)\lambda_3;$$

$$2\dot{\lambda}_1 = (\omega_x - v_p)\lambda_0 + (\omega_z + v_r)\lambda_2 - (\omega_y + v_q)\lambda_3;$$

$$2\dot{\lambda}_2 = (\omega_y - v_q)\lambda_0 + (\omega_x + v_p)\lambda_3 - (\omega_z + v_r)\lambda_1;$$

$$2\dot{\lambda}_3 = (\omega_z - v_r)\lambda_0 + (\omega_y + v_q)\lambda_1 - (\omega_x + v_p)\lambda_2,$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекция абсолютной скорости поворота ИСЗ на оси $oxyz$. Они могут быть измерены с помощью ДУС, установленного на ИСЗ; а v_p, v_q, v_r – проекции абсолютной угловой скорости моделируемой системы координат $opqr$, с помощью которой можно осуществить желаемое «совмещение» $opqr$ с орбитальной системой координат $otws$.

Для формирования «управляющего» воздействия \bar{v} необходимо использовать сигналы первичных датчиков положения, установленных на ИСЗ (астроориентатора, ИК-вертикали, магнитометра и др.).

В МГО на первом этапе работы полагается $\bar{v} = 0$. В этом случае рассчитываемые с нулевых начальных условий параметры поворота будут характеризовать поворот $oxyz$ относительно неизменного в инерциальном пространстве положения $opqr$, соответствующего тому положению, в котором находился ИСЗ в момент включения МГО. Двухвекторный алгоритм позволяет определить текущее положение $opqr$ относительно орбитальной системы $otws$. На втором этапе работы решение дифференциальных уравнений осуществля-

ется с начальных условий, соответствующих параметрам поворота, определенным на первом этапе на момент перехода с первого этапа на второй. В дальнейшем «управляющее» воздействие \bar{v} вычисляется с помощью одновекторного алгоритма. В идеальном случае при установившемся режиме вычислений «положение» моделируемой системы *opqr* будет совпадать с текущим положением орбитальной системы *otws*. Так что решение дифференциальных уравнений будет характеризовать поворот строительной системы координат *oxyz* ИСЗ относительно орбитальной *otws*.

Если для характеристики поворота ИСЗ относительно моделируемой системы координат используется матрица направляющих косинусов γ , то в БЦВМ необходимо решать соответствующие [2] уравнения, которые можно преобразовать к виду:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma}_{11} &= -\omega_y \gamma_{31} + \omega_z \gamma_{21} - v_q \gamma_{13} + v_r \gamma_{12}; \\ \dot{\gamma}_{21} &= -\omega_z \gamma_{11} + \omega_x \gamma_{31} - v_q \gamma_{23} + v_r \gamma_{22}; \\ \dot{\gamma}_{31} &= -\omega_x \gamma_{21} + \omega_y \gamma_{11} - v_q \gamma_{33} + v_r \gamma_{32}; \\ \dot{\gamma}_{12} &= -\omega_y \gamma_{32} + \omega_z \gamma_{22} + v_p \gamma_{13} - v_r \gamma_{11}; \\ \dot{\gamma}_{22} &= -\omega_z \gamma_{12} + \omega_x \gamma_{32} + v_p \gamma_{23} - v_r \gamma_{21}; \\ \dot{\gamma}_{32} &= -\omega_x \gamma_{22} + \omega_y \gamma_{12} + v_p \gamma_{33} - v_r \gamma_{31}; \\ \dot{\gamma}_{13} &= -\omega_y \gamma_{33} + \omega_z \gamma_{23} - v_p \gamma_{12} + v_q \gamma_{11}; \\ \dot{\gamma}_{23} &= -\omega_z \gamma_{13} + \omega_x \gamma_{33} - v_p \gamma_{22} + v_q \gamma_{21}; \\ \dot{\gamma}_{33} &= -\omega_x \gamma_{23} + \omega_y \gamma_{13} - v_p \gamma_{32} + v_q \gamma_{31}.\end{aligned}$$

Наконец если «отклонения» моделируемой системы *opqz* от орбитальной *otws* малы, так же как и отклонение самого ИСЗ (например за счет работы системы ориентации по сигналам МГО), то для круговой орбиты вычисление параметров поворота ИСЗ можно свести к решению всего лишь трех уравнений:

$$\begin{aligned}\dot{\Psi}_0 &= v_0 \gamma_0 + \omega_z - v_r; \\ \dot{\gamma}_0 &= -v_0 \Psi_0 + \omega_x - v_p; \\ \dot{\nu}_0 &= \omega_y - v_q,\end{aligned}$$

где Ψ_0 , γ_0 , ν_0 - оценки углов поворота ИСЗ относительно орбитальной системы координат по рысканью, крену и тангажу соответственно, а ν_0 - угловая скорость орбитального вращения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ишлинский А.И. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. М.: Наука. 1976.
2. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: ФМ. 1961.
3. Паркинсон У. Введение в геомагнетизм. М.: Мир. 1986.
4. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение. 1984.
5. Мирошник О.М. Проблемы обеспечения живучести систем современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Труды ВНИИЭМ. Т.99. 1999.
6. Горбунов А.В. Малые космические аппараты – новые средства дистанционного зондирования Земли из космоса. М.: Труды НПП ВНИИЭМ. Т.100. 2001.
7. Козаков А.В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малых спутниках. М.: Труды НПП ВНИИЭМ. Т.100. 2001.