

## **МАГНИТОГИРОСКОПИЧЕСКАЯ СИСТЕМА - ДОСТОЙНЫЙ СОПЕРНИК ГРАВИТАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ НА МАЛЫХ СПУТНИКАХ**

### **Введение**

Современные БЦВМ и средства навигации ИСЗ позволяют получить качественно новые возможности активных систем ориентации.

В частности, представляет интерес система, в которой ориентация ИСЗ в орбитальной системе координат осуществляется:

- на основании измерения вектора индукции магнитного поля Земли, определения положения ИСЗ в географической системе координат и вычисления соответствующего этому положению вектора индукции по Международному эталонному геомагнитному полю;
- путем сопоставления результатов измерения с соответствующими расчетными значениями вектора индукции;
- с помощью управляющих моментов, создаваемых магнитоприводом за счет взаимодействия его магнитного момента с магнитным полем Земли.

В такой системе процесс успокоения, приведение и последующая стабилизация ИСЗ в орбитальной системе происходит без используемых в традиционных активных системах ориентации гироскопического датчика угловых скоростей, датчика Солнца, инфракрасного датчика горизонта и трех двигателей-маховиков.

Магнитная система уступает традиционной системе в точности ориентации. Но, благодаря своей структурной простоте, она может применяться на малых спутниках (массой около 50 кг), т.е. там, где обычно используется пассивная, гравитационная система ориентации.

Известны два подхода к построению магнитной системы ориентации ИСЗ в орбитальной системе координат.

Первый подход [1 - 3] основан на известном способе контроля ориентации ИСЗ по результатам измерения геомагнитного поля [4-6]. Этот способ используется, например, при определении ори-

ентации орбитальных станций в наземном центре управления по телеметрическим сигналам магнитометра станции [7].

В соответствии с этим подходом в БЦВМ магнитной системы ориентации оцениваются параметры поворота ИСЗ относительно орбитальной системы координат, его абсолютная угловая скорость и постоянный возмущающий момент. Алгоритм оценивания предусматривает традиционные для рекуррентной дискретной фильтрации этапы прогноза и обработки измерений. Полученные оценки используются для формирования оптимального управления с помощью магнитопривода.

Второй подход [8] является развитием идей, воплощенных в многочисленных и разнообразных магнитных системах спутников, ориентируемых по магнитному полю Земли, а также спутников, стабилизированных вращением [9].

В соответствии со вторым подходом магнитная система должна включать в себя помимо магнитометра, БЦВМ и магнитопривода еще и гиросtabilизатор – двигатель-маховик с неизменной скоростью вращения вокруг той оси, которая в ориентированном положении спутника должна совпадать с бинормалью к орбите.

В такой магнитогироскопической системе ориентации управляющие моменты создаются не по оценкам параметров отклонения ИСЗ от орбитальной системы, как в ранее рассмотренной магнитной системе, а по разностям между измеренными и расчетными значениями векторов индукции геомагнитного поля и их производных по времени.

Несмотря на то, что в данном случае управление осуществляется по косвенным параметрам, магнитогироскопическая система обеспечивает необходимую ориентацию в орбитальных координатах. Действительно, положение, при котором ИСЗ ориентирован в орбитальной системе координат, является положением равновесия, поскольку в этом случае разности между измеренными и расчетными значениями векторов индукции и их производных равны нулю.

Использование в составе системы гиросtabilизатора связано со стремлением ослабить влияние на точность ориентации известного недостатка магнитопривода – его неспособность создавать управляющий момент по направлению вектора индукции магнитного поля Земли.

Установка гиросtabilизатора на спутник придает последнему способность сопротивляться, подобно гироскопу, действию возмущающего момента. Это свойство оказывается полезным на тех участках орбиты, на которых вектора индукции геомагнитного

поля и возмущающего момента оказываются почти параллельными.

Практика показывает, что обеспечение желаемых точностей в системе ориентации с магнитоприводом при разумных, технически достижимых мероприятиях по ограничению действующих на спутник возмущающих моментов возможно только при наличии на борту спутника гиросtabilизатора.

Таким образом, можно считать, что магнитогироскопическая система [8] в сравнении с магнитной системой [2] имеет более простой алгоритм работы БЦВМ, поскольку не требует оценки параметров отклонения ИСЗ относительно орбитальной системы координат. Кроме того, она обеспечивает более высокие точности ориентации за счет гиросtabilизатора, существенно уменьшающего влияние возмущающих моментов.

Необходимые для работы магнитогироскопической системы расчетные значения вектора индукции в соответствии с Международным эталонным геомагнитным полем могут определяться по результатам прогноза в БЦВМ текущего положения ИСЗ в географической системе координат. Для этого на вход БЦВМ должна периодически поступать навигационная информация с Земли или установленного непосредственно на ИСЗ устройства, входящего в состав навигационной системы. Современные радиотехнические средства навигации обеспечивают высокие точности измерения траектории ИСЗ, что позволяет с помощью современных БЦВМ обеспечить необходимые расчеты положения ИСЗ на достаточно большом интервале прогнозирования.

Из известных автономных систем навигации для малых спутников наибольший интерес может представлять магнитная система, осуществляющая расчет в БЦВМ текущего положения ИСЗ по результатам измерения геомагнитного поля на борту спутника [10-12]. К сожалению, магнитная навигация существенно уступает радиотехническим системам по своим точностным возможностям, что связано, прежде всего, со сравнительно невысокой достоверностью знания геомагнитного поля.

Тем не менее, применение магнитной системы навигации на малых спутниках может оказаться полезным в тех режимах работы магнитогироскопической системы, когда достижимая с помощью радиотехнических средств навигации точность ориентации не является обязательной (например при решении вопросов надежности или удобства эксплуатации спутника в целом). При этом для решения задачи навигации по геомагнитному полю практический интерес могут представлять простые алгоритмы, которые хотя и не минимизируют погрешность определения положения ИСЗ, зато и

не требуют существенного расширения вычислительных возможностей БЦВМ системы ориентации.

### Описание перспективной магнитогироскопической системы ориентации (МГСО)

Блок-схема МГСО приведена на рис. 1. Там же изображены орбитальная система координат  $otws$ , строительная система координат  $oxyz$ , центр масс  $T$  Земли и направление полета (НП) спутника. Далее используются обозначения: МПЗ - магнитное поле Земли; МЭГП - Международное эталонное геомагнитное поле.

МГСО предназначена для ориентации ИСЗ в орбитальной системе координат. Она может использоваться на ИСЗ с высотой полета до 2000 км и наклоном орбиты от 40 до 140°.

МГСО состоит из трехкомпонентного магнитометра 1, БЦВМ 2, магнитопривода 3 - трех электромагнитов с магнитными моментами  $P_x, P_y, P_z$  и гиросtabilизатора 4 - двигателя-маховика с постоянным кинетическим моментом  $H$ , направленным по оси  $OY$ . На вход БЦВМ периодически поступает навигационная информация 5.

Работа МГСО состоит из двух этапов. На 1-м этапе осуществляется успокоение, приведение и предварительная ориентация спутника в  $otws$ . Магнитные моменты электромагнитов 3 формируются по сигналам блока 2.6 БЦВМ с помощью сигналов  $U_{ax}, U_{ay}, U_{az}$  магнитометра 1, сигналов  $U_{ax}, U_{ay}, U_{az}$  блока вычисления производных сигналов магнитометра 2.1, сигналов  $U_{at}, U_{aw}, U_{as}$  блока вычисления расчетных значений вектора индукции МПЗ 2.4 и с помощью сигналов  $U_{at}, U_{aw}, U_{as}$  блока вычисления производных расчетных значений вектора индукции 2.5. Расчетные значения вектора индукции МПЗ в блоке 2.4 вычисляются по МЭГП на основании информации о положении ИСЗ в географической системе координат ( $\varphi, \lambda, r$  - широта, долгота и расстояние от центра масс Земли). Координаты  $\varphi, \lambda, r$  вычисляются в блоке прогноза положения ИСЗ 2.2, на вход которого периодически поступает навигационная информация 5.

Блок 2.6 вырабатывает также команду  $V_1$ , фиксирующую факт установления ориентации в  $otws$ . По этой команде с помощью переключателя 2.7 МГСО переходит на 2-й этап работы.

На 2-м этапе осуществляется окончательная ориентация спутника в  $otws$ . Магнитный момент электромагнитов формируется по сигналам блока 2.8 с помощью сигналов  $U_{ax}, U_{ay}, U_{az}$  магнитометра и сигналов  $U_{at}, U_{aw}, U_{as}$  блока вычисления расчетных значений вектора индукции МПЗ. Блок 2.8 представляет собой сочетание

фильтра (со структурой фильтра Калмана) и компенсатора постоянной составляющей магнитного момента спутника.

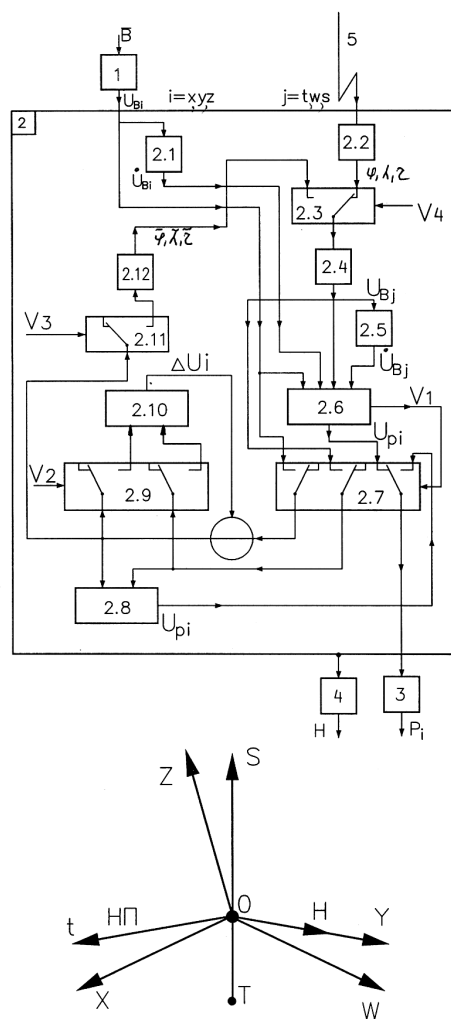


Рис. 1. Блок-схема магнитогиропической системы ориентации:  $\vec{B}$  – вектор индукции МПЗ;  $P_i$  – магнитный момент магнитопривода

Существенно, что на 2-м этапе производные измеренного и расчетного значений вектора индукции в явном виде не используются, что способствует уменьшению погрешностей ориентации спутника, связанных с неизбежными ошибками, возникающими при дифференцировании сигналов магнитометра.

Известно, что постоянная составляющая магнитного момента спутника порождает возмущающий момент, оказывающий влияние на точность ориентации. Для уменьшения этого возмущения желательно, чтобы спутник с помощью каких-либо средств был размагничен, например в процессе наземных испытаний.

Введение в закон управления на 2-м этапе компенсации постоянной составляющей магнитного момента позволяет осуществить автоматическое размагничивание спутника в полете с помощью электромагнитов системы ориентации.

Таким образом, 2-й этап работы МГСО вводится с целью повышения точности ориентации спутника в орбитальных координатах.

С этой же целью на 2-м этапе по команде  $V_2$  (подаваемой с Земли или вырабатываемой в БЦВМ) включается блок компенсации нулевого сигнала магнитометра 2.10. Известно, что нулевой сигнал (смещение характеристики) магнитометра возникает за счет погрешностей, которые имеют место при юстировке его в процессе изготовления, а также за счет собственного магнитного поля спутника, на котором магнитометр впоследствии устанавливается.

В блоке 2.10 анализируется разность между модулями измеренного и расчетного значений вектора индукции МПЗ. Анализ осуществляется в течение времени, равного примерно периоду обращения спутника по орбите, несколько раз за одни сутки. Полученная информация позволяет произвести оценку нулевых сигналов всех трех каналов магнитометра. После чего выходные сигналы  $\Delta U_x$ ,  $\Delta U_y$ ,  $\Delta U_z$  блока 2.10 могут использоваться для коррекции сигналов магнитометра. Такая процедура автоматической юстировки магнитометра в полете может быть проведена несколько раз в течение эксплуатации спутника.

Блок 2.12. предназначен для автономной оценки положения спутника в географической системе координат  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $r$ . В отличие от [10-12] в блоке 2.12 используется сравнительно более простой алгоритм, основанный на анализе сигнала магнитометра и последующем сопоставлении результатов этого анализа с параметрами МЭГП. Процедура анализа основана на решении системы дифференциальных уравнений.

Блок 2.12 может быть включен по команде  $V_3$  в случае прекращения поступления навигационной информации в БЦВМ или при

переводе ИСЗ в дежурный режим, если в этом случае использование навигационной информации является нежелательным.

По команде  $V_3$  из блока прогноза положения ИСЗ 2.2 должна быть передана информация в блок 2.12 с целью определения начальных условий, необходимых для решения системы дифференциальных уравнений. После этого выходные сигналы блока 2.12 могут использоваться в блоке 2.4 для вычисления расчетных значений вектора индукции МПЗ, так что последующая работа МГСО в автономном режиме не будет отличаться от ранее рассмотренной. Однако точность работы МГО в автономном режиме ниже, чем в случае использования навигационной информации.

Совсем иначе выглядит начальная работа МГСО в автономном режиме в случае, если при включении МГСО навигационная информация на входе БЦВМ по каким-либо причинам будет отсутствовать.

В этом случае решение дифференциальных уравнений в блоке 2.12 приходится осуществлять с нулевых начальных условий. Выход блока 2.12 на установившийся режим определения  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $r$  заканчивается за время, которое составляет не менее одного оборота Земли относительно плоскости орбиты ИСЗ (24 ч). На это время в блоке 2.12 формируется запрет на использование его выходных сигналов для вычисления расчетных значений вектора индукции.

В таком режиме МГСО осуществляет успокоение, приведение и ориентацию спутника, но не в орбитальных координатах, а в системе координат, связанной с вектором индукции МПЗ. При этом ИСЗ ориентируется так, что его ось  $ou$  совпадает с бинормалью к орбите (как и в случае ориентации в орбитальной системе), а вокруг оси  $ou$  спутник поворачивается так, чтобы его плоскость  $хоу$  совпадала с вектором индукции МПЗ. Очевидно, что при этом спутник не ориентирован на Землю. Он вращается относительно ее вокруг оси  $ou$  (совпадающей с бинормалью) с угловой скоростью, среднее значение которой приблизительно равно  $0,06$  °/с.

Существенно, что при такой ориентации движение Солнца в осях спутника имеет тот же характер, что и в случае, когда спутник ориентирован в орбитальной системе координат: направление на Солнце перемещается по конусу, ось которого совпадает с осью  $ou$  спутника. Отличие состоит в том, что в рассматриваемом случае скорость движения Солнца относительно спутника в два раза больше, чем в случае ориентации в орбитальных координатах. Поэтому средний приход электроэнергии от солнечных батарей в первые сутки работы МГСО в автономном режиме не будет превышать 50% от штатного режима.

После выхода блока 2.12 в установившийся режим запрет на вычисление расчетных значений индукции в блоке 2.4 снимается. Вращение спутника вокруг оси  $ou$  (со скоростью  $0,06$  °/с) сравнительно быстро прекращается и он ориентируется на Землю. Дальнейшая работа МГСО, включенной при отсутствии навигационной информации, ничем не отличается от ранее рассмотренной ее работы в автономном режиме.

Предполагается, что в перспективной МГСО должен использоваться магнитопривод с линейной зависимостью магнитного момента от управляющих сигналов, поступающих из БЦВМ. Можно считать, что для малых спутников, на которых используются маломощные электромагниты (с магнитным моментом не более  $10 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ ), выполнение этого требования не вызовет серьезных технических возражений.

В МГСО должны быть предусмотрены меры, минимизирующие влияние работы магнитопривода на показания магнитометра. Из всех известных способов решения этой задачи наиболее подходящим для малых спутников может оказаться способ импульсного управления магнитоприводом, при котором измерение МПЗ происходит в специально организуемые паузы в работе электромагнитов. При этом должны использоваться специальные электронные схемы, ускоряющие процесс спада тока электромагнита при его отключении для измерения МПЗ магнитометром.

Таким образом, несмотря на свою предельную структурную простоту, МГСО обладает достаточно большими функциональными возможностями. Это достигается главным образом за счет использования в ее составе БЦВМ с большими вычислительными возможностями, высокой надежностью и малой частотой сбоев в своей работе.

Объем вычислений БЦВМ достаточно велик. Она должна осуществлять прогноз положения ИСЗ в географической системе координат, проводить достаточно громоздкий расчет вектора индукции по МЭГП с учетом 8 гармоник разложения геомагнитного потенциала в ряд по сферическим гармоническим функциям, решать систему дифференциальных уравнений для реализации функций блока 2.8, анализировать в течение длительного времени показания магнитометра при реализации функций блоков 2.10 и 2.12 и еще многое другое. Существенно, что время определения переменных может составлять несколько витков, а некоторых - несколько суток. Очевидно, что сбои в работе БЦВМ, приводящие к потере информации, полученной в течение столь длительного времени, являются крайне нежелательными.



Рассмотрение структуры перспективной МГСО продемонстрировало возможности магнитной системы ориентации спутника в орбитальных координатах. Очевидно, что в отдельных случаях, в зависимости от предъявляемых к спутнику требований, объем вычислений в БЦВМ может быть сокращен. В предельном случае можно ограничиться алгоритмом, обеспечивающим только 1 этап работы МГСО. В этом случае может оказаться достаточным применение магнитопривода с релейной характеристикой. Очевидно, что при этом погрешность работы МГСО будет увеличиваться.

### **Оценка характеристик МГСО**

В МГСО успокоение спутника после отделения от носителя осуществляется с помощью магнитопривода без использования сигналов датчика угловых скоростей, применяемых в традиционной системе ориентации. Процессы успокоения и в той, и в другой системах отличаются друг от друга. Однако оканчиваются они приблизительно за одно и то же время.

Очевидно, что время успокоения зависит главным образом от величины угловых скоростей отделения спутника и максимального магнитного момента магнитопривода. Обычно оно может составлять величину порядка нескольких периодов обращения спутника по орбите.

Была приведена оценка точности работ МГСО без учета действия возмущающих моментов на спутник.

Учитывались следующие факторы, влияющие на точность ориентации:

- несовершенства знаний положения спутника в географической системе координат - 10 км вдоль орбиты спутника, 1 км в поперечном направлении;
- несовершенства магнитометра – порог чувствительности - 5 нТл, погрешность масштабного коэффициента - 0,1%, погрешность установки магнитометра на спутник - 2 угл. мин;
- магнитные помехи в месте установки магнитометра за счет магнитотвердых материалов спутника, токовых контуров его аппаратуры и магнитопривода - 10 нТл, за счет магнитомягких материалов - 5 нТл;
- точность знания тензора инерции спутника - 5%;
- количество учитываемых в блоке 2.4 гармоник разложения геомагнитного потенциала - 8;
- периодичность ввода поправок на вековые изменения коэффициентов МЭГП - 1 месяц.

Полагалось, что на движущемся по орбите спутнике МПЗ проявляет себя как сумма главного геомагнитного поля и полей геомагнитных вариаций [13]. Главное геомагнитное поле моделировалось по МЭГП с учетом 10 гармоник разложения геомагнитного потенциала. Считалось, что МЭГП представляет дипольную часть главного геомагнитного поля с точностью 0,1%, недипольную часть - 1%.

Определение полей геомагнитных вариаций осуществлялось с помощью приближенной модели, описание которой приведено в "Приложении". Параметры модели соответствовали типичным, интенсивным вариациям в магнитовозмущенные сутки.

Результаты оценки показали, что максимальная погрешность ориентации спутника с помощью МГСО при отсутствии возмущающих моментов составляет величину порядка 30 угл.мин. Из них доля погрешности, обусловленная геомагнитными вариациями, составляет величину чуть меньше 15 угл.мин.

Можно считать, что  $0,5^\circ$  - это величина, характеризующая технически достижимую точность ориентации спутника с помощью МГСО. Эту величину не удастся существенно снизить за счет увеличения требований к МГСО и навигационной системе. Однако же она может существенно возрасти:

- при использовании менее совершенного магнитометра;
- при увеличении погрешности установки магнитометра на спутник;
- в случае некорректного проведения работ по исключению влияния магнитного поля спутника и установленной на нем аппаратуры на работу магнитометра.

Например сдвиг выходной характеристики магнитометра на величину 200 нТл (нулевой сигнал) увеличивает погрешность ориентации приблизительно на 25 угл.мин (напомним, что при наземных испытаниях МПЗ составляет величину порядка 60000 нТл).

Оценить погрешность ориентации МГСО при действии на спутник возмущающих моментов в общем случае довольно затруднительно, поскольку величины и характер изменения возмущений во времени существенно зависят от конструкции спутника и установленной на нем аппаратуры.

Конечно, при любом виде возмущений можно минимизировать погрешность ориентации за счет увеличения максимального магнитного момента магнитопривода и кинетического момента гиросtabilизатора. Однако этот путь связан с увеличением массы МГСО и для малых спутников не годится.

В рассматриваемом случае желаемые точности ориентации могут быть получены только путем ограничения самих возмущений, т.е. за счет выполнения определенных требований к конструкции спутника и его аппаратуре.

Конструкция спутника должна обеспечивать минимум аэродинамических, световых и гравитационных моментов. Для этого расстояния между центром масс и центрами аэродинамического и светового давления должны быть минимальными, а величины центробежных моментов инерции спутника - незначительными.

Для задач, обычно решаемых с помощью малых спутников, конструкция спутника имеет, как правило, симметричный вид, так что выполнение перечисленных требований не может вызвать особых технических трудностей. К тому же, величины аэродинамических, световых и гравитационных моментов симметричных спутников обычно невелики.

Сложнее обстоит дело с магнитными возмущающими моментами.

Если в МГСО используется компенсатор постоянной составляющей магнитного момента, то спутник будет размагничен в полете автоматически. Для этого необходимо только, чтобы величина постоянной составляющей магнитного момента спутника не превышала определенную часть величины максимального магнитного момента магнитопривода.

Таким образом, применение в МГСО упомянутого компенсатора не исключает предварительной оценки магнитного момента спутника в целом. Но эти оценки (расчетные или наземные экспериментальные) могут быть достаточно приближенными.

Переменная составляющая магнитного момента порождается магнитомягкими материалами спутника, а также изменениями режимов работы электрических цепей аппаратуры в полете.

Магнитомягкие материалы обычно не создают существенного магнитного момента, особенно если их расположение на спутнике имеет шарообразную форму. Поэтому достаточно, чтобы размещение магнитомягких материалов в конструкции спутника и в устанавливаемой на нем аппаратуре соответствовало этому правилу формы. Оценка выполнения этого требования может быть проведена расчетным путем и выполнена с невысокой степенью точности.

Переменная составляющая магнитного момента, обусловленная изменением режимов работы электрических цепей аппаратуры (электрических контуров СБ, радиопередатчиков, другой служебной и научной аппаратуры), может достигать значительных величин.

Например в СБ площадью  $1 \text{ м}^2$  с традиционным расположением монтажных проводов по контуру батареи при выходе из тени возникают электрические токи, создающие магнитный момент поряд-

ка  $2,5 \text{ А}\cdot\text{м}^2$ . В результате взаимодействия этого магнитного момента с МПЗ может появиться возмущающий момент порядка  $10^{-4} \text{ Н}\cdot\text{м}$ , который для МГСО малого спутника является весьма значительным возмущением.

Поэтому в СБ, как и в любой другой электрической аппаратуре спутника, должны быть предусмотрены меры, обеспечивающие минимум переменной составляющей магнитного момента.

Например в случае использования на СБ более рационального, хотя и более громоздкого расположения монтажных проводов (аналогичного примененному на спутнике «Болгария-1300») магнитный момент может быть уменьшен более, чем в 100 раз.

Качество принятых мер по ограничению переменной составляющей магнитного момента аппаратуры спутника необходимо контролировать расчетным или экспериментальным путем.

Расчетный путь представляется достаточно громоздким и кропотливым. Он может надежно использоваться для аппаратуры со сравнительно простыми электрическими схемами, например для СБ.

В более сложных случаях необходимо проводить экспериментальные наземные исследования. Важно отметить, что эти испытания не связаны с серьезными техническими трудностями и не требуют значительных затрат, что обычно имеет место при наземном определении постоянной составляющей магнитного момента (немагнитное помещение, специальные средства, осуществляющие компенсацию МПЗ и полей промышленных помех в некотором объеме, в котором должна располагаться испытываемая аппаратура, и др.).

Дело в том, что, в отличие от постоянной составляющей, переменная составляющая магнитного момента может быть сравнительно легко замерена на Земле даже в присутствии МПЗ и промышленных помех из-за ее явной корреляции с изменениями режимов работы электрических схем аппаратуры, которые регистрируются в процессе испытаний.

В процессе наземных испытаний может оказаться, что переменная составляющая магнитного момента превышает допустимые значения.

В этом случае она может быть скомпенсирована в полете с помощью специальных контуров в самой аппаратуре или электромагнитов МГСО, управляемых по сигналам БЦВМ в такт с изменением режимов работы аппаратуры спутника. Необходимые для этого значения параметров управления должны быть заранее измерены при наземных испытаниях и зафиксированы в БЦВМ.

Необходимо также отметить, что в процессе рассмотренных наземных испытаний одновременно решается задача компенсации

влияния установленной на спутнике аппаратуры на показания магнитометра МГСО.

Как уже отмечалось, компенсация влияния постоянной составляющей магнитного момента аппаратуры и спутника в целом на магнитометр может осуществляться в МГСО в процессе автоматической юстировки его в полете.

Влияние переменной составляющей может учитываться в полете с помощью БЦВМ опять-таки в такт с изменениями режимов работы аппаратуры спутника на основании сведений, заранее полученных в процессе наземных испытаний.

Возможность регистрации интересующих изменений в показаниях магнитометра при наземных испытаниях на фоне МПЗ и промышленных помех обосновывается, как и ранее, явной временной зависимостью этих изменений от изменений режимов работы аппаратуры.

Наконец о внутренних возмущающих моментах.

В применяемой на малых спутниках аппаратуре, содержащей подвижные устройства, должны быть предусмотрены меры, сводящие к минимуму возникающие при перемещении этих устройств внутренние возмущающие моменты. Иными словами, в аппаратуре спутника и кинетический момент, и скорость его изменения во времени должны быть ограничены.

Исключение составляет гиросtabilизатор самой МГСО, кинетический момент которого необходим для создания полезного гироскопического момента с целью обеспечения необходимого сопротивления перемещению оси *оу* спутника от действия возмущений. Вокруг оси *оу* гиросtabilизатор сам является источником возмущений. Они возникают при изменении скорости вращения двигателя-маховика. Поэтому скорость его должна быть стабилизирована (приблизительно на уровне 0,01%).

Во всякой другой аппаратуре спутника конструкция подвижных устройств должна быть такова, чтобы кинетический момент деталей, перемещающихся в одном направлении, был скомпенсирован кинетическим моментом деталей, перемещающихся в противоположном направлении. При этом кинематические связи между перемещающимися деталями должны быть достаточно жесткими, чтобы не нарушать условие компенсации при изменении скоростей перемещений.

Обычно аппаратура с подвижными устройствами выполняется именно по этой схеме. Исключение составляют, видимо, только двухкоординатные сканирующие устройства и магнитофоны, для которых выполнение условия полной компенсации связано с чрезмерным увеличением их (и без того достаточно большой) массы.

Применение таких устройств на рассматриваемых малых спутниках маловероятно.

Поэтому можно считать, что особенность изготовления аппаратуры для малого спутника состоит только в обеспечении более строгого соблюдения условий компенсации, что, конечно, связано с некоторым увеличением массы самой аппаратуры. Но в комплексе этот путь может оказаться более выгодным, чем, например, использование традиционной системы ориентации, три двигателя-маховика которой предназначены главным образом для компенсации внутренних возмущающих моментов, причем, на основании регистрации вызванных этими возмущениями отклонений спутника с помощью датчиков горизонта и угловых скоростей.

К тому же, современные технические средства позволяют измерять внутренние возмущающие моменты при наземных испытаниях аппаратуры с необходимой для малых спутников точностью.

Имеющийся в НПП ВНИИЭМ опыт по борьбе с внутренними возмущениями в разнообразной электромеханической аппаратуре, а также опыт по ограничению прочих возмущающих моментов, накопленный при разработке гравитационных систем ориентации, позволяет считать, что для МГСО малого спутника обеспечение погрешности ориентации на уровне 15-30 угл.мин. не вызовет каких-либо серьезных технических трудностей.

Таким образом, суммарная максимальная погрешность ориентации малого спутника в орбитальной системе координат с помощью МГСО может быть оценена величиной в 1,0-1,5°.

#### **Сравнение магнитогироскопической системы с гравитационной системой ориентации малого спутника**

В качестве примера рассмотрим МГСО спутника «TechSat» [8] и разработанную в НПП ВНИИЭМ гравитационную систему ориентации для малых спутников типа УМКП [14].

МГСО «TechSat» предназначена для ориентации спутника массой 50 кг. В ее состав входит:

- магнитометр – 0,35 кг; 0,8 Вт;
- БЦВМ – 2,5 кг; 1 Вт;
- гиросtabilизатор – 2,5 кг; 1 Вт; 1,5 Н·м·с;
- магнитопривод – 0,15 кг; 0,3 Вт; 1 А·м<sup>2</sup> (или, как вариант, – 1,2 кг; 0,9 Вт; 10 А·м<sup>2</sup>).

Суммарная масса МГСО приблизительно равна 5,5 кг (или 6,5 кг), среднее потребление – около 3 Вт (или 4 Вт).

В режиме МГСО кинетический момент гиросtabilизатора составляет около 40% максимального значения (1,5 Н·м·с). Для высот

полета до 1000 км максимальное (среднее за виток) значение управляющего момента составляет величину около  $0,3 \cdot 10^{-4}$  Н·м (или  $3 \cdot 10^{-4}$  Н·м). Крутизна моментной характеристики может достигать величины порядка  $0,3 \cdot 10^{-4}$  Н·м/град (или  $3 \cdot 10^{-4}$  Н·м/град).

Гравитационная система ориентации (ГСО) УМКП может быть выполнена в двух вариантах – для спутников с массами порядка 50 и 150 кг. В состав ГСО входит сферический магнитный демпфер, гравитационная штанга и кассета с токовой катушкой, устройством зачекочки и раскрытия штанги.

Масса первого (второго) варианта ГСО - 6 кг (12 кг), экваториальный момент инерции -  $50 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$  ( $500 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ ), максимальное значение восстанавливающего момента при отклонении спутника вокруг оси  $ou$  на  $45^\circ$  -  $0,75 \cdot 10^{-4}$  Н·м ( $7,5 \cdot 10^{-4}$  Н·м), крутизна моментной характеристики при малых отклонениях вокруг оси  $ou$  -  $0,025$  Н·м/град ( $0,25$  Н·м/град), погрешность ориентации по вертикали - не более  $5^\circ$  ( $10^\circ$ ).

Результаты сравнения рассмотренных вариантов МГСО и ГСО, а также другие известные положения позволяют сделать выводы, которые являются справедливыми в общем случае.

Масса МГСО не превышает массы гравитационной системы.

Максимальные управляющие моменты МГСО и гравитационной системы имеют один и тот же порядок. Обе эти системы не принадлежат к классу интенсивных систем, к которому, например, относится традиционная трехмаховичная система ориентации (ее управляющий момент превышает момент рассматриваемых систем на три порядка). Поэтому при использовании как гравитационной системы, так и МГСО должны применяться специальные меры по ограничению и последующему наземному контролю действующих на спутник возмущающих моментов.

Ранее отмечалась способность МГСО осуществлять автоматическое размагничивание спутника в полете, что является ее преимуществом перед гравитационной системой. Благодаря этому, могут быть существенно уменьшены затраты на проведение наземного контроля возмущающих моментов, действующих на спутник в полете.

Крутизна моментной характеристики МГСО приблизительно на порядок выше крутизны гравитационной системы. Это означает, что при одних и тех же возмущающих моментах точность МГСО в 10 раз выше точности гравитационной системы. И наоборот, при обеспечении одной и той же точности требования к ограничению возмущающих моментов на спутнике с МГСО могут быть снижены в 10 раз.

Преимущество МГСО состоит в том, что стоимость ее может быть ниже, чем гравитационной системы, поскольку создание последней требует применения дорогостоящих технологических процессов, связанных не только с изготовлением ее уникальных механических устройств, но и с обеспечением, а также наземным контролем очень низкого уровня возмущающих моментов.

Увеличение максимального момента и крутизны моментной характеристики и в МГСО, и в гравитационной системе связано с увеличением их масс. Но в сравнении с гравитационной системой МГСО имеет преимущество.

В рассмотренных выше примерах увеличение перечисленных параметров в 10 раз связано с увеличением массы МГСО на 1 кг, а массы гравитационной системы на 6 кг.

Преимуществом МГСО является также то, что она может использоваться как базовая система при построении системы ориентации малого спутника в орбитальных координатах с высокой точностью.

Действительно, если ради повышения точности масса системы ориентации может быть увеличена на несколько килограмм, то решение задачи можно обеспечить сочетанием МГСО со звездным датчиком, чувствительность которого, а также достаточно большое поле зрения позволяют регистрировать положение, по крайней мере, двух сравнительно удаленных друг от друга звезд. В такой системе ориентации процесс успокоения, приведение и первоначальная ориентация спутника в орбитальной системе будут осуществляться с помощью МГСО. После установления первоначальной ориентации и опознания наблюдаемых звезд управление магнитоприводом может быть переключено на использование прецизионной информации, поступающей от звездного датчика. На время возможных сбоев в работе звездного датчика приближенная ориентация спутника может опять-таки поддерживаться с помощью МГСО.

Известно, что гравитационная система, получившая распространение еще в начале 60-х годов, является пассивной системой ориентации и не требует для своей работы расхода электроэнергии, запасенной на спутнике. МГСО принадлежит к активным системам ориентации и потребляет электроэнергию. Но, в сравнении с другими активными системами, потребляемую МГСО мощность (всего несколько ватт) можно считать малой величиной, особенно если учесть, что в конце 90-х годов наблюдается стремление к обеспечению на малых спутниках достаточно значительного энергоснабжения.

Поэтому можно считать, что в намечающемся соперничестве магнитогироскопической системы с гравитационной системой ориентации на малых спутниках известное преимущество последней вряд ли окажется решающим.



## **Заключение**

Развитие технических средств, используемых в космонавтике, позволяет с большой вероятностью предположить, что уже в ближайшее время магнитогироскопическая система ориентации придет на смену с достоинством продолжающей нести свою многолетнюю службу гравитационной системе ориентации, по крайней мере, на малых спутниках массой порядка 50 кг.

## **ПРИЛОЖЕНИЕ**

### **Приближенная модель геомагнитных вариаций**

Работа МГСО основана на сопоставлении расчетного и измеренного векторов индукции МПЗ. При определении точности работы принципиальным является вопрос соответствия расчетного вектора индукции фактическому вектору индукции МПЗ.

Как уже отмечалось, МПЗ можно рассматривать как сумму главного геомагнитного поля и полей геомагнитных вариаций [13]. Главное геомагнитное поле может быть представлено МЭГП с известной точностью [13]. В научной литературе по геомагнетизму отсутствует описание модели геомагнитных вариаций, которую можно было бы непосредственно применить для решения узкой технической задачи - определение точности МГСО.

Даже при оценке точности работы МГСО корректный учет полей геомагнитных вариаций является необходимым. Тем более, что бытует мнение, будто бы во время интенсивных магнитных бурь стрелка наземного магнитного компаса может отклоняться чуть ли не на  $180^\circ$ .

Действительно, во время суббури в районах авроральных овалов в ионосфере Земли протекают значительные электрические токи, которые могут вызвать существенные вариации горизонтальной составляющей МПЗ (до 1000 нТл и более). Авроральные овалы располагаются на широтах  $68-75^\circ$  на вечерних и утренних сторонах Земли у Северного и Южного полюсов. В магнитоспокойные сутки на этих широтах горизонтальная составляющая МПЗ, на которую реагирует стрелка компаса, сравнительно мала. Так что в этих областях отклонение стрелки компаса во время интенсивных суббурь может достигать значительных величин.

Но таких областей на Земле всего четыре. К тому же они достаточно локализованы. Время прохождения спутником над авроральными овалами незначительно, а расстояние его до ионосферы (высота которой - 100-150 км) существенно превосходит расстояние от ионосферы до Земли, где фиксируются эти значительные по величине вариации. Так что влияние авроральной электро-

струи в ионосфере на показания магнитометра на спутнике оказывается не столь уже значительным.

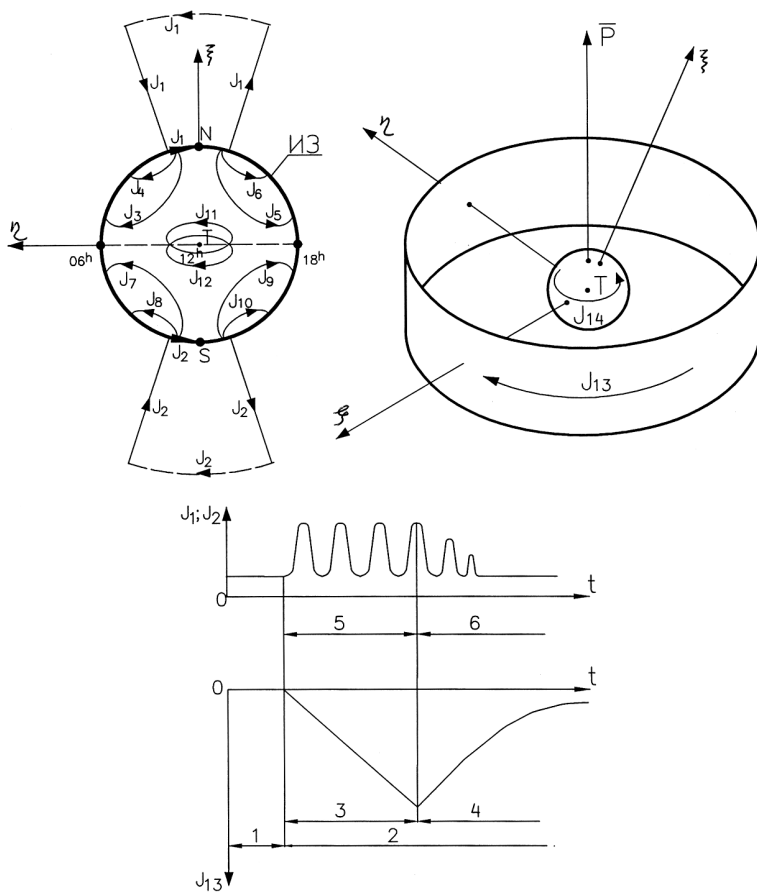
Для оценки влияния геомагнитных вариаций на точность работы МГСО необходимо использовать модель, которая учитывает не только величины и характер изменения вариаций во времени, но и их пространственное распределение.

При оценке точности МГСО использовалась приближенная модель геомагнитных вариаций, составленная на основании сведений, содержащихся в [13, 15-17].

При составлении модели вариации не учитывались те, которые являются незначительными по величине. В модели магнитные поля вариаций создаются детерминированной токовой системой, которая является приближенным аналогом токов, протекающих в ионосфере, магнитосфере и в объеме самой Земли. Параметры токовой системы выбирались такими, чтобы их эффект на поверхности Земли приблизительно соответствовал тем явлениям, которые регистрируются как суточные вариации, полярные суточные вариации в магнитоспокойные сутки, а также в виде магнитной бури и суббури. Токовая система с выбранными таким образом параметрами использовалась для расчетов магнитных полей уже на высоте полета спутника. Кроме того, в магнитовозмущенные сутки учитывались гармонические вариации, являющиеся приближенным аналогом геомагнитных пульсаций типа Pc5, рассматриваемых как эффект от крутильных колебаний магнитных силовых линий МПЗ под действием солнечного ветра.

Токовая система модели вариаций изображена на рис. 2. Она состоит из 14 токов. Эти токи являются приближенными аналогами:

- продольного и педерсеновского токов ( $J_1$ ;  $J_2$ ), протекающих в магнитосфере и ионосфере Земли;
- холловских токов ( $J_3$ ;  $J_5$ ;  $J_7$ ;  $J_9$ ) в ионосфере Земли, порождаемых постоянной составляющей педерсеновского тока;
- холловских токов ( $J_4$ ;  $J_6$ ;  $J_8$ ;  $J_{10}$ ) в ионосфере Земли, порождаемых переменной составляющей педерсеновского тока;
- кольцевых токов ( $J_{11}$ ;  $J_{12}$ ) в ионосфере Земли, вызывающих суточные геомагнитные вариации;
- кольцевого тока ( $J_{13}$ ) западного направления в магнитосфере Земли, возникающего на расстоянии нескольких радиусов Земли во время магнитной бури;



**Рис. 2. Токовая система модели геомагнитных вариаций:**  
 $T$  – центр земли;  $p$  – магнитный момент Земли; ИЗ – ионосфера Земли;  
 $N$  – Северный полюс;  $S$  – Южный полюс; 1 – магнитоспокойные сутки; 2 –  
магнитовозмущенные сутки; 3 – магнитная буря; 4 – спад магнитной  
буря; 5 – суббурия; 6 – спад суббурии

- вихревого тока ( $J_{14}$ ), возникающего в объеме Земли при изменении кольцевого тока  $J_{13}$  во время магнитной бури.

Параметры модели вариаций были выбраны такими, чтобы на поверхности Земли имели место:

- суточные вариации - 200 нТл (на экваторе);
  - полярные суточные вариации - 250 нТл;
  - поле суббури в виде гармонических колебаний с периодом около 1,0 ч и амплитудами 1000 нТл на Северном полюсе, 150 нТл в районе экватора и 250 нТл на Южном полюсе;
  - поле магнитной бури с максимальными значением - 400 нТл (на экваторе).
- Выбранные параметры суббури и магнитной бури приблизительно соответствуют типичным, интенсивным вариациям МПЗ, например, тем, которые имели место 25 - 26 мая 1967 г. [17].
- Полагалось, что амплитуда гармонических вариаций составляет 100 нТл, а период колебаний – 150 - 600 с.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли /Лебедев Д.В., Ткаченко А.И. //Часть 1. Информационное обеспечение. Проблемы управления и информатики. № 6. Киев: Институт кибернетики. 1995.
2. Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли / Лебедев Д.В., Ткаченко А.И. //Часть 2. Ориентация и стабилизация. Проблемы управления и информатики. № 3. Киев: Институт кибернетики. 1996.
3. Магнитная система управления угловым движением микроспутника / Лебедев Д.В., Ткаченко А.И., Штена Ю.Н. // Космічна наука і технологія. Т. 2. №5-6. Киев: 1996.
4. Определение ориентации искусственных спутников по данным измерений / Белецкий В.В. и др.// М.: Изд. института прикладной математики АН СССР. 1967.
5. Контроль ориентации метеорологических спутников /Барышев В.А., Крылов Г.Н. // Л.: Гидрометеиздат. 1968.
6. Определение движения по результатам измерений / Эльясберг П.Е. // М.: Наука. 1976.
7. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях / Беляев М.Ю. // М.: Машиностроение. 1984.
8. M.Shaehar, Techsat-IIa: (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.
9. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / Коваленко А.П. // М.: Машиностроение. 1975.
10. Wiegand Matthias. Autonomous satellite navigation via Kalman filtering of magnetometer data. Acta astronautika. V.38. №4-8. 1996.

11. Система автономной навигации по магнитному полю Земли / Ефименко Н.В., Колотовкин А.В. и др. // Третя Українська конференція з автоматичного керування "Автоматика-96". Т.3. Севастополь: Сев. ГТУ. 1996.
12. Магнитометрическая система определения параметров космического аппарата / Лебедев Д.В., Ткаченко А.И. // Проблемы управления и информатики. №4. Киев: Институт кибернетики. 1997.
13. Введение в геомагнетизм / Паркинсон У. // М.: Мир. 1986.
14. Технические предложения по разработке, изготовлению и выведению на орбиту универсальной малой космической платформы (УМКП). НПП ВНИИЭМ. М.: 1995.
15. Токовые системы магнитосферно-ионосферных возмущений / Ляцкий В.Б. // Л.: Наука. 1978.
16. Полярные сияния и процессы в магнитосфере Земли / Исаев С.И., Пудовкин М.И. // Л.: Наука. 1972.
17. О некоторых особенностях развития гигантских ДП-2 вариаций во время магнитных бурь / Тверская Л.В., Хорошева О.В. // Геомагнетизм и аэронавигация. Т.14. №1. М.: Наука. 1974.