

УДК 629.7

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАСЧЕТНОГО ВЕКТОРА ИНДУКЦИИ ГЕОМАГНИТНОГО ПОЛЯ ПРИ РАБОТЕ МАГНИТОГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ИСЗ ТИПА «МЕТЕОР-М» В АВТОНОМНОМ РЕЖИМЕ

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

*Рассматривается возможность использования на КА «Метеор-М» магнитогироскопической системы (МГС) в случае возникновения нештатной ситуации в работе прецизионной системы ориентации путем реализации принципа функционального резервирования для обеспечения живучести КА. При этом задача МГС сводится, прежде всего, к созданию необходимых условий для работы системы энергоснабжения КА. Для обеспечения необходимого притока электроэнергии от СБ в нештатном режиме работы авторы считают достаточным, чтобы ось тангажа КА была приблизительно направлена по бинормали к орбите. При этом МГС обеспечивает ориентацию КА в орбитальной системе координат с необходимой для этого точностью.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, магнитогироскопическая система, функциональное резервирование.

Магнитогироскопическая система (МГС) может использоваться на ИСЗ «Метеор-М» в случае возникновения нештатной ситуации в работе прецизионной системы ориентации для обеспечения живучести ИСЗ путем реализации принципа функционального резервирования [1]. При этом задача МГС сводится, прежде всего, к созданию необходимых условий для работы системы энергоснабжения спутника.

Для принятой на ИСЗ «Метеор-М» солнечно-синхронной орбиты угол между направлением на Солнце и бинормалью существенно меньше  $90^\circ$ , а оси вращения приводов двух солнечных батарей (СБ) параллельны оси крена аппарата [2]. Поэтому для обеспечения необходимого притока электроэнергии от СБ в нештатном режиме работы ИСЗ достаточно, чтобы его ось тангажа была приблизительно направлена по бинормали к орбите. МГС обеспечивает ориентацию ИСЗ в орбитальной системе координат с необходимой для этого точностью [3].

Работа МГС основана на использовании информации о фактическом векторе и, так называемом, расчетном векторе индукции геомагнитного поля. Фактический вектор индукции измеряется на борту ИСЗ с помощью магнитометра. Расчетный вектор вычисляется в БЦВМ МГС по Международному эталону геомагнитного поля (МЭГП) [4]. Необходимые для этого координаты ИСЗ в географической системе координат рассчитываются по информации, поступающей от бортовой аппаратуры спутниковой навигации.

В случае если по каким-либо причинам навигационная информация на входе БЦВМ МГС будет

отсутствовать, то МГС тоже обеспечит необходимую ориентацию оси тангажа на бинормаль [3]. Однако при этом сам спутник уже не будет ориентирован на Землю: одна из его осей, находящаяся в плоскости тангажа, будет стремиться совпадать с проекцией вектора индукции магнитного поля Земли на эту плоскость. При такой ориентации спутник будет вращаться вокруг оси тангажа относительно Земли приблизительно с орбитальной скоростью. Это менее благоприятный режим для съема электроэнергии особенно в случае, если приводы СБ не включены.

Если рассматриваемая ситуация оказывается достаточно длительной, то БЦВМ МГС может быть переведена в режим автономного определения навигационных параметров по сигналам магнитометра, что обеспечит возможность вычисления расчетного вектора индукции и последующего перехода на ориентацию ИСЗ на Землю.

Для этого могут использоваться известные методы, изложенные, например, в [5 – 7]. Необходимо отметить, что процедура определения навигационных параметров по геомагнитному полю занимает значительное время, поскольку она основана на анализе изменения модуля вектора индукции в течение хотя бы одного периода суточного обращения Земли относительно плоскости орбиты (около 24 часов). Кроме того, точность определения навигационных параметров по магнитному полю Земли несравнимо ниже точности известных неавтономных средств.

Однако для рассматриваемой здесь задачи высокая точность определения положения ИСЗ относительно Земли не обязательна.

При работе МГС управление угловым положением ИСЗ осуществляется по векторному произведению фактического вектора на расчетный вектор индукции магнитного поля Земли (МПЗ) [8]. Если эти векторы мало отличаются друг от друга, то погрешность ориентации ИСЗ будет зависеть от угла между этими векторами. Простейшие оценки показывают, что в случае если погрешность знания местоположения спутника будет достигать, например 100 км, то величина указанного угла не превысит  $3^\circ$ .

Специфика работы МГС на ИСЗ «Метеор-М», обусловленная использованием в ней входящих в состав штатной системы ориентации сравнительно грубого магнитометра, магнитопривода в релейном исполнении и двигателя-маховика с недостаточно большой величиной максимального кинетического момента для гиросtabilизации аппарата, приводит к тому, что даже при использовании информации от аппаратуры спутниковой навигации максимальная погрешность ориентации ИСЗ в отдельные моменты времени может составлять величину порядка  $5 - 6^\circ$  [3].

Можно считать, что при длительных сбоях в работе аппаратуры спутниковой навигации дополнительное увеличение погрешности ориентации ИСЗ еще на несколько градусов является вполне допустимым.

Упомянутые выше известные методы решения задачи навигации по МПЗ позволяют минимизировать погрешность, но являются достаточно громоздкими и требуют использования прецизионного магнитометра.

Рассматриваемая методика не претендует на оптимизацию вычисления навигационных параметров. Она предназначена для решения частной технической задачи приближенного определения расчетного вектора индукции при работе МГС ИСЗ «Метеор-М» с использованием сигналов штатного магнитометра системы магнитного успокоения и разгрузки двигателей-маховиков.

В соответствии с предлагаемой методикой проводится своеобразный гармонический анализ изменения во времени квадрата модуля измеренного вектора индукции путем решения двух систем дифференциальных уравнений, описывающих поведение параллельно соединенных интегрирующего звена и нескольких динамических звеньев второго порядка. Используя полученные результаты, вычисляются параметры, характеризующие процесс изменения во времени квадрата модуля вектора индукции, так называемой упрощенной модели МПЗ, и дается оценка только трех навигационных параметров. Остальные три параметра орбиты ИСЗ «Метеор-М» принимаются равными их априорным значениям. Далее вычисляется положение спутника в географической системе координат, что позволяет

определить искомый расчетный вектор индукции по МЭГП.

**Рассмотрим результаты анализа** характера изменения во времени квадрата модуля вектора индукции упрощенной модели МПЗ.

Представим главное геомагнитное поле с точностью только до первых двух наиболее существенных гармоник разложения геомагнитного потенциала. С учетом известных соотношений [9] вектор индукции  $\vec{B}$  в проекциях на оси орбитальной системы координат  $otws$  можно записать в виде:

$$B_t = t_{11} \sin U + t_{12} \cos U + t_{12} \sin 2U + t_{22} \cos 2U;$$

$$B_w = W_0 + W_{11} \sin U + W_{12} \cos U;$$

$$B_s = S_0 + S_{11} \sin U + S_{12} \cos U + S_{21} \sin 2U + S_{22} \cos 2U.$$

Дипольные составляющие  $\vec{B}$  определяются следующими выражениями:

$$t_{11} = (R/r)^3 (I_1^1 \cos \lambda_0 + i_1^1 \sin \lambda_0);$$

$$t_{12} = (R/r)^3 [-I_1^0 \sin i + (I_1^1 \sin \lambda_0 - i_1^1 \cos \lambda_0) \cos i];$$

$$W_0 = -(R/r)^3 [(I_1^0 \cos i + (I_1^1 \sin \lambda_0 - i_1^1 \cos \lambda_0) \sin i)];$$

$$S_{11} = -2t_{12}; \quad S_{12} = 2t_{11}.$$

Квадрупольные составляющие имеют вид:

$$t_{21} = -1,5(R/r)^4 [I_2^0 \sin^2 i - \Delta_2^1 (I_2^1 \sin \lambda_0 - i_2^1 \cos \lambda_0) \cos 2i - 4\Delta_2^2 (I_2^2 \cos 2\lambda_0 + i_2^2 \sin 2\lambda_0) (1 - 0,5 \sin^2 i)];$$

$$t_{22} = 3(R/r)^4 [-\Delta_2^1 (I_2^1 \cos \lambda_0 + i_2^1 \sin \lambda_0) \sin i + 2\Delta_2^2 (I_2^2 \sin 2\lambda_0 - i_2^2 \cos 2\lambda_0) \cos i];$$

$$W_{11} = 1,5(R/r)^4 [-I_2^0 \sin 2i + 2\Delta_2^1 (I_2^1 \sin \lambda_0 - i_2^1 \cos \lambda_0) \cos 2i - 2\Delta_2^2 (I_2^2 \cos 2\lambda_0 + i_2^2 \sin 2\lambda_0) \sin 2i];$$

$$W_{12} = -3(R/r)^4 [\Delta_2^1 (I_2^1 \cos \lambda_0 + i_2^1 \sin \lambda_0) \cos i + 2\Delta_2^2 (I_2^2 \sin 2\lambda_0 - i_2^2 \cos 2\lambda_0) \sin i];$$

$$S_0 = 1,5(R/r)^4 [I_2^0 (1,5 \sin^2 i - 1) - 1,5\Delta_2^1 (I_2^1 \sin \lambda_0 - i_2^1 \cos \lambda_0) \sin 2i + 3\Delta_2^2 (I_2^2 \cos 2\lambda_0 + i_2^2 \sin 2\lambda_0) \sin^2 i];$$

$$S_{21} = -1,5t_{22}; \quad S_{22} = 1,5t_{21}.$$

Здесь введены следующие обозначения:  $I_n^m, i_n^m, \Delta_n^m$  ( $n=1,2; m=0,1,2$ ) – коэффициенты МЭГП;  $r$  – модуль радиуса-вектора центра масс ИСЗ на орбите;  $R$  – радиус Земли;  $i$  – наклонение плоскости орбиты;  $\lambda_0$  – угол, характеризующий в плоскости экватора Земли положение восходящего узла орбиты относительно гринвичского меридиана;  $U$  – аргумент широты положения ИСЗ на орбите.

В общем случае, переменные  $r$  и  $U$  являются функциями аргумента перигея  $w_n$  и эксцентриситета  $e$  орбиты. Для орбиты с малым эксцентриситетом  $r$  и  $U$  могут быть представлены рядами по степеням  $e$  [10]. Для круговой орбиты:  $r = \text{const}$ ;  $U = v_0 t$ , где  $v_0$  – угловая скорость орбитального движения ИСЗ;  $t$  – время, отсчитываемое от момента прохождения ИСЗ, входящего узла орбиты. Кроме того, для простоты полагается, что  $\lambda_0 = \lambda_{0,0} - \dot{\lambda}_0 t$ , где  $\dot{\lambda}_0 = w_3 + w_{\text{пр}}$ ;  $w_3$  – угловая скорость суточного вращения Земли;  $w_{\text{пр}}$  – скорость прецессии орбиты, определяемая с точностью до второго члена разложения потенциала земного притяжения [10];  $\lambda_{0,0}$  – начальное положение восходящего узла орбиты относительно гринвичского меридиана.

Квадрат модуля вектора индукции  $\bar{B}$  упрощенной модели МПЗ, равный  $B_t^2 + B_w^2 + B_s^2$ , представим в виде:

$$B^2 = \sum_{k=0}^n b_k \sin(kU + \varphi_k), \varphi_0 = \pi/2; \quad (1)$$

$$b_k \cos \varphi_k = \sum_{i=0}^4 \alpha_{i,k} \sin(i\lambda_0 + \xi_{i,k}), \xi_{0,k} = \pi/2; \quad (2)$$

$$b_k \sin \varphi_k = \sum_{i=0}^4 \beta_{i,k} \sin(i\lambda_0 + \zeta_{i,k}), \zeta_{0,k} = \pi/2.$$

Здесь величины  $\alpha_{i,k}$  и  $\beta_{i,k}$  являются функциями двух навигационных параметров  $r, i$  и коэффициентов МЭГП.

Для орбиты ИСЗ «Метеор-М» значение  $B^2$  определяется главным образом переменными во времени величинами  $b_0, b_1$  и  $b_2$ .

Среди них  $b_0$  является наибольшей величиной. Она зависит в основном от составляющей  $\beta_{0,0}$ , которая на протяжении длительного времени, определяемого, прежде всего, вековыми изменениями ди-

польной и квадрупольной составляющих главного геомагнитного поля и, в меньшей мере, потерей высоты полета ИСЗ, остается практически постоянной величиной. Значение  $\beta_{0,0}$  зависит главным образом от величин квадратов коэффициентов дипольной части МПЗ – преобладающей части геомагнитного поля. Остальные составляющие  $b_0$  не превышают 3% от  $\beta_{0,0}$ . Переменная  $b_0$  может использоваться для оценки искомой величины радиуса вектора  $r$  орбиты.

В разложении (1) второй по величине является переменная  $b_2$ . В ней  $\beta_{0,2}$  определяется, в основном, квадратами ( $\alpha_{0,2} = 0$ ), а  $\alpha_{1,2}$  и  $\beta_{1,2}$  – произведениями коэффициентов дипольной части МПЗ. Для орбиты ИСЗ «Метеор-М»  $\beta_{0,2}$ ,  $\alpha_{1,2}$  и  $\beta_{1,2}$  составляют приблизительно 56, 22 и 3% от  $\beta_{0,0}$ . Остальные  $\alpha_{i,2}$  и  $\beta_{i,2}$  не превышают 1%. Переменная  $b_2 \sin(2U + \varphi_2)$  наиболее заметно характеризует удвоенную величину аргумента широты  $U$ . Это позволяет использовать ее для оценки искомой величины аргумента широты. Однако с ее помощью не удастся отличить, в какой из двух найденных симметричных относительно центра Земли точек орбиты находится ИСЗ в данный момент времени.

Величина  $b_1$  определяется произведениями дипольных и квадрупольных коэффициентов МЭГП. Ее составляющие  $\beta_{1,1}$ ,  $\alpha_{0,1}$  и  $\alpha_{1,1}$  приблизительно равны 30, 16 и 8% от  $\beta_{0,0}$ , а остальные  $\alpha_{i,1}$  и  $\beta_{i,1}$  – менее 1%. С помощью переменной  $b_1 \sin(U + \varphi_1)$  можно оценить аргумент широты  $U$ , но с меньшей достоверностью, чем по переменной  $b_2$ . Поэтому переменную  $b_1$  целесообразно использовать для исключения отмеченной неоднозначности определения  $U$  по  $b_2$ .

Медленный характер изменения величины  $b_1$  во времени, зависящий главным образом от существенной составляющей  $\beta_{1,1}$ , позволяет использовать ее и для оценки искомой величины углового положения  $\lambda_0$  восходящего узла орбиты относительно гринвичского меридиана. Для этого нужно воспользоваться еще одной переменной величиной, равной квадрату  $b_1$ :

$$b_1^2 = \sum_{j=0}^6 \rho_j \sin(j\lambda_0 + \sigma_j), \quad \sigma_0 = \pi/2. \quad (3)$$

В переменной  $b_1^2$  определяющими величинами являются  $\rho_0$ ,  $\rho_1$  и  $\rho_2$ . Значение  $\rho_1$  приблизительно равно  $0,35\rho_0$  ( $\rho_2 < \rho_0$ ), так что в разложении (3) гармоника  $\rho_1 \sin(\lambda_0 + \sigma_1)$  является существенной составляющей  $b_1^2$ , и может быть использована для оценки текущего значения  $\lambda_0$ .

В предлагаемой методике оценка остальных трех навигационных параметров не осуществляется.

Дело в том, что ИСЗ «Метеор-М» выводится практически на круговую близкую к полярной орбиту, для которой координаты вектора Лапласа  $e \sin \omega_n$  и  $e \cos \omega_n$  не превышают величин порядка 0,001, а отличие фактического угла наклона  $i$  орбиты от номинального может составлять всего несколько угловых минут. Малые параметры Лапласа наиболее существенно проявляются в величинах  $\alpha_{1,1}$  и  $\beta_{1,1}$  разложения (2), но в очень незначительной степени. Изменения  $e \sin \omega_n$  и  $e \cos \omega_n$  в диапазоне 0 – 0,001 приводит к приращению  $\alpha_{1,1}$  и  $\beta_{1,1}$  всего на 0,8% от  $\beta_{0,0}$  – наибольшей составляющей разложения  $B^2$  в ряд (1). Малые вариации угла  $i$  относительно номинального значения, равного  $98^\circ$ , не приводит к заметному изменению существенных составляющих  $B^2$ , поскольку они являются функциями  $\sin i$  и  $\cos 2i$ .

Нужно напомнить, что в МГС «Метеор-М» в качестве датчика индукции МПЗ используется сравнительно грубый магнитометр штатной системы магнитного успокоения и разгрузки двигателей-маховиков. Он не позволяет достоверно фиксировать малые изменения вектора индукции, в частности, вызванные отличием фактических величин угла наклона плоскости орбиты и вектора Лапласа от их номинальных значений в пределах допуска.

С учетом сказанного, принимая во внимание, что с течением времени эксцентриситет орбиты не увеличивается, а наклонение орбиты практически не меняется, в рассматриваемой методике определения расчетного вектора индукции МПЗ полагается, что орбита ИСЗ «Метеор-М» является круговой, а наклонение плоскости орбиты равно его априорному значению. Таким образом, при работе МГС в автономном режиме определяются только три из шести навигационных параметров:  $r$ ,  $\lambda_0$  и  $U$ .

**Оценка навигационных параметров** основана на предположении, что квадрат модуля измеренного с помощью магнитометра вектора индукции МПЗ может быть представлен бесконечным рядом в виде, аналогичном вышеприведенным выражениям (1) и

(2) для квадрата модуля упрощенной модели главного геомагнитного поля. Задача состоит в определении на борту ИСЗ необходимых характеристик этого ряда для последующего вычисления искомым оценок навигационных параметров орбиты:

1. Гармонический анализ характера изменения во времени квадрата модуля измеренного вектора индукции  $W^2 = W_X^2 + W_Y^2 + W_Z^2$  осуществляется путем решения на БЦВМ МГС системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{X}_{i,1} &= 0,5iSX_{i,2} + K_{i,1}F_1; \\ \dot{X}_{i,2} &= -0,5iSX_{i,1} + K_{i,2}F_1; \\ \dot{S} &= K_1(\beta - \rho); \\ \dot{\rho} &= K_2(\beta - \rho) + S, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $i=0,1\dots n$ ;  $n \geq 4$ ;  $X_{0,2} = K_{0,2} = 0$ ;  $F_1 = W^2 - \sum_{i=1}^n X_{i,1}$ ;  $\sin \beta = X_{2,1} / X_2$ ;  $\cos \beta = X_{2,2} / X_2$ ;  $X_2 = (X_{2,1}^2 + X_{2,2}^2)^{0,5}$ ;  $W_X, W_Y, W_Z$  – измеренные магнитометром проекции вектора индукции на оси строительной системы координат  $oxyz$  спутника;  $K_1, K_2, K_{i,1}, K_{i,2}$  – постоянные коэффициенты.

Система (4) описывает поведение параллельно соединенных интегрирующего звена ( $i=0$ ) и  $n$  колебательных звеньев под действием входного сигнала  $W^2$ . С помощью динамического звена, характеризующегося переменными  $S$  и  $\rho$ , осуществляется автоматическая подстройка второго колебательного звена ( $i=2$ ) на величину удвоенной угловой скорости  $v_0$  орбитального вращения ИСЗ.

В общем случае решение системы (4) проводится при следующих начальных условиях: переменная  $S$  равна удвоенной величине априорного значения  $v_0$ ; переменная  $X_{0,1}$  равна (вычисленной по априорным значениям радиуса – вектора орбиты  $r$  и угла наклона  $i$ ) величине постоянной составляющей  $\beta_{0,0}$  в разложении (2) упрощенной модели МПЗ; остальные переменные равны нулю.

В процессе решения системы (4) изменение переменной  $S$  должно быть ограничено интервалом, длина которого составляет  $\pm 10 - 20\%$  от априорного значения  $2v_0$ .

Для последующего определения навигационных параметров используются только результаты расчета переменных  $X_{1,1}$ ,  $X_{1,2}$ ,  $S$  и  $\rho$ .

В рассматриваемой самонастраивающейся следящей системе окончание переходных про-

цессов характеризуется существенным влиянием отклонений переменных  $X_{2,1}$  и  $X_{2,2}$  от их установившихся изменений на переменные  $S$  и  $\rho$ . Минимизация этого влияния, носящего гармонический характер на частоте  $2\nu_0$ , может быть осуществлена путем рационального выбора параметров системы.

Можно рекомендовать следующий способ выбора постоянных коэффициентов системы (4).

Коэффициенты  $K_{i,1}$  и  $K_{i,2}$  выбираются из отдельного рассмотрения поведения только интегрирующегося и  $n$  колебательных звеньев, полагая, что собственная частота  $S$  второго колебательного звена известна и равна удвоенной величине априорного значения  $\nu_0$ , а анализируемый сигнал  $W^2$  определяется только главным геомагнитным полем в соответствии с МЭГП. В этом случае задача сводится к выбору параметров линейной системы, коэффициенты которой позволяют обеспечить любое наперед заданное распределение корней характеристического многочлена. Для уменьшения объема вычислений в БЦВМ МГС желательно, чтобы порядок  $n$  системы уравнений (4) не был чрезмерно большим. При этом, однако, должна сохраняться возможность минимизации погрешностей вычисления переменных  $X_{1,1}$ ,  $X_{1,2}$ ,  $X_{2,1}$  и  $X_{2,2}$ , которые возникают при ограничении порядка системы конечной величиной, т.е. при отказе от определения высших гармоник, содержащихся во входном сигнале  $W^2$ . Выбор оптимального распределения корней многочлена должен обеспечить не только желаемую точность, но и приемлемое время окончания переходных процессов.

Оставшиеся коэффициенты  $K_1$  и  $K_2$  необходимо подобрать так, чтобы уменьшить отмеченное выше влияние отклонений  $X_{2,1}$  и  $X_{2,2}$  на переменные  $S$  и  $\rho$ . Это можно обеспечить, если собственная частота динамического звена автоматической подстройки переменной  $S$  будет существенно (хотя бы на треть декады) меньше минимального корня рассмотренной линейной системы. При этом, к сожалению, процесс выхода на установившийся режим исходной нелинейной системы (4) будет затянутым. Он может составлять по времени величину порядка нескольких периодов обращения спутника по орбите.

Выбранные значения параметров являются предварительными. Они позволяют осуществить дальнейшее исследование характеристик системы (4) теперь уже с учетом неизбежного присутствия в

сигнале  $W^2$  составляющих, обусловленных вариациями МПЗ, собственными магнитными полями спутника и инструментальными погрешностями магнитометра. С помощью этих исследований можно осуществить окончательный подбор коэффициентов системы.

2. Процедура определения навигационных параметров предполагает еще проведение на борту ИСЗ гармонического анализа сравнительно медленного изменения во времени квадрата амплитуды гармонической составляющей сигнала  $W^2$  на орбитальной частоте. Оценкой его является величина, равная сумме квадратов переменных  $X_{1,1}$  и  $X_{1,2}$ , получаемых в процессе решения системы (4). Это достигается путем решения теперь уже линейной системы дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{Y}_{j,1} &= j\dot{\lambda}_0 Y_{j,2} + L_{j,1} F_2, \\ \dot{Y}_{j,2} &= -j\dot{\lambda}_0 Y_{j,1} + L_{j,2} F_2. \end{aligned} \quad (5)$$

где  $j = 0, 1, \dots, m$ ,  $m \geq 6$ ,  $Y_{0,2} = I_{0,2} = 0$ ,  $F_2 = X_{1,1}^2 + X_{1,2}^2 - \sum_{j=1}^m Y_{j,1}$ ;

$\dot{\lambda}_0$  – сумма угловой скорости суточного вращения Земли и априорной скорости прецессии орбиты;  $L_{j,1}$  и  $L_{j,2}$  – постоянные коэффициенты.

В общем случае решение системы осуществляется с нулевых начальных условий всех переменных, кроме  $Y_{0,1}$ , величина которой принимается равной постоянной составляющей  $\rho_0$  разложения (3) для упрощенной модели МПЗ при значениях  $r$  и  $i$ , равных своим априорным оценкам.

Для определения навигационных параметров используются только результаты расчета переменных  $Y_{1,1}$  и  $Y_{1,2}$ .

Выбор порядка  $m$  системы уравнений (5) и оптимальных значений коэффициентов осуществляется по методике, аналогичной той, которая была рекомендована для системы (4).

Время окончания переходных процессов в рассматриваемой системе может составлять величину около 1,5 периода обращения Земли относительно плоскости орбиты, т.е. примерно 36 часов.

По истечению этого времени БЦВМ может приступить к расчету искомым навигационных параметров  $r$ ,  $\lambda_0$  и  $U$ .

Для существенного сокращения времени начала расчета на БЦВМ навигационных параметров необходимо, чтобы решение дифференциальных уравнений осуществлялось с начальных условий, соответствующих заранее вычисленным оценкам значений переменных систем (4) и (5) на момент начала

работы МГС в автономном режиме. Возможные случаи, когда решение такой задачи может иметь практическое применение, в настоящей статье не рассматриваются.

3. Величина, равная половине определенного при решении системы (4) значения переменной  $S$ , рассматривается как оценка  $v_0^*$  орбитальной угловой скорости  $v_0$  движения ИСЗ на орбите. С помощью  $v_0^*$  вычисляется искомая оценка  $r^*$  модуля радиуса-вектора центра масс спутника по известной [10] формуле для круговой орбиты.

Упомянутая ранее возможность оценки величины  $r$  по постоянной составляющей  $\beta_{0,0}$  разложения (2) требует проведения дополнительного анализа изменения переменной  $b_0$  разложения (1) с помощью решения еще одной системы дифференциальных уравнений типа (5). Ради экономии объема расчетов на БЦВМ МГС ИСЗ «Метеор-М» такой способ оценки радиуса-вектора не используется.

4. По найденной величине  $r^*$ , априорному значению угла наклона плоскости орбиты и заранее вычисленным с учетом вековых изменений дипольных и квадрупольных коэффициентов МЭГП осуществляется расчет всех тридцати значений  $\alpha_{i,k}$  и  $\beta_{i,k}$  разложения (2) для  $k = 1$  и  $2$ , а также величина  $\sigma_1$  разложения (3).

Поскольку, как уже отмечалось выше, скорости изменения радиуса – орбиты и коэффициентов МЭГП весьма незначительны, то расчет этих величин в БЦВМ может осуществляться один раз в несколько месяцев.

5. Медленно изменяющиеся величины  $Y_{1,1}$  и  $Y_{1,2}$ , определяемые при решении системы (5), используются для оценки текущего значения угла  $\lambda_0^*$  – положения восходящего узла орбиты относительно гринвичского меридиана.

Расчет  $\lambda_0^*$  осуществляется по вычисляемым значениям  $\sin \lambda_0^* = \sin(\chi - \sigma_1)$  и  $\cos \lambda_0^* = \cos(\chi - \sigma_1)$ , где  $\sin \chi = Y_{1,1} / Y_1$ ;  $\cos \chi = Y_{1,2} / Y_1$ , а  $Y_1 = (Y_{1,1}^2 + Y_{1,2}^2)^{0,5}$ .

6. Для оценки аргумента широты  $U$  предварительно определяются величины  $\varphi_1$  и  $\varphi_2$  в разложении (1) упрощенной модели МПЗ по формулам (2) с помощью ранее найденных значений  $\alpha_{i,k}$ ,  $\beta_{i,k}$  и теперь уже известной оценке  $\lambda_0^*$  текущего значения  $\lambda_0$ .

Оценка аргумента широты проводится в два этапа.

Ориентировочное значение  $U^{**}$  аргумента широты определяется по вычисляемым значениям  $\sin U^{**} = \sin(\mu - \varphi_1)$  и  $\cos U^{**} = \cos(\mu - \varphi_1)$ , где

$\sin \mu = X_{1,1} / X_1$ ;  $\cos \mu = X_{1,2} / X_1$ ;  $X_1 = (X_{1,1}^2 - X_{1,2}^2)^{0,5}$ ;  $X_{1,1}$  и  $X_{1,2}$  – величины, найденные при решении системы (4).

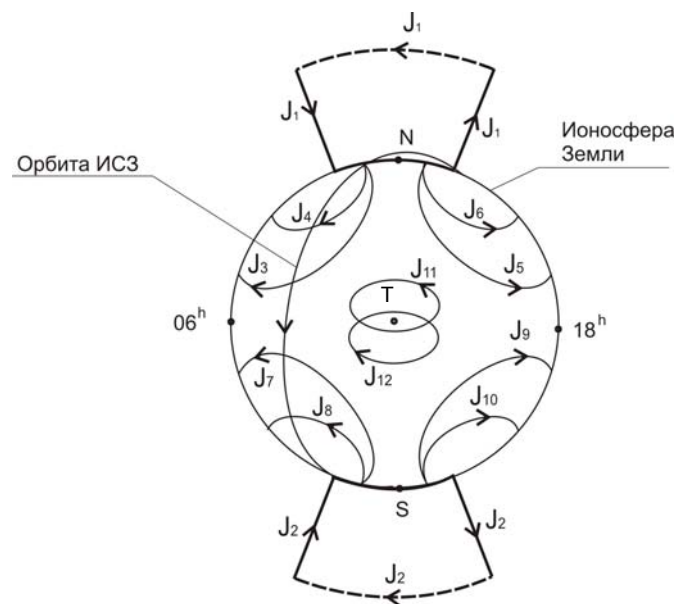
Окончательная оценка  $U^*$  аргумента широты проводится с помощью переменной  $\rho$  динамического звена, осуществляющего подстройку второго колебательного звена системы (4) на удвоенное значение угловой скорости орбитального движения спутника. Расчет  $U^*$  проводится по вычисляемым значениям  $\sin U^* = \sin(\rho/2 - \varphi_2)$  и  $\cos U^* = \sin(\rho/2 - \varphi_2)$ . Ориентировочное значение  $U^{**}$  используется для устранения ранее отмеченной неоднозначности оценки положения ИСЗ на орбите с помощью второго колебательного звена (4).

**Расчетный вектор индукции МПЗ** определяется традиционным путем [9]. По найденным оценкам навигационных параметров вычисляется положение ИСЗ в географической системе координат. С помощью коэффициентов МЭГП по известным формулам, основанным на разложении геомагнитного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям, вычисляется вектор индукции в проекциях на оси географической системы. Далее осуществляется пересчет его проекций на оси орбитальной системы координат.

В заключение необходимо отметить следующее.

1. В МЭГП содержится информация, позволяющая определить расчетный вектор индукции с учетом десяти гармоник разложения геомагнитного потенциала. Для уменьшения объема расчетов в БЦВМ МГС желательно количество учитываемых гармоник ограничить разумной величиной.

Как уже отмечалось, погрешность ориентации



Положение орбиты относительно токовой модели геомагнитных вариаций

ИСЗ с помощью МГС зависит от величины угла между фактическим и расчетным векторами индукции. Для обеспечения приемлемой точности количество учитываемых гармоник должно быть не менее шести. В этом случае даже при отсутствии погрешности знания навигационных параметров угол между расчетным вектором и вектором индукции главного геомагнитного поля, вычисленным с учетом всех десяти гармоник МЭГП, не превысит  $0,9^\circ$ . При оценке этой величины полагалось, что используемые в БЦВМ МГС коэффициенты МЭГП первых шести гармоник представляют дипольную часть МПЗ с точностью 0,1%, недипольную часть – 2% [4], а учет вековых изменений этих коэффициентов в БЦВМ осуществляется раз в полгода.

2. При оценке точности определения расчетного вектора индукции необходимо учитывать не только погрешности знания главного геомагнитного поля, но и вариации МПЗ.

ИСЗ «Метеор-М» выводится на солнечно-синхронную орбиту [2], угол наклона которой равен  $98^\circ$ . Восходящий узел орбиты находится в тени Земли.

Положение орбиты относительно принятой в [11] токовой системы модели геомагнитных вариаций изображено на рисунке, из которого видно, что в районе Северного полушария спутник проходит в непосредственной близости к участку продольного тока  $I_1$ , находящемуся в магнитосфере Земли на ее вечерней стороне. Именно в этой части орбиты происходит наибольшее влияние токовой системы вариаций МПЗ на процесс определения расчетного вектора индукции. Например при типичных интенсивных вариациях [11] в магнитовозмущенные сутки указанная в предыдущем пункте величина угла может увеличиться в конце активной фазы магнитной бури с  $0,9$  до  $1,5^\circ$ .

3. БЦВМ МГС должна осуществлять расчет двух систем дифференциальных уравнений в реальном времени.

В МГС ИСЗ «Метеор-М» для минимизации влияния работы ее магнитопривода на показания магнитометра используется импульсное управление, при котором измерение индукции МПЗ происходит в паузах работы электромагнитов с периодичностью 6 с [3]. С такой же частотой будет происходить изменение информации в сигнале  $W^2$ , гармонический анализ которого осуществляется в процессе решения дифференциальных уравнений. С такой же периодичностью требуется определение навигационных параметров и расчетного вектора индукции МПЗ при определении

необходимого магнитного момента электромагнитов для создания желаемого воздействия на ИСЗ в очередном импульсе управления.

Можно считать, что при столь редко требуемом обновлении информации весь процесс автономного определения расчетного вектора индукции МПЗ по предлагаемой методике не окажет существенное влияние на временную загрузку БЦВМ МГС ИСЗ «Метеор-М» при его работе в штатном режиме.

### Литература

1. Мирошник О.М. Проблемы обеспечения живучести систем современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / О.М. Мирошник // Труды ВНИИЭМ. – М., 1999. – Т.99.
2. Горбунов А.В. Малые космические аппараты – новые средства дистанционного зондирования Земли из космоса / А.В. Горбунов // Труды НПП ВНИИЭМ. – М., 2001. – Т. 100.
3. 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 НПП ВНИИЭМ. – М., 2006. – Т. 102.
4. Паркинсон У. Введение в геомагнетизм / У.Паркинсон. – М.: Мир, 1986.
5. Wiegand Matthias. Autonomous satellite navigation via Kalman filtering of magnetometer data / Matthias Wiegand // Acta astronautica. – 1996. – V.38. – № 4–8.
6. Ефименко Н.В. Система автономной навигации по магнитному полю Земли / Н.В. Ефименко [и др.] // Третья Українська конференція з автоматичного керування «Автоматика-96». – Севастополь: Сев. ГТУ, 1996. – Т. 3.
7. Лебедев Д.В. Магнитометрическая система определения параметров космического аппарата / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко // Проблемы управления и информатики. Институт кибернетики. – Киев, 1997. – № 4.
8. Горбунов А.В. Алгоритм работы магнитогироскопической системы ориентации ИСЗ типа «Метеор-М» / А.В. Горбунов, Б.В. Карбасников, А.В. Козаков // Труды НПП ВНИИЭМ. – М., 2008. – Т.106.
9. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / А.П. Коваленко. – М.: Машиностроение, 1975.
10. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П.Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1965.
11. Козаков А.В. Магнитогироскопическая система – достойный соперник гравитационной системы ориентации на малых спутниках / А.В. Козаков // Труды НПП ВНИИЭМ. – М., 2001. – Т. 100.

*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.*

*Марина Николаевна Сергеева, канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник, т. 625–02–20.*

*E-mail: vniiem@orc.ru.*