

## УПРАВЛЕНИЕ КИНЕТИЧЕСКИМ МОМЕНТОМ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ГИРОСИЛОВЫМИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ

А.В. Богачев

ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев

### Введение

Рассматриваются вопросы использования магнитного момента, гравитационного момента и момента сил светового давления на поверхность КА для осуществления управления кинетическим моментом автоматических КА с гиросиловыми исполнительными органами без расхода рабочего тела. Приводятся результаты работ в данной области, выполненных на РКК «Энергия» в последние годы.

### Управление накопленным кинетическим моментом КА с использованием момента сил светового давления.

В данном разделе рассматриваются новые методы управления, разработанные для КА серии «Ямал», находящихся на геостационарной орбите.

Для геостационарных спутников связи (ГСС) «Ямал-100» основными возмущающими моментами, действующими на КА, являются момент сил солнечного давления на поверхность КА (основной вклад вносит момент сил солнечного давления на поверхность солнечных батарей) и магнитный момент, возникающий вследствие взаимодействия собственного магнитного момента солнечных батарей (СБ) КА с магнитным полем Земли.

КА «Ямал-100» снабжен двумя поворотными солнечными батареями, общая ось которых параллельна вектору орбитальной угловой скорости  $\vec{\omega}_0$ . Схематичное изображение КА и используемых систем координат приведено на рис.1.

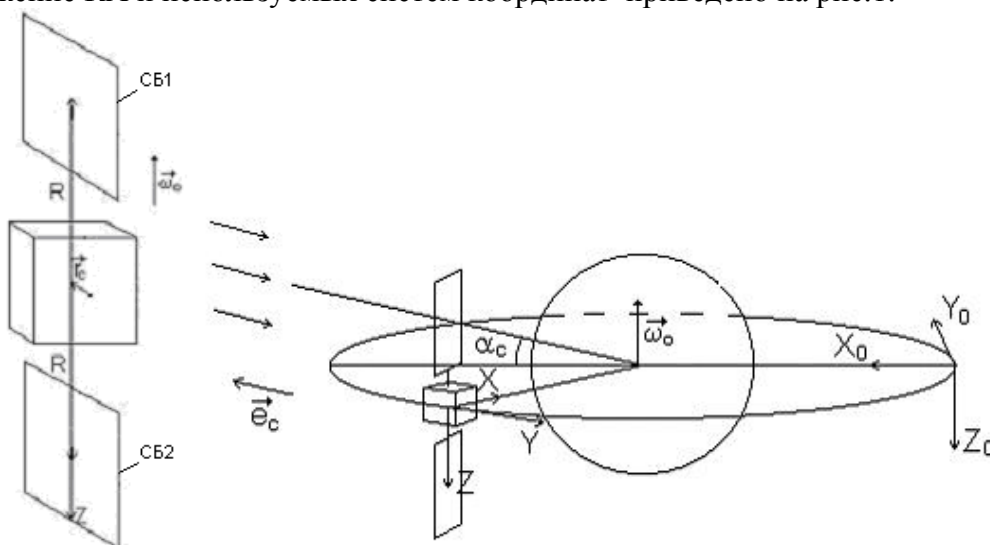


Рис. 1. КА «Ямал-100» и используемые системы координат.

На данном рисунке  $\vec{r}_C$  - радиус вектор из центра масс КА к центру солнечного давления,  $R$  – расстояние между центром солнечного давления и центрами симметрии батарей,  $Z$  – ось связанной системы координат,  $\vec{e}_C$  - единичный вектор направления на Солнце,  $\alpha_C$  - угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты. Уравнения для момента сил солнечного давления и магнитного момента удобно записывать в инерциальной системе координат  $OX_0Y_0Z_0$ , совпадающей со связанной системой координат КА  $OXYZ$  в орбитальную полночь.

В указанной системе координат уравнения для проекций момента сил солнечного давления на плоскость орбиты, проинтегрированных по всей поверхности солнечных батарей, без учёта небольших периодических составляющих, возникающих из-за несовпадения центра масс с центром давления, имеют вид:

$$M_{sx} = P_c S \varepsilon_0 \cos^2 \alpha_C R (-\sin \alpha_1 \cos^2 \alpha_1 + \sin \alpha_2 \cos^2 \alpha_2),$$

$$M_{sy} = P_c S R \cos^2 \alpha_C \left( \frac{1-\varepsilon_0}{2} (\cos \alpha_1 - \cos \alpha_2) + \varepsilon_0 (\cos^3 \alpha_1 - \cos^3 \alpha_2) \right).$$

Здесь  $\varepsilon_0$  – коэффициент отражения,  $P_c$  – давление солнечного света,  $S$  – суммарная площадь СБ,  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  - углы поворота первой и второй батареи соответственно относительно положения, при котором нормаль к активной поверхности батареи совпадает с проекцией  $\vec{e}_C$  на плоскость орбиты. Углы считаем положительными, когда разворот происходит по часовой стрелке, если смотреть в сторону  $+Z_0$ , а в противном случае – отрицательными.

В штатном режиме работы КА «Ямал-100», когда его солнечные батареи ориентированы на Солнце (для максимального притока электроэнергии), на него действует постоянный магнитный момент, обусловленный взаимодействием собственных магнитных моментов СБ с магнитным полем Земли. Характерная величина этого момента –  $6 \cdot 10^{-5}$  Нм и направлен он в плоскости орбиты перпендикулярно проекции вектора направления на Солнце на плоскость орбиты. Компенсация такого возмущающего момента при помощи двигателей ориентации, требует проведения разгрузки накопленного кинетического момента системы маховиков  $\sim 1$  раз в трое суток, т.е. более 100 дополнительных включений двигателей в год.

Была решена задача разгрузки накопленного кинетического момента системы маховиков и компенсации возмущающего момента при помощи момента сил солнечного давления на поверхность СБ, который создавался путём отклонения СБ от направления на Солнце. Аналогичный алгоритм был разработан в дальнейшем для КА «Ямал-200» с учётом того, что у данного КА солнечные батареи были магнитоуравновешенными и поэтому для управления кинетическим моментом использовался только момент сил светового давления.

Положение каждой СБ на КА «Ямал-100» задается углом поворота данной СБ относительно «исходного» положения. В исходном положении нормаль к рабочей поверхности СБ направлена противоположно оси  $X$  связанной системы координат. Угол поворота измеряется в зонах (1 зона равна  $\Delta\alpha \approx 2.81^\circ$ ): USB1 - для первой СБ и USB2 - для второй. Поворот осуществляется по часовой стрелке, если смотреть на батарею со стороны центрального блока.

По координатам единичного вектора на Солнце в связанной системе координат определяются положения СБ USB01 и USB02, при которых нормали батарей наиболее близки к проекции  $\vec{e}_C$  на плоскость орбиты. Далее формируются

$$\begin{aligned} \text{USB1} &= \text{USB01} + \text{DZ1} \text{ и} \\ \text{USB2} &= \text{USB02} + \text{DZ2}, \end{aligned}$$

где DZ1 и DZ2 - поправки к положению соответствующих СБ относительно направления на Солнце, формируемые для создания управляющих воздействий от сил солнечного давления. Затем система ориентации солнечных батарей (СОСБ) осуществляет разворот СБ при помощи приводов до тех пор, пока первая батарея не придет в зону USB1-2, а вторая - в зону USB2+2. После этого разворот батарей прекращается до тех пор, пока вследствие вращения КА USB01 и USB02 не изменятся на 4 зоны. Далее снова осуществляется разворот и т.д.

В процессе штатной разгрузки инерционных исполнительных органов (ИИО) суммарный кинетический момент системы маховиков приводится в область  $|\bar{G}| < 1$  Нмс, где  $\bar{G}$  - составляющая суммарного кинетического момента ИИО в плоскости орбиты. Для этого приблизительно 1 раз в 45 минут осуществляется расчёт  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  - углов разворота СБ относительно направления на Солнце, при развороте на которые величина скалярного произведения  $(\bar{M}_y \cdot \bar{G})$  - минимальна, где  $\bar{M}_y$  - создаваемый управляющий момент равный сумме магнитного момента и момента, создаваемого силами солнечного давления на поверхность СБ. Причём, при развороте СБ на эти углы ток притока от солнечных батарей должен заведомо превышать ток потребления. При неработающих тяговых модулях это условие для КА «Ямал-100» выполняется при  $\cos\alpha_1 + \cos\alpha_2 > 1.5$ . Далее осуществляется разворот СБ на выбранные углы путём пересчёта их в уставки DZ1 и DZ2. При оценке управляющего момента  $\bar{M}_y$  использовалась модель указанных моментов.

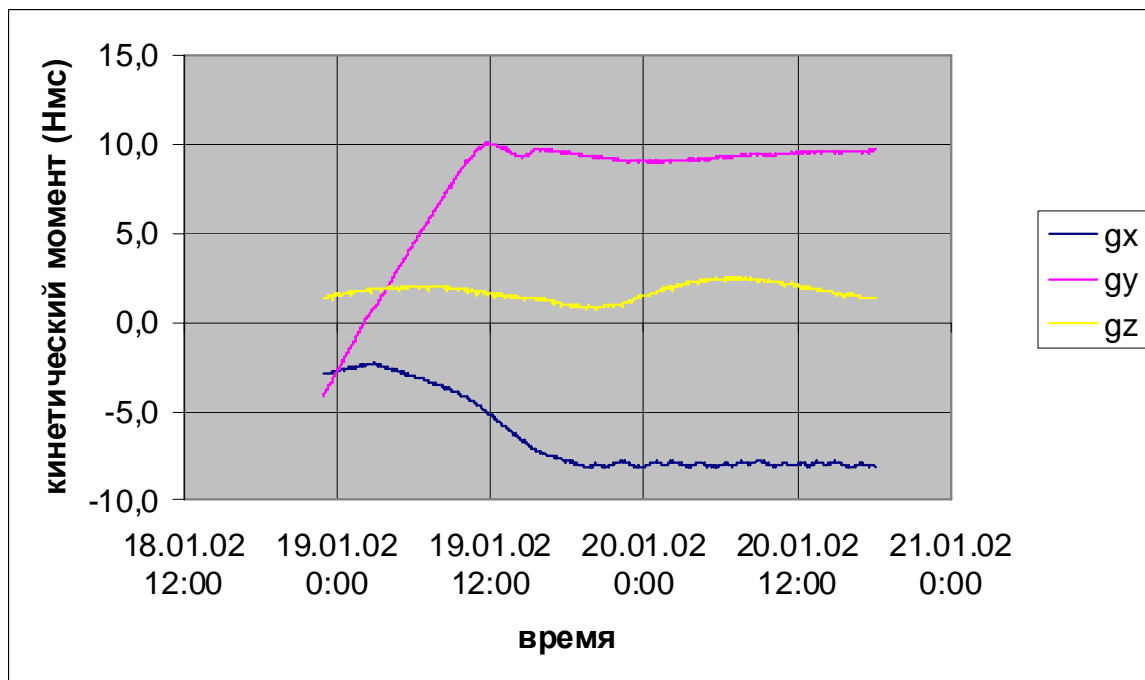
Компенсация возмущающего момента, действующего на КА, осуществляется в том случае, когда составляющая суммарного кинетического момента ИИО в плоскости орбиты  $\bar{G}$  по модулю меньше 1 Нмс. На КА "Ямал-100" характерная величина внешнего возмущающего момента в плоскости орбиты -  $6 \cdot 10^{-5}$  Нм и направлен он по оси  $OY_0$ . Для компенсации такого возмущающего момента первая солнечная батарея разворачивается на 8 зон относительно направления на Солнце ( $\sim 22,50$ ), а вторая – остаётся повернутой на Солнце. Причём, направление разворота первой СБ выбирается приблизительно 1 раз в 45 минут таким образом, чтобы уменьшить проекцию  $\bar{G}$  на ось  $OX_0$ .

Данный метод управления реализован в бортовом программном обеспечении КА «Ямал-100» и «Ямал-200».

Для обеспечения начальных условий по кинетическому моменту ИИО перед началом выдачи корректирующего импульса, был разработан метод приведения кинетического момента ИИО в плоскости орбиты к заданному вектору при помощи магнитного момента и момента сил солнечного давления на поверхность СБ.

Метод приведения суммарного кинетического момента ИИО к заданному вектору является разновидностью метода разгрузки ИИО и компенсации возмущающего момента, в котором в качестве входного параметра для алгоритма управления вместо составляющей суммарного кинетического момента ИИО в плоскости орбиты  $\bar{G}$  используется разность  $\Delta\bar{G}$  между текущей составляющей суммарного кинетического момента ИИО в плоскости орбиты и её требуемого значения. Причём расчёт требуемого значения вектора кинетического момента в плоскости орбиты на начало орбитального манёвра осуществляется наземным программным обеспечением для каждого орбитального манёвра и передаётся на борт по радиосвязи.

На рисунке 2 отображены данные о поведении проекций суммарного кинетического момента на оси инерциальной системы координат в процессе приведения кинетического момента к заданному вектору, полученные в результате обработки бортовой телеметрической информации в процессе штатной эксплуатации КА «Ямал-100».



**Рис. 2. Проекция суммарного кинетического момента на оси инерциальной системы координат в процессе приведения кинетического момента к заданному вектору.**

Использование данного метода в процессе эксплуатации КА «Ямал-100» и «Ямал-200» позволило в промежутке между двумя манёврами гарантированно приводить кинетический момент к заданному вектору, в случае, когда промежуток между манёврами не менее полутора - двух суток в зависимости от времени года и типа манёвров.

### **Разгрузка накопленного кинетического момента КА с использованием магнитного момента.**

На спутнике дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Egyptsat» для управления накопленным кинетическим моментом системы маховиков был разработан новый способ, использующий магнитный момент, формируемый при взаимодействии магнитного поля Земли с собственным магнитным моментом КА, управление которым осуществляется при помощи системы электромагнитных исполнительных органов (ЭМИО).

КА «Egyptsat» функционирует на круговой орбите с высотой 720 км и наклоном 51,6°. Система ЭМИО состоит из трёх исполнительных органов ЭМИО, представляющих собой сердечники из пермаллоя 50Н с намотанными на них основной и резервной обмотками. Три ЭМИО ориентированы по трём взаимно перпендикулярным осям, что позволяет создавать собственный магнитный момент ЭМИО в любом направлении. Магнитный момент, формируемый при подаче напряжения на одну из обмоток составляет 40 Ам<sup>2</sup>.

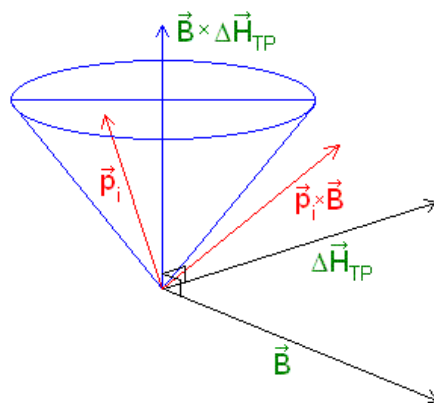
Для управления суммарным кинетическим моментом на КА «Egyptsat» был разработан способ, использующий крутящий момент, создаваемый при взаимодействии собственного магнитного момента системы ЭМИО с магнитным полем Земли. Указанный крутящий момент определяется соотношением  $\vec{M}_{упр} = [\sum \vec{p}_i \times \vec{B}]$ , где  $\vec{p}_i$  - собственные магнитные моменты ЭМИО, а  $\vec{B}$  - вектор индуктивности магнитного поля Земли.

Основываясь на информации о текущем времени и положении КА на орбите (высоте, широте и долготе), бортовое программное обеспечение рассчитывает текущие компоненты вектора индукции магнитного поля Земли в географической системе координат (X, Y и Z) используя модель магнитного поля.

Управление накопленным кинетическим моментом системы маховиков реализуется путём формирования команд на включение необходимых ЭМИО с требуемой полярностью.

Бортовым алгоритмом с периодичностью в 1 минуту рассчитывается требуемое изменение кинетического момента  $\Delta \vec{H}_{тр}$ .

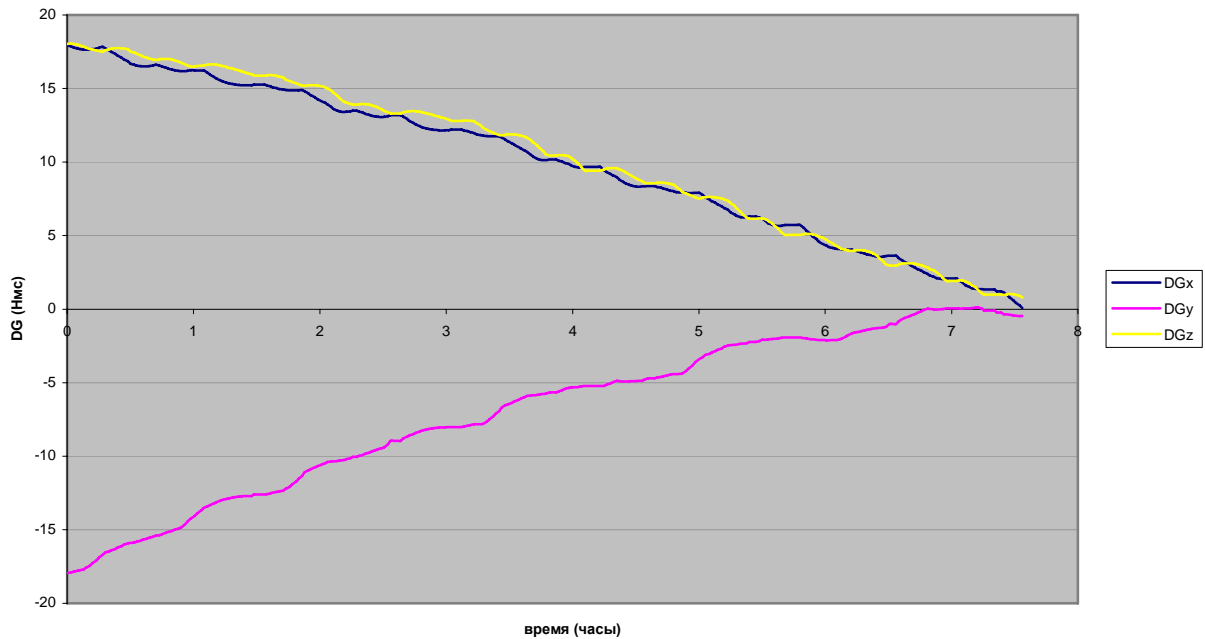
Принцип формирования требований на включение ЭМИО для реализации  $\Delta \vec{H}_{тр}$  приведён на рисунке 3.



**Рис. 3. Принцип формирования требований на включение ЭМИО.**

Если угол между расчётным вектором индукции магнитного поля Земли  $\vec{B}$  и вектором требуемого изменения кинетического момента больше  $26^\circ$ , то для всех разрешённых работоспособных ЭМИО формируется требование на включение тех из них, чьи собственные магнитные моменты  $\vec{p}_i$  находятся в конусе  $60^\circ$  относительно вектора  $[\vec{B} \times \Delta \vec{H}_{тр}]$ . Причём, для каждого ЭМИО формируется требование либо на создание положительного момента, либо на создание отрицательного момента.

На рисунке 4 приведены результаты численного моделирования процесса разгрузки кинетического момента (в проекциях на оси инерциальной системы координат) для случая трёх работоспособных ЭМИО.



**Рис. 4. Разгрузка с использованием 3-х ЭМИО.**

Из приведённых графиков видно, что при номинальной работе средняя скорость разгрузки с использованием данного способа составляет по разным осям от 2.5 до 5 Нмс в час. При этом создаваемый управляющий момент может достигать 0.002 Нмс.

#### **Разгрузка накопленного кинетического момента системы ИИО с использованием гравитационного момента.**

В данном разделе рассматривается новый способ управления кинетическим моментом КА на высокоэллиптической орбите за счёт использования гравитационного момента, действующего на космический аппарат. Управление указанным моментом осуществляется за счёт выбора ориентации КА на участке орбиты в окрестности перигея, свободном от выполнения целевой задачи КА. Предлагаемый способ также позволяет учесть ряд ограничений по ориентации КА относительно направления на Солнце, предъявляемых со стороны системы электропитания (СЭП), системы обеспечения температурного режима (СОТР) и полезной нагрузки.

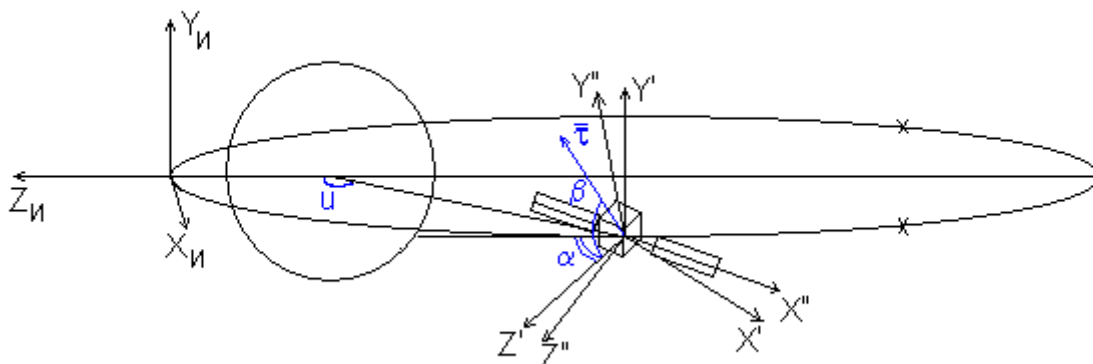
Используем следующие соотношения для оценки гравитационного момента, действующего на КА, в проекциях на главные оси инерции КА:

$$M'_x = \frac{3\mu}{R^3}(C - B)\gamma''\gamma', \quad M'_y = \frac{3\mu}{R^3}(A - C)\gamma\gamma'', \quad M'_z = \frac{3\mu}{R^3}(B - A)\gamma'\gamma''$$

Здесь  $R$  – модуль радиус вектора из центра земли к центру масс КА,  $\mu = GM_z$  ( $G$  – гравитационная постоянная,  $M_z$  – масса Земли),  $A, B$  и  $C$  – главные моменты инерции КА.  $\gamma, \gamma'$  и  $\gamma''$  – координаты единичного вектора  $e_R$ , направленного от центра Земли к центру масс КА в системе главных осей инерции.

Распишем выражения для гравитационного момента в инерциальной системе  $Ox_{и}Y_{и}Z_{и}$  оси которой ориентированы следующим образом: ось  $X_{и}$  направлена вдоль вектора линейной скорости КА в перигее, ось  $Y_{и}$  направлена вдоль вектора орбитальной скорости, ось  $Z_{и}$  дополняет систему до правой тройки.

Для целей данной работы представляет интерес учёт влияния гравитационного момента, для случая, когда КА ориентирован в инерциальной системе координат и при этом, освещается Солнцем с определённой стороны. С этой целью введём дополнительные системы координат, представленные на рис. 9.



**Рис. 9. Используемые системы координат**

Система  $O'X'Y'Z'$  – ось  $Y'$  направлена вдоль вектора орбитальной скорости, ось  $Z'$  лежит в плоскости орбиты и сонаправлена проекции вектора направления на Солнце на плоскость орбиты, ось  $X'$  – дополняет систему до правой тройки.

Система  $O'X''Y''Z''$  отклонена от системы  $O'X'Y'Z'$  на небольшие углы  $\Theta_x, \Theta_y, \Theta_z$  и совпадает с ССК с точностью до порядка нумерации осей.

Положение Солнца относительно орбиты КА будем задавать двумя углами:

$\alpha$  – угол между осью идущей из центра Земли к перигею и проекцией вектора направления на Солнце на плоскость орбиты, отсчитываемый в направлении движения аппарата;

$\beta$  – угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты. Угол  $\beta$  положителен, если Солнце находится в полусфере  $+Y_I$ .

Пренебрегая членами второго порядка малости по  $\Theta_x, \Theta_y$  и  $\Theta_z$  имеем для гравитационного момента в проекциях на оси  $OX_I Y_I Z_I$

$$\bar{M}_{ГИ} = \frac{3\mu}{2R^3} \begin{bmatrix} F_2 \Theta_x (\cos \alpha + \cos(2u - \alpha)) + F_1 \Theta_z (-\sin \alpha + \sin(2u - \alpha)) \\ F_3 \sin 2(u - \alpha) - 2F_3 \Theta_y \cos 2(u - \alpha) \\ -F_2 \Theta_x (\sin \alpha + \sin(2u - \alpha)) + F_1 \Theta_z (-\cos \alpha + \cos(2u - \alpha)) \end{bmatrix}$$

Здесь

$$F_1 = B - A$$

$$F_2 = C - B$$

$$F_3 = A - C$$

В данном разделе рассматривается КА на высокоэллиптической орбите. Ориентация КА поддерживается при помощи системы ИИО. Каждый виток делится на две части: рабочий участок ( $\pm 3$  часа от апогея) и дежурный участок ( $\pm 3$  часа от перигея).

На рабочем участке поддерживается следующая орбитальная ориентация КА: ось  $X$  ССК КА направлена на центр Земли, ось  $Y$  ССК составляет с плоскостью орбиты

постоянный угол  $\gamma$  такой, чтобы в середине рабочего участка Солнце находилось в плоскости XOY со стороны +Y ССК.

На дежурном участке ориентация КА может быть любой с учётом следующих условий:

Угол между направлением на Солнце и плоскостью XOY ССК не должен превышать  $30^\circ$  (условие СЭП);

Солнце должно всегда находиться в полусфере +Y ССК (условие СОТР);

Угол между направлением на Солнце и осью X ССК не должен быть менее  $60^\circ$  (условие работы полезной нагрузки);

Целью данной работы была разработка бортового алгоритма управления накопленным кинетическим моментом системы ИИО за счёт выбора необходимой ориентации КА на дежурном участке с учётом ограничений, приведённых выше. Указанный алгоритм должен обеспечивать компенсацию кинетического момента, накопленного системой ИИО за время поддержания заданной ориентации на рабочем участке орбиты, а также приведение кинетического момента к заданному значению.

Ограничения на ориентацию КА на дежурном участке приведённые выше делают невозможным использование для управления кинетическим моментом наиболее распространённого способа гравитационной разгрузки – разгрузки в орбитальной ориентации КА.

Указанные ограничения приводят к необходимости ориентации КА на дежурном участке в следующей инерциальной системе. В зависимости от положения Солнца относительно орбиты выбирается опорная система координат, в которой ось Z ССК лежит в плоскости орбиты и перпендикулярна направлению на Солнце, а оси X ССК и Y ССК направлены таким образом, чтобы Солнце находилось в четверти между полуосями -X ССК и +Y ССК, угол между направлением на Солнце и полуосью +Y ССК был меньше  $45^\circ$ , и одна из этих осей лежала в плоскости орбиты. Далее будет показано, что при полёте в опорной системе координат, накопление кинетического момента под действием гравитации за дежурный участок равно нулю (здесь и далее считается, что главные оси инерции параллельны осям ССК). На дежурном участке КА ориентируется согласно опорной системе координат с разворотом относительно нее на небольшие углы, которые рассчитываются в зависимости от нагрузки системы ИИО.

Несложно оценить вклад гравитационного момента в суммарное изменение кинетического момента КА на дежурном участке. Ввиду малости гравитационного момента на рабочем участке указанное изменение равно интегралу от гравитационного момента по всему витку. То есть в проекции на оси инерциальной системы координат

$$\Delta \bar{H}_{гг} = \int_0^T \bar{M}_{гг} dt$$

где T – период орбиты.

Воспользуемся тем, что для эллиптической орбиты

$$R = \frac{p}{1 + e \cos u}$$

$$dt = \frac{R^2 du}{c}$$

$$c = \sqrt{\mu a (1 - e^2)}$$

где e – эксцентриситет, p – параметр конического сечения.

Тогда можно вычислить следующие интегралы:



$$\int_0^T \frac{1}{R^3} \cos(2u - \alpha) dt = 0$$

$$\int_0^T \frac{1}{R^3} \sin(2u - \alpha) dt = 0$$

$$\int_0^T \frac{1}{R^3} \sin 2(u - \alpha) dt = 0$$

$$\frac{3\mu}{2} \int_0^T \frac{1}{R^3} dt = \frac{3\pi\mu}{pc} = I$$

С учётом этого, если  $\Theta_x$ ,  $\Theta_y$  и  $\Theta_z$  постоянны на витке то получаем

$$\Delta \bar{H}_{TH} = \begin{bmatrix} IF_2 \cos \alpha & 0 & -IF_1 \sin \alpha \\ 0 & 0 & 0 \\ -IF_2 \sin \alpha & 0 & -IF_1 \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Theta_x \\ \Theta_y \\ \Theta_z \end{bmatrix}$$

Из чего следует, что при постоянных  $\Theta$  на витке, невозможно управление кинетическим моментом по оси, перпендикулярной плоскости орбиты. Это ограничение удаётся ликвидировать, если  $\Theta_x$  и  $\Theta_z$  постоянны на витке, а  $\Theta_y$  постоянен по модулю, но меняет знак в соответствии со знаком функции  $\cos 2(u-\alpha)$ , в этом случае используя

$$\frac{3\mu}{2} \int_0^T \frac{1}{R^3} |\cos 2(u - \alpha)| dt = \frac{6\mu}{pc} = I_1$$

$$\Delta \bar{H}_{TH} = \begin{bmatrix} IF_2 \cos \alpha & 0 & -IF_1 \sin \alpha \\ 0 & 2|F_3 I_1| & 0 \\ -IF_2 \sin \alpha & 0 & -IF_1 \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Theta_x \\ s|\Theta_y| \\ \Theta_z \end{bmatrix},$$

где  $s = 1$  или  $-1$ .

Таким образом, для того, чтобы найти углы  $\Theta$ , определяющих ориентацию КА, при которой создаётся требуемое изменение кинетического момента следует решить систему линейных уравнений, которые имеют вид

$$\Theta_x = -\frac{IF_1}{\Delta} (\Delta H_x \cos \alpha - \Delta H_z \sin \alpha)$$

$$\Theta_z = -\frac{IF_2}{\Delta} (\Delta H_x \sin \alpha + \Delta H_z \cos \alpha)$$

$$|\Theta_y| = \left| \frac{\Delta H_y}{2F_3 I_1} \right|$$

Здесь

$$\Delta = -I^2 F_1 F_2$$

Данные выражения представляют собой аналитическое решение поставленной задачи, т.к. определяет ориентацию КА для требуемого изменения кинетического момента на дежурном участке.

Таким образом, алгоритм построения ориентации для управления кинетическим моментом КА можно сформулировать следующим образом: в конце рабочего участка, в зависимости от требуемого изменения кинетического момента и углов  $\alpha$  и  $\beta$ ,

определяются постоянные углы  $\Theta_x$ ,  $\Theta_z$ , и угол  $\Theta_y$  постоянный по модулю, но меняющий знак в соответствии со знаком функции  $\cos 2(u-\alpha)$ . Далее на дежурном участке поддерживается ориентация КА, описанная выше.

### Заключение

В соответствии с конструктивными особенностями КА и функциональным назначением, определяющими параметры орбит, разработаны следующие способы разгрузки ИИО без расхода рабочего тела:

- способ разгрузки кинетического момента ИИО КА за счёт управления моментом сил светового давления, действующим на поверхность поворотных СБ КА;
- способ разгрузки кинетического момента ИИО КА с использованием ЭМИО;
- способ разгрузки кинетического момента ИИО КА с использованием гравитационного момента.

Все разработанные способы разгрузки накопленного кинетического момента ИИО прошли отработку в составе бортовых алгоритмов с использованием наземного комплекса отработки бортовых комплексов управления, а для КА серии «Ямал» и КА «Egypatsat» способы разгрузки кинетического момента ИИО КА штатно использовались при эксплуатации данных КА.

### Литература

1. *Белецкий В.В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс. - М.: Наука, 1965. – 416 с.
2. *Богачев А.В., Земсков Е.Ф., Ковтун В.С., Орловский И.В., Платонов В.Н., Соколов А.В., Улыбышев Ю.П.* Патент RU 2207969 С2, 08.05.2001, Способ формирования управляющих воздействий на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями.
3. *Богачев А.В., Ковтун В.С., Платонов В.Н.* Патент RU 2196710 С2, 28.02.2001, Способ формирования управляющих моментов на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями и система для его осуществления.
4. *Коваленко А.П.* Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1975. - 248 с.
5. ГОСТ Р 25645.126-85 Поле геомагнитное. Модель поля внутривоздушных источников. – М.: Государственный комитет СССР по управлению качеством продукции и стандартам, 1985. – 23 с.
6. *Белецкий В.В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс в гравитационном поле. - М.: Издательство Московского университета, 1975. – 308 с.
7. *Богачев А.В.* Управление кинетическим моментом космического аппарата на высокоэллиптической орбите с использованием гравитационного момента и момента сил светового давления. // Сборник научных трудов РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Серия XII. Выпуск 1. - 2010. - С. 57-60.