Введение

Цель запуска наноспутника *THC-0* – проведение экспериментов по проверке технологии управления космическими аппаратами через систему глобальную связи GLOBALSTAR и отработка в условия космоса отдельных элементов спутника. Сопряжение с системой глобальной связи предполагается осуществлять по каналам Интернета или сотовой телефонной связи. В этом случае спутник становится абонентом системы, что дает возможность передавать на спутник и получать со спутника телеметрическую и иную информацию, используя стандартное оборудование для глобальной связи.

Необходимость в такого рода экспериментах вызвана существенными различиями в условиях работы аппаратуры связи на Земле и в космосе, и недостаточной точностью моделирования. Очевидно, могут возникнуть ограничения по доступу к абоненту как по длительности сеанса связи, так и по времени когда эта связь может быть установлена. Причиной этого могут служить, например, высокие относительные скорости движения наноспутника и спутника глобальной связи, выход наноспутника за пределы диаграммы направленности антенны этого спутника и наоборот – выход спутника связи за пределы диаграммы направленности наноспутнгика. По своей конструкции и функциональному наполнению спутник относится к классу простых аппаратов [2].

В силу отсутствия требования высокой точности ориентации и выполнения сложных программных разворотов во время полета для наноспутника *THC-0* была выбрана пассивная магнитная система ориентации, припятствующая его хаотическому угловому вращению с неконтроллируемой скоростью. Установка осей приборов вдоль оси ориентации или в заданном положении относительно нее позволяет обеспечить известное положение приборов, что существенно упрощает проведение экспериментов.

Спутник разработан и изготовлен Федеральным государственным унитарным предприятием ``Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения". Его система ориентации - Институтом прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН. Технические требования к системе ориентации и реализуемому движению спутника *THC-0* изложены в [3]. Вид спутника приведен на рис.1*a* и 1*б*.

1. Выбор типа магнитной системы ориентации

Необходимо определиться – магнитная система какого типа наиболее предпочтительна для рассматриваемого наноспутника *THC-0*. Это определяется требованиями к угловому движению спутника и к его массогабаритным и энергетическим возможностями. Если возможности установки активных исполнительных органов и датчиков ориентации наряду с вычислителем и запасом энергии отсутствуют, то наиболее подходящим претендентом является пассивная магнитная система ориентации. Для рассматриваемого наноспутника выполняются все эти условия: отклонение от **H** (местного вектора напряженности геомагнитного поля) не должно превышать $20^{\circ}-25^{\circ}$ в течение всего времени полета, система не должна содержать подвижных элементов, потреблять энергетические и информационные ресурсы спутника и, наконец, эта система должна быть недорогой. Поэтому вопрос о типе его системы ориентации однозначно решается в пользу пассивной магнитной системы. Рассмотрим состав такой системы.



Рис. 1а. Внешний вид спутника со стороны верхней крышки (фото РНИИ КП)



Рис. 16. Внешний вид спутника со стороны днища (фото РНИИ КП)

2. Состав пассивной магнитной системы ориентации

разработке пассивной магнитной системы, обеспечивающей При ориентацию вдоль вектора Н местной напряженности геомагнитного поля (далее - вектора Н), необходимо решить две принципиальные проблемы, в обеспечении восстанавливающего заключающиеся и демпфирующих моментов. Проблема обеспечения восстанавливающего момента решается с помощью постоянного магнита. Для решения проблемы рассеяния энергии возмущенного движения спутника относительно его центра масс выбрано демпфирующее устройство, состоящее из гистерезисных стержней из магнитомягкого материала, перемагничивающихся в геомагнитном поле при вращении спутника относительно силовой линии поля, как наиболее простое и надежное в эксплуатации. Рассмотрим задачи, которые необходимо решить при использовании постоянного магнита и гистерезисных стержней для создания системы ориентации.

3. Задачи, возникающие при разработке магнитной системы ориентации

Из-за неравномерного вращения вектора Н в инерциальном пространстве и изменения его модуля при движении центра масс спутника по орбите принципиально невозможно обеспечить точную ориентацию продольной оси спутника вдоль этого вектора. Математически это проявляется в присутствии в правой части уравнений, описывающих колебания спутника относительно вектора Н, функций времени из-за неинерционности системы координат, связанной с Н, в которой рассматривается движение спутника [4]. Поэтому можно лишь стремиться уменьшить амплитуду вынужденных колебаний спутник относительно вектора Н выбором параметров системы ориентации. Наличие вынужденных колебаний приводит к опасности возникновения собственными резонансов между частотами спутника И частотами вынуждающего момента.

Гистерезисные стержни ИЗ магнитомягкого материала надежно демпфируют как вращательные, так и колебательные движения спутника вектора требуют тщательного относительно H, но математического моделирования гистерезиса и динамики спутника при определении параметров стержней. Должны выполняться весьма жесткие требования по компоновке системы ориентации в теле спутника. При изготовлении стержней необходимо магнитный материал подобрать подходящий И строго выдерживать технологический процесс их обработки. Неправильный выбор характеристик

стержней может привести к значительному увеличению амплитуды вынужденных колебаний оси ориентации спутника относительно **H**.

Возможны весьма ``хитроумные" прецессионные движения спутника вокруг вектора **H**, при которых перемагничивание стержней происходит по частным петлям гистерезиса. Это приводит к медленному выходу спутника на установившееся движение, то есть к увеличению продолжительности переходного процесса. Возможность выхода спутника на такие режимы движения зависит от соотношения между моментами инерции и начальными условиями движения. В частности, быстрая начальная закрутка спутника приводит к тому, что спутник довольно быстро выходит на режим, когда скорость собственного вращения не успевает снизиться, а перемагничивания стержней при собственном вращении практически не происходит. В этом случае спутник довольно долго прецессирует вокруг вектора **H** с большим углом нутации.

Тем не менее, несмотря на проблемы, стоящие при разработке системы магнитной системы ориентации с гистерезисными стержнями, такая система может быть реализована. На этапе разработки системы магнитной системы ориентации с гистерезисными стержнями следует решить следующие задачи:

• из приближенных соотношений, например, на основе теории подобия, оценить приемлемые характеристики магнита, сообразуясь с имеющимися в распоряжении постоянными магнитами; оценить частоты собственных колебаний спутника и их близость к резонансным зонам, где амплитуда колебания может значительно возрасти;

• оценить предельные значения напряженности поля в теле спутника от посторонних магнитных элементов конструкции или полезной нагрузки спутника и, сообразуясь с этим, наметить возможные места размещения магнита и стержней;

• оценить требуемую массу и размеры гистерезисных стержни из имеющегося в наличии магнитомягкого материала;

• оценить влияние отклонения главных осей инерции от строительных осей спутника на точность ориентации;

• оценить температуру на посадочных местах стержней;

• определить суммарный магнитный момент спутника с учетом постоянного магнита и магнитных элементов приборов, установленных на спутнике;

• оценить наведенное от приборов магнитное поле в местах расположения гистерезисных стержней;

• учесть влияние суточного вращения Земли на параметры установившегося движения;

• оценить несовпадения оси намагниченности постоянного магнита и его геометрической оси симметрии.

4. Оценка основных параметров системы ориентации

Начнем с оценки дипольного момента постоянного магнита.

4.1. Оценка дипольного момента постоянного магнита

Характерным параметром, определяющим амплитуду вынужденных и частоту собственных колебаний спутника относительно вектора Н, является безразмерный магнитный параметр *η*, который определяется как отношение характерной величины восстанавливающего магнитного момента *m_sB_o* к совпадающей виду характерной величине $I_v \omega_0$ по с величиной гравитационного момента. Здесь *m_S* – модуль вектора дипольного момента постоянного магнита, B_0 – модуль вектора индукции геомагнитного поля на экваторе, I_v – экваториальный момент инерции спутника, ω_0 - угловая скорость движения спутника по орбите.

При прохождении спутником магнитного экватора величина $\sqrt{\eta}/2\pi$ близка угловой частоте колебаний ориентируемой оси спутника относительно вектора Н. Вблизи полюсов частота увеличивается приблизительно в $\sqrt{2}$ раз. При этом, в качестве безразмерного времени выступает аргумент широты и, тогда период вращения спутника вокруг Земли в этом масштабе времени равен 2 π . Амплитуда вынужденных колебаний спутника относительно вектора Н убывает обратно пропорционально величине параметра п. Для наглядности на рис.2 изображена зависимость амплитуды вынужденных периодических колебаний оси симметрии спутника относительно вектора Н n [5],[6]. Значения точек кривых ОТ параметра получены как $Am_{\alpha} = \max |\alpha(u)|$, где $\alpha(u) -$ угол между вектором Н и осью симметрии $0 \le u \le \pi$

спутника. Видны разрывы из-за резонансов, пунктиром показаны амплитуды пространственных решений, ответвляющихся в резонансных точках. Знаками ``x" и ``Δ" обозначены значения магнитного параметра, при которых происходит резонанс между собственными частотами колебаний спутника в плоскости полярной орбиты и из плоскости соответственно, полученные по приближенной формуле

$$\eta \approx p_a n^2 + r_0 + r_1 \lambda, \ (n=2,3,...),$$
(1)

Резонанс между собственными колебаниями спутника в плоскости орбиты и его орбитальным движением определяется выражением (1) при $p_a \approx 2.63$, $r_1 \approx 0.51$, $r_0 \approx -0.49$. Резонанс между собственными колебаниями относительно плоскости орбиты и орбитальным движением определяется этим же выражением при $p_a \approx 2.63$, $r_1 \approx 1.25$, $r_0 \approx -4.25$. И, казалось бы, увеличение η способствует уменьшению амплитуды. Однако практика показывает, что, начиная с амплитуды около 10°, основной вклад в амплитуду обуславливается остаточным вращением вокруг оси симметрии и нескомпенсированным

остаточным магнитным моментом гистерезисных стержней. Увеличение *ŋ* не способствует снижению этих факторов, потому что чем меньше амплитуда колебаний относительно вектора **H**, тем хуже демпфируется скорость собственного вращения и тем сильнее влияние постоянного магнита на гистерезисные стержни из-за малых размеров спутника. Вызывает некоторое опасение близость резонансных точек, но успокаивающим фактором является узость резонансных зон и возможность проверки наличия резонанса при численном моделировании динамики спутника.



Рис. 2. Амплитудные характеристики (в радианах) решения краевой задачи

Результаты подробного анализа кривых ветвления периодических движений спутника на орбитах с произвольным наклонением приведены в [5] для значений магнитного параметра, не превышающих несколько десятков. Для значений магнитного параметра в несколько сотен и даже тысяч, а именно для *THC-0* мы сталкиваемся с таким случаем, целесообразно использовать асимптотические методы. На рис.3 приведены кривые ветвления в плоскости (η, i) , полученные с использованием асимптотической формулы [5]

$$\eta = \frac{\pi^2 k^2}{a_s^2} \pm \frac{\pi \overline{p} (\pi/2)k}{a_s^2} + \frac{\overline{p}^2 (\pi/2)}{4a_s^2} + \frac{\overline{q}_1 (\pi/2)}{4a_s^2} + O(k^{-1}), (k - \text{целое}),$$

где

$$a_{s} = \int_{0}^{\pi/2} \sqrt{N(s)} ds, \ \overline{q}_{1}(u) = \int_{0}^{u} q_{1}(s) ds, \ \overline{p} = \int_{0}^{u} \sqrt{p(s)} ds.$$
$$p = \frac{6(1 + \sin^{2} u) \cos i}{NN_{1}^{2}}, \ q_{1} = \frac{(\sqrt{N})''}{N^{3/2}} - \frac{3((\sqrt{N})')^{2}}{N^{2}} - \frac{p^{2}}{4N}$$
$$N = \sqrt{1 + 3\sin^{2} i \sin^{2} u}, \ N_{1} = \sqrt{1 + 3\sin^{2} u},$$

i – наклонение орбиты, *u* – аргумент широты. Смысл использования кривых ветвления при выборе параметров магнита заключается в следующем. Необходимо избегать попадания параметров системы в окрестность кривых, где происходит увеличение амплитуды колебаний.

В результате расчетов и выбора подходящего прототипа на спутнике установлен магнит с индукцией B = 1.3 T. Он имеет форму цилиндра высотой 34 мм и радиусом основания 4.5 мм. Дипольный момент магнита определяется по формуле $m_s = \frac{VB}{\mu_0}$, где V – объем магнита, μ_0 – магнитная постоянная. Таким образом, дипольный момент m_s постоянного магнита равен 2.2 $A \cdot m^2$. При значениях экваториального момента инерции спутника $(I_y=4.34\cdot10^{-2} \ \kappa_2\cdot m^2)$, магнита $(m_s=2.2A\cdot m^2)$ и орбите высотой 350км $(\omega_0=1.144\cdot10^{-3}c^{-1}, B_0=2.61\cdot10^{-5}T)$, магнитный параметр спутника $\eta=1100$. Ближайшие к этому значению параметра η резонансные точки для полярной орбиты определяются приближенно по формуле (1) и соответствуют n=20 и

оройты определяются приолиженно по формуле (1) и соответствуют n=20 и n=21. Выбранное значение параметра η располагается почти посередине между ними и поэтому удалено от ближайших резонансных зон.

Перейдем к оценке параметров гистерезисных стержней.



Рис. 3. Кривык ветвления в окрестности η=1000

4.2 Оценка параметров гистерезисных стержней

Рассмотрим некоторые соображения, которые позволяют получить начальное приближение характеристик гистерезисных стержней. В отличие от постоянного магнита, эффективность которого фактически пропорциональна

величине его дипольного момента, эффективность стержней, то есть способность демпфировать начальное движение и вносить минимальные возмущения в установившееся движение спутника, определяется не только их объемом, но и используемым материалом, схемой размещения, способом термообработки и в значительной мере их удлинением. Под удлинением стержня *р* понимается отношение его длины *l* к диаметру *d*. Известно, что существует оптимальное удлинение, которое зависит не только от материала стержня, но и от их взаимного влияния из-за эффекта размагничивания. Обычно оптимальное значение р лежит в пределах 200-300. Для проведения оптимизации требуются точная математическая модель гистерезиса и модель взаимного влиянии стержней. На начальном этапе исследования ограничимся оценкой требуемого суммарного объема стержней V_{rod}. Из имеющихся на рынке магнитомягких материалов выберем один из наиболее эффективных и доступных, а именно, молибденовый пермаллой марки 79~НМ, содержащий 79% Ni, 4% Мo, 17% Fe. При имеющейся пермаллоевой ``ленте", из которой изготавливаются стержни, получаем их поперечное сечение 0.1×0.2 см² и в соответствии с сертификатом изготовителя материал имеет характеристики, приведенные в табл.1.

Начальная	Максимальная	Коэрцитивная	Индукция	
магнитная	магнитная	сила <i>H_c</i> , <i>A/m</i>	насыщения B_s ,	
проницаемость	проницаемость		Т	
μ_{r_in}	μ_{r} _max			
60 000	164 000	0.96	0.74	

Табл. 1. Параметры материала гистерезисных стержней в соответствии с сертификатом

На спутнике можно разместить восемь гистерезисных стержней (по четыре в двух взаимно перпендикулярных направлениях, параллельных верхней крышке спутника). Параметры стержней указаны в табл.2.

Табл. 2. Параметры гистерезисных стержней

Начальная	Максимальная	Коэрцитивная	Индукция	
магнитная	магнитная	сила H_c , A/m	насыщения B_s , T	
проницаемость	проницаемость			
μ_{r_in}	μ_{r} max			
25 000	180 000	1.6	0.74	

В рамках дипольной модели геомагнитного поля его средняя напряженность на круговой орбите высотой 350 км равна 16 А/м. Даже при максимальной напряженности внешнего поля индукция стержня равна 0.65 T, что меньше индукции насыщения. Поэтому при полном перемагничивании

стержня (по главной петле) приближенно можно аппроксимировать главную петлю гистерезиса параллелограммом. Выбирая в качестве магнитной проницаемости $\mu_{\rm r}$ in , получим для средней площади петли гистерезиса $(\int HdB)_{aver} \approx 2.7T \cdot A/m$.

$$I_y \frac{d\omega}{dt} = -\frac{1}{2\pi} (\int H dB)_{aver}$$

Вводя начальную угловую скорость $\omega(0)$, запишем его решение

$$\omega(t) = \omega(0) - \frac{V_{rod} \left(\int H dB\right)_{aver}}{2\pi I_{v}} t$$

Откуда следует, что скорость вращения затухает за конечное время

$$t_{fin} = \frac{2\pi I_y \omega(0)}{V_{rod} \left(\int H dB\right)_{aver}}$$

Для стержней из материала 79HM сечением 0.1см×0.2см и максимальной допустимой длине стержней 15см получаем объем одного стержня V=0.3см². Тогда при объеме V_{rod}~1.2см² в каждом наборе и начальной угловой скорости $\omega(0) \sim 180^{\circ}/c$ получаем оценку времени переходного процесса – $t_{fin} \sim 200$ часов. Сразу следует отметить, что это очень оптимистичная оценка, скорее оценка ``снизу" - здесь не учитывается реальная площадь петли, на которую сильно влияет близость сильного магнита и других намагниченных элементов спутника и приборов к стержням; взаимное положение стержней; осевое вращение спутника, сильно затрудняющее рассеяние его кинетической энергии колебательном вращательного движения; переходный процесс при относительно вектора Н движении спутника и так далее.

5. Расположение гистерезисных стержней в теле спутника

При установке стержней нужно учитывать влияние поля постоянного магнита, из-за которого возможен сдвиг рабочей точки стержня и, как следствие, потеря эффективности его демпфирующих свойств. Для уменьшения этого эффекта стержни следует располагать в плоскости, перпендикулярной оси магнита и проходящей через его центр, или в параллельных ей плоскостях.

На спутнике установлены два набора гистерезисных стержней, по четыре стержня в каждом (1-ый набор – стержни № 1 – 4, 2-ой набор –

стержни № 5 – 8). Стержни располагаются на верхней крышке спутника (рис.4).

Известно [7], что при расстоянии между параллельными идентичными стержнями более 0.3-0.4 их длины, их взаимным влиянием можно пренебречь. Это влияние сказывается во взаимном размагничивании стержней и, как следствие, снижении эффективности. При расстоянии, равном 0.02 длины, два стержня эквивалентны одному. При расстоянии, равном 0.2 длины, эффективность падает на 12.5%. Это значит, что вместо двух стержней будут работать как бы 1.75 стержня.

Влиянием стержней из разных наборов можно пренебречь, так как они располагаются перпендикулярно друг другу. Очевидно, что из-за близкого расположения уменьшиться эффективность работы следующих пар стержней: $\mathbb{N} \ 2 - \mathbb{N} \ 3$, $\mathbb{N} \ 7 - \mathbb{N} \ 8$ примерно на 12.5%, $\mathbb{N} \ 5 - \mathbb{N} \ 6$ на 25%. Как это скажется на общей эффективности более подробно будет рассмотрено при описании численной модели гистерезиса. Стержни заглублены в крышку и приклеены по краям (см. рис.1а). Расположение системы ориентации на верхней крышке спутника показано на рис.5.



Рис. 4. Расположение гистерезисных стержней на верхней крышке спутника (чертеж РНИИ КП)



Рис. 5. Размещение системы ориентации на верхней крышке спутника (фото РНИИ КП)

6. О влиянии постоянного магнита на эффективность гистерезисных стержней

Если гистерезисный стержень расположен в плоскости, не проходящей через центр магнита, или вектор дипольного момента не совпадает с направлением геометрической оси симметрии магнита, то вдоль стержня возникает постоянная составляющая магнитного поля H_s . Это приводит к смещению рабочей точки гистерезисного стержня. Для демонстрации этой ситуации воспользуемся моделью параллелограмма. В силу того, что максимальная индукция внешнего поля B=0.27 T не превосходит индукцию насыщения $B_s=0.74$ T возможны два варианта:

• Перемагничивание без смещения рабочей точки идет по главной петле гистерезиса до среднего значения напряженности внешнего магнитного поля. Смещение рабочей точки таково, что перемагничивание пойдет по петле, равной начальной. Это означает, что данное смещение не приводит к потере эффективности стержней (рис.6).

• Смещение рабочей точки приводит к снижению эффективности стержней. Площадь петли перемагничивания уменьшилась при сдвиге рабочей точки (рис.7).



Рис. 6. Смещение рабочей точки гистерезисного стержня без потери эффективности



Рис. 7. Смещение рабочей точки гистерезисного стержня, приведшее к потере эффективности

Получим выражение для составляющей $H_{s\tau}$ вектора H_s вдоль стержня. Введем обозначения (см. рис.8):

О-центр магнита;

Р – точка стержня, в которой анализируем составляющую поля вдоль стержня;

ОН (l_s) – перпендикуляр к проекции стержня на плоскость, перпендикулярную оси постоянного магнита и проходящую через его центр;

HS (s) – расстояние от стержня до этой плоскости;

 l_t – расстояние **SP.**



Рис. 8. К вычислению составляющей магнитного поля постоянного магнита вдоль гистерезисного стержня

Отметим, что по разные стороны от точки S составляющая магнитного поля будет иметь разный знак. Таким образом, если бы стержень был симметричен относительно S, то эта составляющая компенсировалась бы за счет разных знаков. В нашем же случае происходит не полная компенсация. На рисунках 9, 10, 11 рассмотрены случаи для различных расстояний ls, для стержней № 1, 7 и 8. Магнитное поле диполя считается по известной формуле

$$\vec{H} = \frac{3(\vec{m}_{s}\vec{r})}{r^{5}}\vec{r} - \frac{\vec{m}_{s}}{r^{3}},$$

где \vec{r} – радиус вектор, проведенный из центра магнита к рассматриваемой точке (**P**). В наших обозначениях модуль составляющей магнитного поля вдоль стержня находится по формуле

$$H_{s\tau} = \frac{3m_s sl_t}{4\pi ({l_s}^2 + {l_t}^2 + s^2)^{5/2}}.$$

Отметим, что *s* для стержней первого набора составляет 2.5 *мм*, а для второго 3.3 *мм*.



Рис. 9. Составляющая магнитного поля вдоль стержня №1, расстояние до магнита 72 мм



Рис. 10. Составляющая магнитного поля вдоль стержня №8, расстояние до магнита 26 мм



Рис. 11. Составляющая поля постоянного магнита вдоль гистерезисного стержня №7, расстояние до магнита 10 мм

7. О влиянии температуры среды на магнитные свойства гистерезисных стержней

Способность ферромагнетиков намагничиваться различна при разных тем самым можно говорить о зависимости магнитной температурах, восприимчивости Она увеличением температуры. уменьшается с OT температуры. значения магнитной восприимчивости Падают ИХ И проницаемости при любом значении магнитного поля, ослабляется гистерезис и уменьшается намагничивание насыщения. При некоторой температуре T_K, называемой температурой Кюри, ферромагнитные свойства исчезают совсем. Температура Кюри различается для разных ферромагнетиков. Для наиболее широко используемых при демпфировании движений спутника магнитомягких материалов значения температуры Кюри приведены в табл.3. Выбранный в качестве материала стержней молибденовый пермаллой 79НМ сохраняет магнитные свойства в разумных пределах изменения температуры на посадочных местах стержней.

Марка материала	Основной состав, %	T_K° , C
79HM	79 Ni, 4 Mo, остальное Fe	450
50H	50 Ni, остальное Fe	500

Табл. 3. Температура Кюри для магнитомягких материалов

8. Результаты численных расчетов

Попытки использовать простые модели типа модели параллелограмма или модели Релея приводят к результатам, которые носят или качественный характер (модель параллелограмма), или допускают использование лишь в окрестности начала координат (модель Релея) при симметричном перемагничивании. Сложный характер эффекта гистерезиса требует применения модели, реализованной на ЭВМ. Используемая в настоящей работе модель, имитирующая работающий на растяжение однородный стержень, который находится под действием переменной нагрузки и трется боковой поверхностью о неподвижное основание, подробно описана в [8]. Параметры модели в нашем случае следующие:

k = 0.09 – параметр, определяющий ширину петли гистерезиса;

a = 0.05 – параметр, определяющий магнитную восприимчивость стержня (здесь приведено некоторое среднее значение по всем стержням);

 $RS_1 = 6.94$, $RS_2 = 9.43$ – параметры, связанные с эффективностью работы стержней первого и второго набора соответсвенно (здесь приведены

значения этих параметров с учетом взаимного влияния стержней и влияния магнита).

Для сравнения в табл.4 приведены значения параметров *RS* для тех же самых наборов стержней без учета влияний.

	Без учета влияний	С учетом влияния поля постоянного магнита	С учетом взаимного влияния и влияния магнита
RS_1	12.93	7.60	6.94
RS ₂	13.28	11.66	9.43

Табл. 4.	Взаимное	влияние	стержней и	влияние поля	постоянного	магнита
1 40.1.	DJammoc	Danning	crepment n	Danning noan	nocionnoio	

Требуется выяснить влияние на характеристики установившегося и переходного движений начальной скорости вращения. Приведем результаты расчетов для спутника с тензором инерции

 $\begin{pmatrix} 0.0430 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0430 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0214 \end{pmatrix} [\kappa_{\mathcal{E}} \cdot M^2],$

постоянным магнитом с моментом $m_s = 2.2A \cdot m^2$ и наклонением орбиты 51.6 °.

Серия расчетов, проведенных с использование уточненной численной модели гистерезиса, реализованной на языке FORTRAN, показала, что наиболее существенным фактором, влияющим на длительность переходного движения и на точность ориентации в течение длительного времени, является начальная угловая скорость вращения спутника.

Пример переходного процесса с начальной угловой скоростью $300 \omega_0$ ($\omega_0 = 1.144 \cdot 10^{-3} = 0.065^{\circ}/c$ - угловая скорость орбитального движения спутника) вокруг одной из осей, перпендикулярной оси симметрии, и по $5 \omega_0$ вокруг остальных двух осей и параметрами модели, описанными выше, приведен на рис.12 и рис.13 (θ угол отклонения оси ориентации спутника от вектора **H**) и рис.14, рис.15, рис.16 (проекции ω_1 , ω_2 , ω_3 вектора абсолютной угловой скорости на главные оси инерции спутника) в зависимости от безразмерного времени $\tau = \omega_0 t$. На всех последующих рисунках по оси абсцисс указано безразмерное время τ , которое изменяется на 2π за один оборот спутника по орбите, ω_3 – проекция вектора абсолютной угловой скорости на ориентируемую ось. Для этих параметров графики угла θ и проекций ω_1 , ω_2 , ω_3 на одном витке приведены на рис.17 и рис.18, рис.19, рис.20 соответственно.



Рис. 12. Угол θ отклонения оси ориентации спутника от вектора H.



Рис. 13. Угол θ отклонения оси ориентации спутника от вектора Н после выхода на стационарное движение



Рис. 14. Проекция ω_1 вектора абсолютной скорости на главные оси инерции спутника



Рис. 15. Проекция ω_2 вектора абсолютной скорости на главные оси инерции спутника



Рис. 16. Проекция (03 вектора абсолютной скорости на главные оси инерции спутника



Рис. 17. Зависимость угла в на 971-ом витке



Рис. 18. Зависимость проекции ω_1 на 971-ом витке



Рис. 19. Зависимость проекции ω_2 на 971-ом витке



Рис. 20. Зависимость проекции ω_3 на 971-ом витке

Медленное убывание амплитуды обусловлено чрезвычайно медленным демпфированием скорости вращения спутника вокруг ориентируемой оси, что вызвано перемагничиванием стержней по частным петлям, имеющим весьма малую площадь. Этот факт отмечался также в [9]. На графике для угла θ ясно видны наложенные на медленные, почти периодические с периодом в полвитка по орбите вынужденные колебания с частотой, близкой частоте собственных колебаний спутника.

8.1. Суточное вращение Земли

Результаты, приведенные выше, были получены в рамках модели наклонного диполя, согласно которой геомагнитное поле аппроксимируется полем диполя, наклоненного к оси вращения Земли под углом 11.5°, и, тем самым, учитывается суточное вращение Земли. Модель наклонного диполя получается как первое приближение в Гауссовом разложении потенциала геомагнитного поля. В результате суточного вращения Земли угол между диполем и его проекцией на плоскость орбиты непрерывно меняется [10]. Эффект от ее вращения хорошо виден на рис.13. Результаты расчетов, стандартной модели Γaycca, мало проведенные по отличаются ОТ представленных.

В отсутствие гистерезиса коэффициенты уравнений движения спутника, полученные в рамках *модели прямого диполя*, зависят периодически от времени с периодом, равным половине периода обращения спутника по орбите. Решения этих уравнений построены в виде формальных рядов по степеням малого параметра η^{-1} [5]. По сути – это огибающие быстро осциллирующих вынужденных колебаний оси ориентации спутника с частотой собственных колебаний, наиболее близкой частоте вынуждающей силы (порядка $\sqrt{\eta}$). При наличии гистерезиса система уравнений не допускает периодических решений и приходится строить предельные режимы интегрированием на достаточно больших интервалах времени.

Благодарности

Работа выполнена при поддержке ФГУП ``Российский научноисследовательский институт космического приборостроения" и Российского фонда фундаментальных исследований (грант N 03-01-00652), а также Федерального агенства по науке и инновациям Российской Федерации.

Заключение

В результате проведенных исследований были определены:

•Состав магнитной системы ориентации. Постоянный магнит с дипольным моментом 2.2 $A \cdot m^2$ ориентирует спутник вдоль местного вектора

напряженности поля Земли. В качестве демпфирующего устройства выбраны 8 гистерезисных стержней из магнитомягкого материала – молибденового пермаллоя марки 79HM.

•Параметры и расположение гистерезисных стержней.

•Выделены и учтены основные возмущающие факторы. Расчеты проводились с использованием модели, учитывающей суточное вращение Земли; эффекты, связанные с этим процессом особенно четко видны на рис.13.

•Проведено моделирование движения спутника относительно своего центра масс в рамках улучшенной модели гистерезиса (см. раздел "Результаты численных расчетов"), которое показало приемлемые точности и времена переходных процессов.

Спутник был успешно выведен на почти круговую орбиту вручную российским космонавтом с борта Международной космической станции 28-го марта 2005 года. Параметры орбиты следующие: высота 350 км, наклонение $i = 51.6^{\circ}$, эксцентриситет $e = 7.5 \cdot 10^{-4}$. Запуск спутника показан на рис.21.



Рис. 21. Запуск наноспутника ТНС-0 (фото с экрана ТВ)

Литература

[1] Научно – технический отчет. Исследование динамики и определение параметров системы ориентации наноспутника THC-0. М.: ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, 2004.

[2] Ю.М.Урличич, А.С.Селиванов, Ю.М.Тучин, О.Е.Хромов, И.В.Никушкин. Технологический наноспутник минимальной комплектации ТНС-0. Аннотации докладов на III Конференции ``Микротехнологии в авиации и космонавтике", Санкт-Петербург, 8-9 июня, 2004 г., с.7-8.

[3] "Исследование динамики и определение параметров системы ориентации наноспутника ТНС-0", Технические требования, М.: ФГУП РНИИ КП, 2004.

[4] В.В.Белецкий. Движение искусственных спутников относительно центра масс. М.: Наука, 1966.

[5] В.А.Сарычев. М.Ю.Овчинников. Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли. Итоги науки и техники. Сер.: Исследование космического пространства. М.: ВИНИТИ, 1985. Т.23. - 106с.

[6] Ovchinnikov M.Yu., Methods to Obtain the Principal Parameters of Simple ACS for Small Satellites, Acta Astronautica, March 1998, V.43, Issue 11-12, pp.597-605.

[7] А.П.Коваленко. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М., Машиностроение, 1975. – 248 с.

[8] В.А.Сарычев, В.И.Пеньков, М.Ю.Овчинников. Математическая модель гистерезиса, основанная на магнитомеханической аналогии. Математическое моделирование, 1989, т.1, N 4, с.122-133.

[9] G.Horn, S.Regenberg, Zur stabilisierung eines satelliten mit hilfe des erdmagnetfeifdes. Z.Flugwiss., 1966, v.14, N 9, pp.398-413.

[10] B.V.Rauschenbakh, M.Yu.Ovchinnikov and S.McKenna Lawlor, Essential Spaceflight Dynamics and Magnetospherics, Kluwer & Microcosm Publ., 2002, 416p.

[11] Б.В.Раушенбах. М.Ю.Овчинников. Лекции по динамике космического полета. М.: МФТИ, 1997. - 188с.