

ATTITUDE CONTROL
SYSTEMS:
FROM LAGRANGE
TO KOROLEV

M. Yu. OVCHINNIKOV

Methods of stabilizing a satellite are discussed. As most appropriate to stabilize small satellites which are widely used last decade passive attitude control systems are discussed. They request the accurate preliminary analysis. The gravity-gradient attitude control system entailed by Lagrange is considered as a sample of the most used one.

Обсуждаются способы ориентации спутников. Как наиболее подходящие для малых спутников, которые интенсивно развиваются в последнее десятилетие, рассмотрены пассивные системы ориентации, требующие тщательного предварительного анализа динамики. В качестве примера приведена получившая широкое распространение гравитационная система ориентации, идея которой восходит к Лагранжу.

© Овчинников М.Ю., 1999

СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ: ОТ ЛАГРАНЖА ДО КОРОЛЕВА

М. Ю. ОВЧИННИКОВ

Московский физико-технический институт,
Долгопрудный Московской обл.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из важнейших проблем, которую приходится решать практически в течение всего полета подавляющего большинства искусственных спутников, является обеспечение их заданного углового движения. Спутнику придается нужное угловое положение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве таких ориентиров выступают видимые небесные и наземные объекты (звезды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве (местная вертикаль, вектор напряженности геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые можно определить по измерениям приборов. При этом спутник, например, нижним днищем, на котором укреплены антенна направленного действия и объектив видеокамеры, должен быть постоянно направлен на центр Земли.

Для проведения экспериментов и изучения явлений, связанных с геомагнитным полем и вызванных взаимодействием с ним заряженных частиц, оси чувствительности приборов целесообразно направлять определенным образом относительно вектора напряженности этого поля. При наблюдении различных участков звездного неба или поверхности Земли требуется систематическое изменение углового положения спутника или, наоборот, заданная ось спутника должна быть направлена постоянно в одну и ту же точку небесной сферы. Тем самым многообразие научных и прикладных задач, решаемых спутниками, порождает различные требования к устройству, именуемому системой ориентации, которое и обеспечивает его заданное угловое движение.

Широко используется термин “ориентация”, когда хотят сказать о наперед заданном угловом движении спутника (от лат. *oriens*, что означает “восток”, и фр. *orientation* – направление, ориентация). Иногда используют термин “стабилизация углового положения”, когда хотят подчеркнуть, что спутник удерживается относительно заданных ориентиров с требуемой точностью. В зависимости от того, какова природа управляющего воздействия на угловое движение спутника, каковы способы его реализации и какие требуются при этом устройства, различают активные, пассивные и комбинированные

системы ориентации [1]. Рассмотрим их различия, достоинства и недостатки.

ТИПЫ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ

Если для создания управляющих воздействий требуется расход рабочего тела или энергии, запасенных на борту, а для формирования этих воздействий требуются блок логики, датчики ориентации и исполнительные органы, то такая система носит название **активной системы ориентации**. С ее помощью можно реализовывать достаточно произвольные и быстрые угловые развороты. Пожалуй, в этом заключается ее основное достоинство. К недостаткам активной системы можно отнести ограниченное время ее работы, если используется запас рабочего тела или массы на борту, например реактивное топливо или сжатый газ для реализации управляющих воздействий, сложность и обычно высокую цену, относительно низкую надежность, обусловленную наличием большого количества составных элементов (датчиков, бортового логического устройства, подвижных элементов и т.д.).

Пассивные системы ориентации, использующие взаимодействие с внешними полями естественного происхождения, не потребляют рабочее тело и энергию, запасенные на борту спутника. Быть может, только в начальный момент времени потребуются их кратковременный расход для приведения системы ориентации в рабочее положение, например выдвинуть штанги, повернуть часть спутника, разарретировать магниты. При разработке пассивной системы приходится решать две основные проблемы: как создать восстанавливающий и демпфирующий моменты и что же это за моменты? Восстанавливающий момент необходим, чтобы привести спутник в требуемое положение: если спутник отклонится из этого положения, то восстанавливающий момент заставит его поворачиваться в обратном направлении.

Представьте себе математический маятник в поле тяжести, у которого точка подвеса расположена выше его центра масс. При отклонении маятника из положения равновесия возникает восстанавливающий момент силы тяжести, возвращающий маятник в сторону положения равновесия. Со временем амплитуда колебаний маятника будет уменьшаться — за счет сопротивления атмосферы и трения в подвесе он придет в положение равновесия и будет там находиться, пока очередное воздействие не выведет его из положения равновесия.

В условиях космического пространства картина качественно меняется. Среда настолько разрежена, что естественное трение практически отсутствует. Рассеяние энергии вращательного движения спутника за счет вихревых токов Фуко в элементах его конструкции и относительного движения его частей, включая жидкостные, без принятия специальных мер, усиливающих их действие, пренебрежимо мало. Например, скорость вращения первого совет-

ского искусственного спутника с оболочкой в виде тонкостенной проводящей сферы уменьшалась всего лишь в три раза за 80 суток. Поэтому наряду с восстанавливающим моментом необходимо реализовать и демпфирующий момент.

Еще одно ограничение связано с относительно малыми величинами восстанавливающих и демпфирующих моментов. Это приводит к тому, что область влияния нужного движения в пространстве начальных условий движения невелика. Необходимо изначально привести спутник в область влияния номинального движения с тем, чтобы демпфирующий момент гарантированно обеспечил выход спутника на это движение. При этом следует ожидать относительно длительный переходный процесс.

Комбинированные системы ориентации включают в себя как активные, так и пассивные элементы. Активные элементы в этом случае используют либо для первоначального приведения спутника в рабочее положение, либо берут такие элементы, которые не требуют большого расхода энергии и сложной системы управления, включая датчики ориентации, например вращающиеся маховики, требующие возобновляемую от солнечных батарей электроэнергию только для поддержания постоянной скорости вращения, или электромагниты, используемые время от времени для обеспечения постоянной скорости вращения спутника вокруг оси симметрии. Иногда комбинированные системы ориентации называют полупассивными или полуактивными, желая подчеркнуть принцип действия основного элемента системы.

На практике наибольшее распространение получили активные системы ориентации. Они имеют более широкие возможности по сравнению с пассивными, обеспечивая высокую точность ориентации и высокое быстродействие системы. Если определяющим в проекте является выполнение требований к угловому движению спутника, а не его стоимость, то используют именно активные системы. Однако существует вполне определенный класс спутников, для которых стоимость является основным критерием, и уже исходя из ограниченной стоимости формируется перечень решаемых задач и соответствующий перечень требований к точности и быстродействию системы ориентации. В этом случае обычно используются пассивные или комбинированные системы ориентации. Для этого класса спутников достоинства пассивных систем ориентации являются определяющими, а недостатки — несущественными. К этому классу относятся малые спутники.

МАЛЫЕ СПУТНИКИ

Вообще принято считать, что малый спутник — это аппарат массой не более нескольких сот килограммов, размерами корпуса до метра, энергетикой не более сотен ватт, стоимостью от нескольких десятков тысяч до нескольких десятков миллионов

долларов США. В соответствии с европейской классификацией малые спутники условно делят на пять подклассов (табл. 1).

Таблица 1. Классификация малых спутников по размеру (масса, кг)

1000–500	500–100	100–10	10–1	1–0
Миди-спутники	Мини-спутники	Микро-спутники	Наноспутники	Пикоспутники

Пассивные системы ориентации – “вотчина” микро- и наноспутников. В качестве характерного примера такого спутника на рис. 1 приведен макет шведского спутника “MUNIN”, разрабатываемого в Институте космической физики (Institute of Space Physics). Его масса около 5 кг. Он снабжен пассивной магнитной системой ориентации. Это действительно маленький спутник, помещающийся в руках ребенка! Мы привыкли, что космический аппарат – это орбитальная станция массой в несколько десятков тонн или спутник связи массой в несколько тонн. Однако спутник массой в несколько килограммов также способен решать полезные задачи. При этом по своей стоимости и стоимости вывода на орбиту он становится доступным университетам, исследовательским институтам и небольшим организациям. Другой пример наноспутника приведен на рис. 2. Это спутник массой около 7 кг, снабженный пассивной гравитационной системой ориентации, которая обеспечивает его ориентацию в орбитальной системе координат, оси которой направлены



Рис. 1. Макет наноспутника “MUNIN” с пассивной магнитной системой ориентации (без солнечных батарей и штыревой антенны)



Рис. 2. Макет наноспутника “Рефлектор” с пассивной гравитационной системой ориентации

соответственно вдоль местной вертикали, нормали к плоскости орбиты и по касательной к орбите, если орбита круговая. Высота спутника чуть больше одного метра. Не только система ориентации, но и сам спутник не имеет никаких активных элементов. Его назначение – отражать полученный сигнал. Рассмотрим, как устроены типичные пассивные системы ориентации.

ТИПЫ ПАССИВНЫХ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ

Нельзя сказать, что пассивные системы не использовались ранее, но можно утверждать, что с интенсивным развитием малых спутников (а этот процесс начался в конце прошлого десятилетия во всем мире) пассивные системы получили дальнейшее развитие и широко применяются на практике. Одной из причин, по которой малые спутники получили широкое распространение в последние годы, является их относительная простота реализации и как следствие – относительно короткий срок разработки и изготовления и низкая стоимость. Сокращение финансирования космических разработок практически во всех странах – лидерах космической индустрии привело к тому, что заметная часть разрабатываемых новых проектов базируется на использовании технологий малых спутников.

Принцип функционирования пассивных и полупассивных системы ориентации основан на

использовании внешних моментов, возникающих при взаимодействии элементов системы ориентации или входящих в ее состав элементов конструкции спутника с гравитационным и магнитным полями Земли, набегающим потоком воздуха, солнечным излучением, а также на использовании свойства быстро закрученного вокруг оси максимального момента инерции тела сохранять неизменную или почти неизменную ориентацию оси вращения относительно инерциального пространства. В зависимости от того, какие моменты являются преобладающими в своем действии на движение спутника относительно его центра масс, такой режим ориентации и будет реализован.

Особенностью пассивных систем на этапе разработки является необходимость особо тщательного математического моделирования. Пожалуй, тому виной являются две причины. Во-первых, в этих системах действуют чрезвычайно слабые механические моменты. Требуется достаточно точная математическая модель движения спутника, учитывающая все основные возмущающие моменты. Только на основе такой модели можно выбрать достоверные значения параметров системы ориентации. Во-вторых, на основе этих параметров изготавливаются элементы системы, и в полете уже не представляется возможным изменить какие-либо их параметры, если вдруг выяснится, что какие-то факторы не были учтены на этапе их разработки.

В активных системах можно создать значительные управляющие моменты, сделав их существенно больше всех остальных (возмущающих) моментов, и тем самым использовать более простые модели для аппроксимации последних. Кроме того, наличие бортового компьютера позволяет перепрограммировать его в течение полета и внести необходимые коррективы в алгоритмы, например по результатам наблюдения за движением спутника. Это позволяет несколько снизить требования к точности предварительного математического моделирования динамики и сконцентрировать внимание на точности определения текущей ориентации и реализации алгоритмов и управляющих моментов.

Выше говорилось, что в зависимости от того, какой момент будет преобладать в движении спутника относительно центра масс, такой тип ориентации и будет реализован. Рассмотрим один из наиболее распространенных типов — режим гравитационной ориентации.

ГРАВИТАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ

Принцип получения восстанавливающего момента в гравитационной системе ориентации реализуется следующим образом. Гравитационное поле Земли в первом приближении можно аппроксимировать центральным ньютоновым полем, когда сила притяжения обратно пропорциональна квадрату расстояния до центра планеты. Если представить

себе спутник в виде гантели — двух грузов, закрепленных на противоположных концах жесткого невесомого стержня, центр масс которой движется по орбите вокруг Земли, то сила притяжения грузов будет различной — сильнее будет притягиваться тот груз, который находится ближе к центру Земли. Возникает момент сил, стремящийся установить гантель вдоль местной вертикали. Кроме гравитационного момента на гантель действует момент сил инерции в неинерциальной орбитальной системе координат. В совокупности эти два момента обеспечивают устойчивость положений равновесия, когда ось гантели совпадает с местной вертикалью. Здесь не случайно использовано множественное число для обозначения положений равновесия. У гантели существуют два устойчивых положения равновесия — головой вверх и головой вниз вдоль местной вертикали, а также два неустойчивых положения равновесия — на левом боку и на правом боку вдоль касательной к орбите. Действительно, уравнение движения гантели в плоскости орбиты имеет вид

$$B\ddot{\alpha} + \frac{\mu_g}{R^3}(B - C)\sin\alpha\cos\alpha = 0,$$

где B , C — экваториальный (вокруг нормали к стержню, проходящей через его центр) и осевой (вокруг продольной оси стержня) моменты инерции, α — угол между местной вертикалью и стержнем, R — радиус орбиты спутника, μ_g — гравитационный параметр Земли (произведение ее массы на универсальную гравитационную постоянную). Положения равновесия спутника в орбитальной системе координат ($\alpha = \text{const}$) определяются равенством $\sin 2\alpha = 0$. Откуда и следует существование четырех различных положений равновесия гантели: $\alpha = \pi n/2$ ($n = 0, 1, 2, 3$). Гантель можно рассматривать как модель осесимметричного вытянутого спутника. Полученный режим движения носит название одноосной гравитационной ориентации — ориентируется лишь ось ориентации спутника.

Если же в центре стержня перпендикулярно его продольной оси укрепить другой, более короткий стержень с такими же грузами на концах, то три главных центральных момента инерции такой двойной гантели будут попарно различными. Ориентация этой двойной гантели в орбитальной системе координат обусловлена ее вращением вокруг нормали к плоскости орбиты и действием гравитационного момента. Центробежные силы инерции заставляют гантель лечь в плоскость орбиты, разворот в плоскости орбиты будет вызван гравитационным моментом, как это было описано для осесимметричной гантели, так, что длинный стержень будет ориентирован вдоль, а не поперек местной вертикали. Тем самым для двойной гантели реализуется так называемый режим трехосной ориентации. Спутник, изображенный на рис. 2, ориентируется именно таким способом.

На круговой орбите существуют четыре устойчивых положения равновесия двойной гантели в орбитальной системе координат: комбинация головой вверх, головой вниз и лицом вперед, лицом назад. В соответствии с этим поведение спутника с распределением моментов инерции, подобным двойной гантели, схоже с поведением Луны, которая постоянно повернута одной стороной к Земле. Именно схоже, но не идентично. Дело в том, что ось вращения Луны отвернута от нормали к плоскости ее орбиты на угол, близкий семи градусам. Это связано с эффектом поворота плоскости лунной орбиты относительно плоскости эклиптики [2]. Тем не менее Луна, движущаяся почти в режиме трехосной гравитационной ориентации, стала прообразом спутников с системой гравитационной ориентации, впервые предложенной в 1956 году Д.Е. Охочимским, ныне академиком, а в то время молодым сотрудником М.В. Келдыша. Это нашло свое отражение в письме С.П. Королева в Совет Министров СССР “Предложения по ориентированному искусственному спутнику Земли” [3]. Построение теории либрации Луны восходит к Лагранжу, которого с полным основанием можно назвать предтечей теории гравитационной ориентации.

Выше говорилось, что в космосе практически отсутствует естественное рассеяние энергии, поэтому необходимо вводить специальные демпфирующие устройства. Их задача заключается в эффективной диссипации энергии вращательного движения спутника. Используются два подхода, на основе которых и разработаны эти устройства.

В первом случае используется относительное движение частей спутника. При этом одна часть ориентируется внешним моментом в заданном положении, а другая подчиняется в движении моменту либо той же самой, либо другой природы. На примере двойной гантели такое устройство может представлять собой двухступенный подвес, соединяющий два стержня, в котором вводятся момент трения при их относительном повороте и упругий момент при нарушении перпендикулярности стержней. Упругий момент может быть реализован с помощью спиральных пружин. У такой гравитационной системы ориентации быстродействие, то есть скорость выхода спутника на рабочее движение, весьма ограничено. Но при этом возможна точная ориентация спутника в орбитальных осях. В этом случае говорят, что тривиальное положение спутника в орбитальных осях асимптотически устойчиво.

Можно увеличить быстродействие системы ориентации, связав, например, меньший стержень с геомагнитным полем. Для этого вдоль него следует укрепить достаточно сильный постоянный стержневой магнит, а пружины следует исключить. В этом случае стержневой магнит вместе с коротким стержнем будет вовлечен во вращение геомагнитным полем, так как вектор напряженности геомагнитного поля

неравномерно, но монотонно вращается в орбитальной системе координат. Можно считать, что он совершает в этой системе один полный оборот за оборот спутника по орбите. Спутник – длинная гантель вращается относительно меньшей гантели, и из-за трения в подвесе рассеивается энергия его возмущенного движения. Чем больше коэффициент трения, тем выше быстродействие системы. Однако увеличение этого коэффициента играет двойную роль. После окончания процесса успокоения короткий стержень продолжает вращаться относительно длинного и трение, ранее игравшее положительную роль, начинает играть роль возмущителя рабочего движения, пытаясь увлечь за собой длинный стержень. Если бы не гравитационный момент, противодействующий возмущающему моменту трения, длинный стержень тоже вовлекся бы во вращение. А так с большой вероятностью наступает динамическое равновесие, в результате которого спутник – длинная гантель совершает вынужденное движение относительно центра масс, причем чем сильнее связь между стержнями, то есть больше коэффициент трения, тем больше амплитуда вынужденного движения. Тем самым имеет место конфликт между быстродействием и точностью, присущий системам ориентации, которые взаимодействуют с геомагнитным полем.

Во втором случае реализации демпфирования отсутствует относительное движение отдельных частей спутника и используется относительное движение спутника и геомагнитного поля, которое перематничивает магнитомягкие материалы или наводит вихревые токи Фуко в корпусе спутника. Обычно магнитомягкие материалы представляются в виде тонких стержней из пермаллоевых сплавов. Такие стержни обладают высокой (несколько десятков тысяч) начальной относительной магнитной проницаемостью, высокой индукцией насыщения (порядка индукции геомагнитного поля) и малой коэрцитивной силой (единицы ампер на метр). Высокая магнитная проницаемость позволяет получить нужную величину демпфирующего момента в слабом геомагнитном поле, а малая коэрцитивная сила препятствует сильному влиянию стержней на рабочее движение. Оба спутника, описанные в этой статье снабжены именно таким демпфирующим устройством.

В качестве примера рассмотрим движение динамически осесимметричного спутника с демпфирующим устройством первого типа – сферическим магнитным демпфером, который содержит сильный постоянный магнит – аналог короткой гантели с сильным магнитом. Движение внешней, соединенной со спутником с помощью жесткого стержня проводящей сферы относительно внутренней сферы, сцепленной с вектором напряженности геомагнитного поля, приводит к наведению в ней токов Фуко от сильного магнита и как следствие – к рассеиванию энергии возмущенного вращательного

движения спутника. Тело спутника вместе с демпфером на конце образует длинную гантель. Спутник движется в центральном гравитационном поле по круговой орбите. Геомагнитное поле аппроксимируется полем диполя, помещенного в центре Земли антипараллельно оси ее вращения. Характерная величина демпфирующего момента $\bar{k}_d \omega_0$, действующего на спутник со стороны демпфера, выбирается значительно меньшей характерной величины восстанавливающего гравитационного момента $B \omega_0^2$ с тем, чтобы амплитуда вынужденных колебаний на установившемся движении была небольшой. Здесь \bar{k}_d – коэффициент демпфирования, ω_0 – угловая скорость орбитального движения спутника. Тогда вынужденное установившееся движение спутника на круговой орбите в окрестности положения равновесия в орбитальной системе координат может быть записано в приближенном виде:

$$\alpha = k_d \frac{2 \sin^2 i}{\sqrt{1 + 3 \sin^2 i}} \left[\frac{1}{3(1 - \lambda)} - 2 \sum_{n=1}^{\infty} \chi^{2n} \frac{\cos 2nu}{4n^2 - 3(1 - \lambda)} \right],$$

$$\gamma = k_d \frac{2 \cos i}{\sqrt{3}} \sum_{n=0}^{\infty} \left(\frac{1}{(2n + 1) \sqrt{1 + 3 \sin^2 i}} - 2 \right) \times$$

$$\times \chi^{2n+1} \frac{\cos(2n + 1)u}{4 - 3\lambda - (1 + 2n)^2},$$

где $\chi = (\sqrt{1 + 3 \sin^2 i} - 1) / (\sqrt{3} \sin i)$; α, γ – углы тангажа (поворот длинной гантели в плоскости орбиты) и крена (ее поворот из плоскости орбиты), $\lambda = C/B$ – инерционный параметр спутника, $k_d = \bar{k}_d / (B \omega_0)$ – безразмерный коэффициент демпфирования, i – наклонение орбиты, u – аргумент широты.

Тем самым математические методы позволяют даже в рамках простой модели получить представление о поведении спутника.

Вопросы динамики спутников с пассивными магнитными системами ориентации, подобных изображенному на рис. 2, на котором установлены сильный постоянный магнит и набор тонких гистерезисных стержней, изложены в [4]. О других типах пассивных систем ориентации можно прочитать в обзоре [5].

ЛИТЕРАТУРА

1. Космонавтика: Энциклопедия. М.: Сов. энциклопедия, 1985. С. 280–281.
2. *Белецкий В.В.* Очерки о движении космических тел. М.: Наука, 1977. 432 с.
3. Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева: Избранные труды и документы / Под ред. М.В. Келдыша. М.: Наука, 1980. С. 373–374.
4. *Раушенбах Б.В., Овчинников М.Ю.* Лекции по динамике космического полета. М.: МФТИ, 1997. 188 с.
5. *Сарычев В.А.* Вопросы ориентации искусственных спутников // Итоги науки и техники. Исследование космического пространства. М.: ВИНТИ, 1978. Т. 11. 223 с.

* * *

Михаил Юрьевич Овчинников, доктор физико-математических наук, профессор Московского физико-технического института, ведущий научный сотрудник Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. Область научных интересов – теория и реализация систем ориентации спутников, динамика космического полета, разработка систем ориентации для малых спутников. Автор более 100 научных работ.