

УДК 629.783:629.7.015

РЕЖИМЫ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ИСЗ С МАЛЫМ УРОВНЕМ ОСТАТОЧНЫХ МИКРОУСКОРЕНИЙ

© 2011 г.

А.И. Игнатов¹, В.В. Сазонов²

¹Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева, Москва

²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва

general_z@mail.ru

Поступила в редакцию 24.08.2011

Получены оценки квазистатических микроускорений на проектируемом искусственном спутнике Земли, предназначенном для проведения космических экспериментов в области микрогравитации. Рассмотрены три режима вращательного движения спутника: пассивная гравитационная ориентация, активная гравитационная ориентация и одноосная солнечная ориентация. В первых двух режимах движение спутника близко к положению его покоя в орбитальной системе координат, существующему на круговой орбите. В третьем режиме нормаль к светочувствительной стороне солнечных батарей направлена на Солнце, угловая скорость спутника близка к нулю. Второй и третий режимы поддерживаются электромеханическими исполнительными органами – двигателями-маховиками или гироскопами, причем в режиме солнечной ориентации спутник поворачивается вокруг направления на Солнце так, чтобы ограничить рост накапливаемого кинетического момента исполнительных органов. Оценки получены с помощью математического моделирования вращательного движения спутника с учетом действия на него гравитационного и аэродинамического моментов, а также с учетом функционирования органов управления.

Ключевые слова: спутник, микрогравитация, микроускорения, математическое моделирование вращательного движения спутника, гиросистема.

Оценки микроускорений получены методом математического моделирования. Используемая модель основывается на том, что квазистатические микроускорения на борту неуправляемого спутника или спутника с гироскопическими органами управления вызываются тремя причинами: движением спутника относительно центра масс, градиентом гравитационного поля и аэродинамическим торможением. Квазистатическое микроускорение в заданной фиксированной точке борта описывается простой формулой, причем чтобы воспользоваться ею, достаточно знать только орбиту и вращательное движение спутника. Формула строится на следующем определении. Пусть спутник представляет собой твердое тело или гироскоп, и точка P жестко связана с его корпусом. Микроускорением \mathbf{b} в точке P называется разность между напряженностью гравитационного поля в этой точке и абсолютным ускорением последней. Указанная формула имеет вид [1]:

$$\mathbf{b} = \mathbf{d} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{d}) \times \boldsymbol{\omega} + \frac{\mu_E}{|\mathbf{r}|^3} \left[\frac{3(\mathbf{d} \cdot \mathbf{r})}{|\mathbf{r}|^2} \mathbf{r} - \mathbf{d} \right] + c \rho_a |\mathbf{v}| \mathbf{v}. \quad (1)$$

Здесь \mathbf{d} – радиус-вектор точки P относительно центра масс спутника – точки O ; $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника, точка над буквой оз-

начает дифференцирование по времени t ; μ_E – гравитационный параметр Земли; \mathbf{r} – геоцентрический радиус-вектор точки O ; \mathbf{v} – скорость этой точки относительно поверхности Земли; ρ_a – плотность атмосферы в точке O ; c – баллистический коэффициент спутника.

Формула (1) выведена для общего случая без каких-либо частотных ограничений. Однако если спутник имеет большие инерционные характеристики и его вращательное движение медленное, то эта формула дает именно квазистатическое микроускорение. Формулу (1) можно использовать для прогноза квазистатических микроускорений. В этом случае создается математическая модель движения спутника (уравнения движения), выбирается режим движения, этот режим моделируется, т.е. находится соответствующее решение уравнений движения, и вдоль найденного решения микроускорение в заданной точке борта рассчитывается по формуле (1) в функции времени. Именно таким образом формула (1) применялась в описываемом исследовании.

Использовалась математическая модель движения спутника: спутник считался гироскопом с массой 6400 кг и главными центральными моментами инерции 2600 кг·м², 11100 кг·м², 10900 кг·м². Параметры орбиты: высота в апогее 450 км, вы-

сота в перигее 400 км, наклонение 63.0° , аргумент широты перигея 53.5° , долгота восходящего узла 164.0° . Уравнения движения спутника состоят из двух подсистем. Одна из них описывает движение центра масс спутника, другая – его движение относительно центра масс. Подсистема уравнений движения центра масс записана в гринвичской системе координат относительно компонент векторов \mathbf{r} и \mathbf{v} (см. (1)). В ней учитываются нецентральность гравитационного поля Земли и сопротивление атмосферы. Подсистема уравнений вращательного движения образована кинематическими уравнениями Пуассона, уравнениями, выражающими теорему об изменении кинетического момента спутника в его движении относительно центра масс, и уравнениями изменения кинетического момента гиросистемы.

В уравнениях, выражающих теорему об изменении кинетического момента, учитываются гравитационный и аэродинамический моменты. Гиросистема состоит из четырех одинаковых двигателей-маховиков, оси вращения которых параллельны боковым ребрам правильной четырехгранной пирамиды. Высота пирамиды параллельна оси минимального момента инерции спутника, угол между высотой пирамиды и ее ребром составляет 80.5° .

В режиме пассивной гравитационной ориентации продольная ось спутника направлена приблизительно вдоль местной вертикали, солнечные батареи лежат в плоскости орбиты, собственный кинетический момент гиросистемы равен нулю. Решение уравнений движения, описывающее начальный отрезок режима, находилось из условия минимума интеграла

$$\int_0^T |\omega - \omega_0|^2 dt,$$

где ω_0 – угловая скорость орбитальной системы координат (орты осей 2 и 3 этой системы имеют вид $(\mathbf{r} \times \mathbf{v}) / |\mathbf{r} \times \mathbf{v}|$ и $\mathbf{r} / |\mathbf{r}|$), момент $t = 0$ – начало движения, значение T равно нескольким орбитальным периодам. Найденное таким образом решение продолжалось затем на отрезок времени длиной несколько недель и сохраняло все свои основные свойства, в частности амплитуды колебаний спутника относительно орбитальной системы координат. На более продолжительном отрезке указанные амплитуды возрастают, и режим разрушается. Причина разрушения – непотенциальность действующего на спутник аэродинамичес-

кого момента.

В режиме активной гравитационной ориентации использованы законы управления кинетическим моментом гиросистемы, предложенные в [2]. Эти законы обеспечивают демпфирование возмущенного движения спутника. В результате получается устойчивое движение, близкое к начальному отрезку движения в режиме пассивной гравитационной ориентации. Собственный кинетический момент гиросистемы при этом остается ограниченным. Рассмотрены модификации законов [2], позволяющие уменьшить амплитуды вынужденных колебаний спутника в орбитальной системе координат.

В режиме одноосной солнечной ориентации нормаль к плоскости солнечных батарей спутника неизменно направлена на Солнце, причем спутник медленно поворачивается вокруг этой нормали так, чтобы ограничить рост собственного кинетического момента гиросистемы [3].

Показано, что рассмотренные режимы обеспечивают весьма малый уровень квазистатических микроускорений на спутнике. В этих режимах в середине рабочего отсека микроускорения не превышают 10^{-5} м/с². Оба режима гравитационной ориентации обеспечивают к тому же весьма малую область вариации вектора остаточного микроускорения. Однако приемлемый энергосъем в этих режимах возможен только в случае достаточно большого удаления Солнца от плоскости орбиты. В режиме солнечной ориентации уровень микроускорений несколько меньше, чем в режимах гравитационной ориентации, но размер области вариации вектора остаточного микроускорения сравним с его средним модулем.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант №08-01-00467.

Список литературы

1. Сазонов В.В. и др. Микроускорения на орбитальной станции «Мир» и оперативный анализ гравитационной чувствительности конвективных процессов теплопереноса // Космические исследования. 1999. Т. 37, №1. С. 86–101.
2. Сазонов В.В. Гравитационная ориентация искусственных спутников с гиродинами // Космические исследования. 1988. Т. 26, №2. С. 315–317.
3. Игнатов А.И., Сазонов В.В. Оценка остаточных микроускорений на борту ИСЗ в режиме одноосной солнечной ориентации // Препринт № 65. ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2009.

**IMPLEMENTATION OF SPACECRAFT ATTITUDE MOTION
WITH SMALL RESIDUAL ACCELERATIONS**

A.I. Ignatov, V.V. Sazonov

Residual accelerations on board a designed spacecraft intended for experiments in microgravity sciences are estimated. Three modes of the spacecraft attitude motion are considered: a passive gravitational orientation, an active gravitational orientation, and a single-axis solar orientation. The motion in the first and the second modes is close to a rest position of the spacecraft with respect to the orbital coordinate system, the spacecraft orbit being almost circular one. The motion in the third mode is as follows: the normal to the plane of spacecraft solar arrays is constantly directed to the Sun, the absolute angular rate of the spacecraft is practically equal to zero. The second and the third orientation modes are implemented by electromechanical actuators (a gyro system). At that the third mode provides additionally a decrease of the angular momentum of the gyro system due to the special choice of the spacecraft turning about the normal to the solar arrays. The acceleration estimates are obtained by mathematically modeling the spacecraft attitude motion, taking into account the gravitational and the aerodynamic torques acted upon the spacecraft, as well as the control torques produced by the gyro system.

Keywords: spacecraft, microgravitation, accelerations, mathematical modeling of the spacecraft attitude motion, gyro system.