МЕХАНИКА
ЖИДКОСТИ И ГАЗА
№ 5 · 1994

УДК 531.768+519.6:629.783

© 1994 г. М. Ю. БЕЛЯЕВ, С. Г. ЗЫКОВ, С. Б. РЯБУХА,
В. В. САЗОНОВ, В. А. САРЫЧЕВ, В. М. СТАЖКОВ

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИЗМЕРЕНИЕ МИКРОУСКОРЕНИЙ НА ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ «МИР»

Рассмотрены причины возникновения микроускорений на борту искусственных спутников Земли: движение вокруг центра масс, градиент гравитационного поля, сопротивление атмосферы и т. п. Описаны методы и приведены результаты определения низкочастотной составляющей микроускорения на орбитальной станции «Мир» по данным измерений трехкомпонентного магнитометра и датчика угловой скорости. Приведены результаты измерений микроускорения с помощью акселерометра.

1. Микроускорения на борту искусственных спутников Земли. Механическая природа микроускорений, возникающих на борту искусственных спутников Земли, состоит в следующем. Орбитальное движение спутника описывается уравнением

$$\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{g}(\mathbf{R}, t) + \mathbf{F}/m$$

Здесь $\mathbf{R}$ — геоцентрический радиус-вектор центра масс спутника, точкой обозначено дифференцирование по времени t, $\mathbf{g}(\mathbf{R}, t)$ — напряженность гравитационного поля Земли (гравитационным влиянием на спутник Луны и других тел солнечной системы пренебрегаем), m — масса спутника, $\mathbf{F}$ — главный вектор сил негравитационной природы, действующих на спутник. Фиксируем на спутнике некоторую точку P. Ее радиусы-векторы относительно центра Земли и центра масс спутника обозначим соответственно через $\mathbf{r}$ и $\boldsymbol{\rho}$: $\mathbf{r} = \mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}$. Микроускорением в точке P будем называть величину $\mathbf{n} = \mathbf{g}(\mathbf{r}, t) - \ddot{\mathbf{r}}$, представляющую собой разность между напряженностью гравитационного поля в этой точке и абсолютным ускорением последней. Если в точке P находится пробное тело массы $m_p \ll m$, то кажущаяся сила, действующая на такое тело, равна $m_p\mathbf{n}$. С учетом выписанных соотношений микроускорение можно представить в виде

$$\mathbf{n} = -\ddot{\boldsymbol{\rho}} + \mathbf{g}(\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}, t) - \mathbf{g}(\mathbf{R}, t) - \mathbf{F}/m$$

Пусть спутник — твердое тело. Тогда, обозначив через $\boldsymbol{\omega}$ его абсолютную угловую скорость, будем иметь

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}} = \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho})$$

С достаточной для проводимых расчетов точностью можно принять $\mathbf{g}(\mathbf{R}, t) = -\mu_E\mathbf{R}/R^3$, где $R = |\mathbf{R}|$, μ_E — гравитационный параметр Земли. В этом случае при $\rho = |\boldsymbol{\rho}| \ll R$ справедлива формула

$$\mathbf{g}(\mathbf{R} + \boldsymbol{\rho}, t) - \mathbf{g}(\mathbf{R}, t) = \frac{\mu_E}{R^3}\left[\frac{3(\mathbf{R}\boldsymbol{\rho})\mathbf{R}}{R^2} - \boldsymbol{\rho}\right]$$

Теперь выражение для $\mathbf{n}$ можно записать в виде

$$\mathbf{n} = \boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} + (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) \times \boldsymbol{\omega} + \frac{\mu_E}{R^3}\left[\frac{3(\mathbf{R}\boldsymbol{\rho})\mathbf{R}}{R^2} - \boldsymbol{\rho}\right] - \frac{\mathbf{F}}{m} \qquad (1.1)$$

Полученное выражение объясняет причины возникновения микроускорений на борту спутника — твердого тела. В общем случае их три: 1) движение спутника относительно центра масс — этому движению отвечают первые два слагаемых в

Возмущения негравитационной природы, действующие на станциях «Салют-6», «Салют-7», «Мир» в полете	Характерные значения $\lvert \mathbf{F}/m \rvert$, м/с^2
Действие системы управления во время коррекции орбиты	10^{-1} – 1
Действие системы ориентации	10^{-2} – 10^{-1}
Работа вентиляторов, компрессоров и другой аппаратуры	10^{-5} – 10^{-2}
Физические упражнения экипажа	10^{-3} – 10^{-2}
Аэродинамическое сопротивление	10^{-5}
Световое давление	10^{-7}
Влияние магнитного поля Земли	10^{-11}
Действие микрометеоритов	10^{-15}

правой части (1.1); 2) неоднородность гравитационного поля Земли — она описывается третьим слагаемым; 3) силы негравитационной природы, действующие на спутник, — слагаемое $(-\mathbf{F}/m)$ (сюда относятся разного рода управляющие воздействия, воздействия из-за движения внутренних частей спутника, аэродинамическое сопротивление, световое давление и т. д.). Если для составляющих микроускорения, вызванных первыми двумя причинами, есть простые расчетные формулы, то вывод явной формулы для величины $\mathbf{F}/m$ требует задания ряда конкретных механических моделей: модели взаимодействия спутника с внешней средой, модели работы его органов управления и т. п. Для спутников типа орбитальных станций «Салют-6», «Салют-7» и «Мир» характерные значения величины $\lvert \mathbf{F}/m \rvert$ в случае некоторых возмущающих воздействий приведены в таблице. Оценить значимость этих воздействий позволяет следующий пример. Рассмотрим спутник на круговой орбите с высотой ~340 км, неподвижный в орбитальной системе координат. Предположим, что вектор $\boldsymbol{\rho}$ коллинеарен вектору $\mathbf{R}$ и имеет длину 2 м. Тогда модуль суммы первых трех слагаемых в правой части (1.1) равен $3\mu_E\rho/R^3 = 7\cdot 10^{-6}$ м/с^2.

Поскольку полностью устранить микроускорения на борту спутника невозможно, при анализе результатов экспериментов, выполненных в полете, необходимо иметь информацию об их величине. Для определения микроускорений можно либо применять специальные акселерометры, либо, располагая информацией о движении спутника, воспользоваться формулой (1.1). Указанные два подхода неравнозначны, но каждый из них имеет свою область применения. Показания акселерометров сами по себе ничего не говорят о причинах возникновения микроускорений, и анализ этих показаний требует привлечения дополнительной информации. Второй подход ограничен случаем спутника — твердого тела и состоит по существу в математическом моделировании микроускорения в ситуации, приближенной к реальной. Второй подход во многих отношениях проще первого, поэтому начнем с него и продемонстрируем этот подход на примере определения микроускорений, возникающих на борту орбитальной станции «Мир».

Будут рассмотрены два способа использования формулы (1.1). Первый способ применим только в случае неуправляемого движения станции. Согласно этому способу, сначала в результате статистической обработки данных измерений бортового магнитометра определяется фактическое движение станции вокруг центра масс, затем для найденного движения вычисляется микроускорение в любой заданной точке станции в функции времени. Решение аналогичной задачи для орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» описано в [1]. Второй способ применим в случае движения станции с достаточно большой угловой скоростью. В этом способе данные бортовых измерений угловой скорости сглаживаются сплайнами и подставляются в формулу (1.1), в которой отбрасываются два последних слагаемых.

2. Расчет микроускорений на борту орбитальной станции «Мир» в неуправляемом полете. Эта задача интересна по двум причинам. Во-первых, технологические эксперименты на станции «Мир» желательно проводить в режиме неуправляемого полета, обеспечивающем низкий уровень возмущающих микроускорений. Во-вторых, имеется эффективная методика определения неуправляемого движения этой станции по показаниям бортового магнитометра [2].

Из негравитационных сил, действующих на станцию, будем учитывать только силу аэродинамического сопротивления, которую аппроксимируем формулой

$$\mathbf{F} = -mb\rho_a v\mathbf{v}, \quad v = |\mathbf{v}|$$

Здесь $b = \mathrm{const}$ — баллистический коэффициент, ρ_a — плотность набегающего на станцию аэродинамического потока, $\mathbf{v}$ — скорость станции относительно гринвичской системы координат.

Приведем краткое описание методики определения движения станции по показаниям магнитометра и лежащей в ее основе математической модели в части, представляющей интерес для решения рассматриваемой задачи. Станция (базовый блок вместе с пристыкованными к нему кораблями и модулями) считается твердым телом, центр масс которого совершает кеплерово эллиптическое движение вокруг Земли. Элементы этого движения и баллистический коэффициент b определяются по данным траекторных измерений. Для записи уравнений движения станции относительно центра масс введем две правые декартовы системы координат: орбитальную $X_1X_2X_3$ и образованную главными центральными осями инерции станции $x_1x_2x_3$. Оси X_3 и X_2 направлены вдоль векторов $\mathbf{R}$ и $\mathbf{R} \times \dot{\mathbf{R}}$, ось x_1 близка продольной оси базового блока и направлена в сторону его агрегатного отсека, несимметричная солнечная батарея базового блока лежит в полупространстве $x_2 \geq 0$. Матрицу перехода от системы координат $x_1x_2x_3$ к системе $X_1X_2X_3$ обозначим $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$, $a_{ij} = \cos(X_i, x_j)$.

Уравнения вращательного движения станции записываются с учетом гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов

$$\begin{gathered}
\dot\omega_1 = \mu(\omega_2\omega_3 - \nu a_{32}a_{33}) + \varkappa(v_2p_3 - v_3p_2) \\
\dot\omega_2 = \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu}(\omega_1\omega_3 - \nu a_{31}a_{33}) + \frac{\lambda\varkappa}{1+\lambda\mu}(v_3p_1 - v_1p_3) \\
\dot\omega_3 = -(1-\lambda+\lambda\mu)(\omega_1\omega_2 - \nu a_{31}a_{32}) + \lambda\varkappa(v_1p_2 - v_2p_1) \qquad (2.1) \\
\dot a_{11} = a_{12}\omega_3 - a_{13}\omega_2 - \omega_0 a_{31}, \quad \dot a_{12} = a_{13}\omega_1 - a_{11}\omega_1 - \omega_0 a_{32} \\
\dot a_{13} = a_{11}\omega_2 - a_{12}\omega_1 - \omega_0 a_{33}, \quad \dot a_{31} = a_{32}\omega_3 - a_{33}\omega_2 + \omega_0 a_{11} \\
\dot a_{32} = a_{33}\omega_1 - a_{31}\omega_3 + \omega_0 a_{12}, \quad \dot a_{33} = a_{31}\omega_2 - a_{32}\omega_1 + \omega_0 a_{13} \\
\lambda = \frac{I_1}{I_3}, \quad \mu = \frac{I_2 - I_3}{I_1}, \quad \nu = \frac{3\mu_E}{R^3}, \quad \varkappa = E\rho_a v
\end{gathered}$$

Здесь ω_i и v_i — компоненты векторов $\boldsymbol{\omega}$ и $\mathbf{v}$ в системе координат $x_1x_2x_3$, I_i — моменты инерции станции относительно осей x_i, параметры p_i характеризуют действующий на станцию аэродинамический момент, ω_0 — модуль абсолютной угловой скорости орбитальной системы координат, E — масштабирующий коэффициент. При численном интегрировании уравнений (2.1) единицей измерения времени служит 1000 с, единицей измерения расстояния — 1000 км, плотность атмосферы рассчитывается, согласно [3], в кг/м^3, $E = 10^{10}$. Недостающие элементы a_{2i} матрицы перехода вычисляются по формулам: $a_{21} = a_{32}a_{13} - a_{33}a_{12}$ и т. п.

Показания бортового магнитометра интерпретируются в так называемой строительной системе координат $y_1y_2y_3$. Это — правая декартовая система, оси которой составляют малые углы с осями системы $x_1x_2x_3$. Ось y_1 параллельна продольной оси базового блока и направлена в сторону его агрегатного отсека, ось y_2 параллельна оси вращения несимметричной солнечной батареи. Матрицу перехода от системы $x_1x_2x_3$ к системе $y_1y_2y_3$ обозначим $\|b_{ij}\|_{i,j=1}^3$, $b_{ij} = \cos(y_i, x_j)$. Элементы этой матрицы выражаются в функции углов α_c, β_c и γ_c, на которые надо повернуть систему $y_1y_2y_3$ последовательно вокруг осей y_2, y_3 и y_1, чтобы перевести ее в систему $x_1x_2x_3$.

Значения углов α_c, β_c и γ_c рассчитываются вместе с инерционными параметрами λ и μ по компонентам тензора инерции станции в строительной системе координат на основании результатов приведения этого тензора к диагональной форме. Как правило, тензор инерции станции известен достаточно точно и указанный способ задания параметров λ, μ, α_c, β_c и γ_c позволяет удовлетворительно согласовать измеренные и расчетные значения компонент вектора напряженности геомагнитного поля. Однако имеется возможность уточнения этих параметров в процессе обработки измерительной информации наряду с начальными условиями движения станции и аэродинамическими параметрами p_i.

В определенные моменты времени с магнитометра считываются измерения компонент h_i ($i = 1, 2, 3$) вектора $\mathbf{H}$ напряженности геомагнитного поля в строительной системе координат. Обычно в обработку включаются не все доступные измерения, а примерно каждое четвертое — восьмое так, чтобы промежутки времени между соседними измерениями одной компоненты составляли несколько минут. Такой выбор измерений достаточен для определения вращательного движения станции с угловой скоростью $\sim 10^{-3}$ с$^{-1}$. Совокупность отобранных для обработки измерений обозначим

$$t_i^{(k)},\ h_i^{(k)}\quad (k = 1, 2, \ldots, N_i;\ i = 1, 2, 3) \qquad (2.2)$$

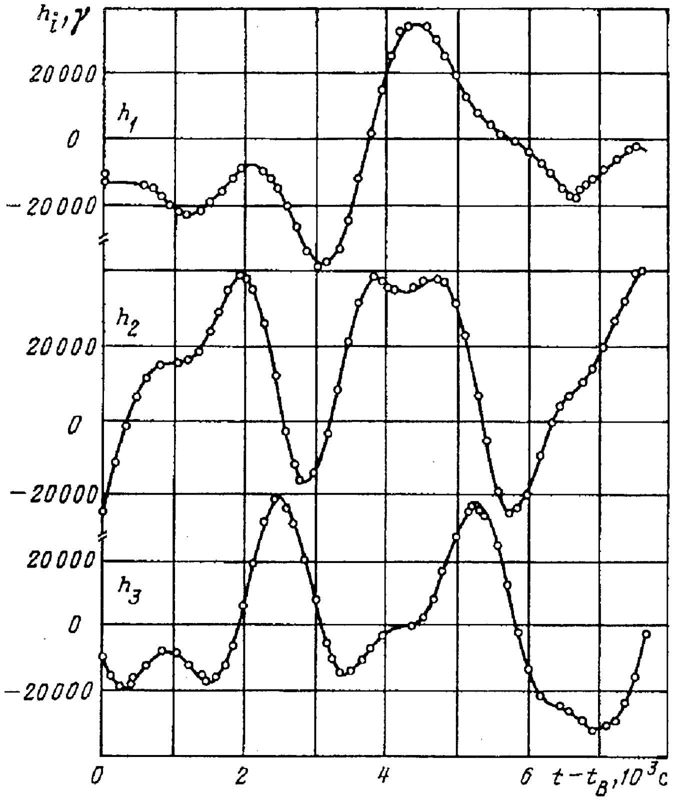
Здесь $h_i^{(k)}$ — результат измерения компоненты h_i вектора $\mathbf{H}$ в момент времени $t_i^{(k)}$, $t_i^{(k)} < t_i^{(k+1)}$. Начало и конец обрабатываемого временно́го интервала определим соотношениями $t_B = \min t_i^{(1)}$, $t_E = \max t_i^{(N_i)}$ ($i = 1, 2, 3$). Как правило, $t_E - t_B \leqslant 120$ мин, $N_i = 30 - 50$.

Зная движение центра масс станции, компоненты вектора $\mathbf{H}$ в орбитальной системе координат можно рассчитать по известным формулам. Определение вращательного движения станции на отрезке $t_B \le t \le t_E$ состоит в отыскании таких параметров математической модели и решения системы (2.1), которые позволяют наилучшим образом в смысле метода наименьших квадратов согласовать измеренные и расчетные значения компонент $\mathbf{H}$. Обработка измерения разбивается на несколько этапов.

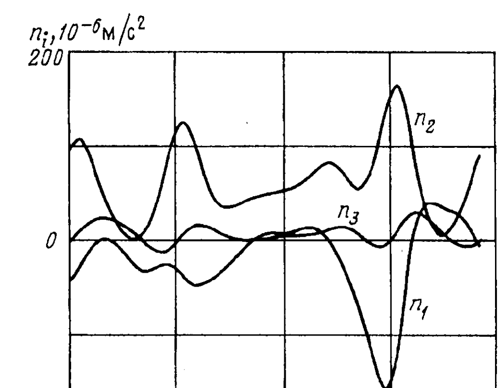
Сначала на отрезке $t_B \le t \le t_E$ строятся кубические сплайны $H_i(t)$ ($i = 1, 2, 3$), выражающие расчетную зависимость компонент вектора $\mathbf{H}$ в орбитальной системе координат от времени. Используется сетка с шагом ~2 мин, значения геомагнитного поля в узлах сетки вычисляются согласно модели [4]. Затем выполняется собственно статистическая обработка измерительной информации (2.2). Функционал метода наименьших квадратов формируется на основании гипотезы: систематические ошибки в измерениях компоненты h_i одинаковы и равны Δ_i ($i = 1, 2, 3$), случайные ошибки в измерениях всех компонент независимы и имеют одинаковое нормальное распределение с нулевым средним значением и стандартным отклонением σ. Этот функционал имеет вид

$$\Phi = \sum_{i=1}^{3}\sum_{k=1}^{N_i}\left[h_i^{(k)} - h_i^{\circ}(t_i^{(k)})\right]^2, \quad h_i^{\circ}(t) = \Delta_i + \sum_{j,\,l=1}^{3} b_{ij}a_{lj}(t)\,H_l(t)$$

Задача состоит в минимизации этого функционала по начальным условиям



Фиг. 1



Фиг. 2

решения системы (2.1), задаваемым в точке t_B, и параметрам p_i, Δ_i (и, возможно, λ, μ, α_c, β_c, γ_c).

После того как минимизация Ф выполнена, найденное решение системы (2.1) можно использовать для расчета микроускорений на отрезке $t_B \le t \le t_E$.

В качестве примера приведем результаты расчета микроускорений на измерительном интервале, приходящемся на 16—17 марта 1993 г. В данном случае t_B = 23 ч 37 мин 12 с, t_E = 1 ч 45 мин 5 с по декретному московскому времени,

$N_1 = 50$, $N_2 = 53$, $N_3 = 52$ и после уточнения всех указанных выше параметров для σ была получена оценка $\sigma = 730\gamma$. Точность согласования измеренных и расчетных значений h_i иллюстрирует фиг. 1. На этой фигуре сплошными линиями изображены отвечающие точке минимума Φ графики функций $h_i^\circ(t)$, а метки указывают включенные в обработку данные измерений. На фиг. 2 приведены графики зависимости от времени компонент n_i $(i = 1, 2, 3)$ микроускорения $\mathbf{n}$ в системе $y_1y_2y_3$, построенные для вектора $\boldsymbol{\rho}$, имеющего в этой системе компоненты (—9 м, 12 м, 1 м). В данном случае вектор $\boldsymbol{\rho}$ был выбран произвольно.

Микроускорение, рассчитываемое описанным способом, представляет собой фоновую функцию времени. В действительности на нее накладываются колебания и отдельные пики, вызываемые разного рода толчками, вибрациями корпуса станции и другими причинами. Рассматривая станцию как твердое тело, а именно при этом допущении была выведена формула (1.1), учесть такие эффекты невозможно. Поэтому описанный способ дает достаточно точное представление только о низкочастотной (с частотами $\lesssim 10^{-3}$ Гц) составляющей микроускорения.

3. Определение микроускорений по данным бортовых измерений угловой скорости. На борту станции имеются датчики угловой скорости, позволяющие в заданные моменты времени измерять компоненты Ω_i $(i = 1, 2, 3)$ вектора $\boldsymbol{\omega}$ в строительной системе координат. Эти измерения могут выполняться как во время неуправляемого полета, так и во время действия на станцию управляющих сил и моментов. Совокупность измерений $\boldsymbol{\omega}$, выполненных на некотором временном интервале, обозначим

$$t_i^{(k)},\quad \Omega_i^{(k)}\quad (k = 1, 2, \ldots, N_i;\ i = 1, 2, 3) \tag{3.1}$$

Здесь $\Omega_i^{(k)}$ — результаты измерения компоненты Ω_i в момент времени $t_i^{(k)}$, $t_i^{(k)} < t_i^{(k+1)}$. Как правило, $t_i^{(k+1)} - t_i^{(k)} = 20{-}60$ с, $N_i = 10{-}50$. Обработка данных измерений (3.1) осуществляется с использованием решения следующей задачи.

Пусть для моментов времени t_k $(k = 1, \ldots, N)$, $t_k < t_{k+1}$ известны приближенные значения $x_k = f(t_k) + \varepsilon_k$ некоторой гладкой функции $f(t)$ и среднеквадратичные оценки δx_k ошибок ε_k. Требуется восстановить эту функцию на отрезке $t_1 \le t \le t_N$. В [5] отыскание $f(t)$ в предположении, что эта функция дважды непрерывно дифференцируема, сводится к решению вариационной задачи

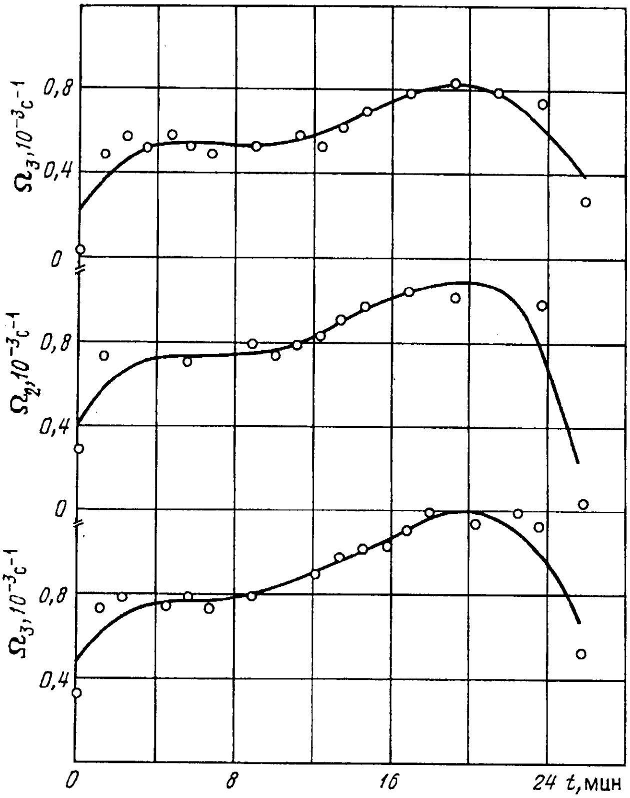
$$J = \int_{t_1}^{t_N} \ddot{f}^2(t)\,dt \to \min,\quad \sum_{k=1}^{N} \left(\frac{x_k - f(t_k)}{\delta x_k}\right)^2 \le S \tag{3.2}$$

Здесь S — заданное положительное число. Решением задачи (3.2) является кубический сплайн. В [5] приведена программа, вычисляющая коэффициенты этого сплайна по величинам S, t_k, x_k, δx_k $(k = 1, \ldots, N)$. Эта программа использовалась для построения сплайнов $\Omega_i(t)$, сглаживающих измерения (3.1), т. е. удовлетворяющих условиям $\Omega_i(t_i^{(k)}) \approx \Omega_i^{(k)}$.

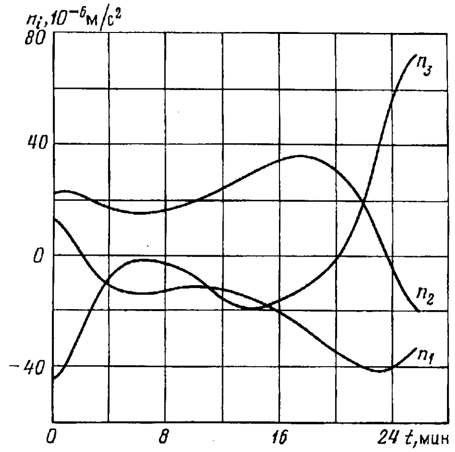
В рамках рассмотренной вариационной задачи параметр S не определен. Существует, однако, ряд статистических рецептов выбора его подходящего значения по величинам t_k, x_k и δx_k. При сглаживании измерений (3.1) использовался следующий прием (ср. [6]). Пусть $s \ge 0$, j — натуральное число и функция $f_j(t, s)$ доставляет минимум функционалу J в (3.2) при условии

$$\sum_{\substack{k=1\\k\ne j}}^{N} \left(\frac{x_k - f(t_k)}{\delta x_k}\right)^2 \le (N-1)\,s$$

Эта функция представляет собой кубический сплайн, который можно построить



Фиг. 3



Фиг. 4

с помощью программы [5]. Возьмем $A > 0$ и натуральное число p из интервала $(1,\ N/2)$. Положим

$$\varphi(s) = \sum_{j=p}^{N-p+1} \left(\frac{x_j - f_j(t_j, s)}{\delta x_j} \right)^2$$

$$B = \operatorname*{argmin}_b \varphi(10^{-b}A), \quad b = 0, 1, \ldots$$

Принимается $S = 10^{-B}AN$.

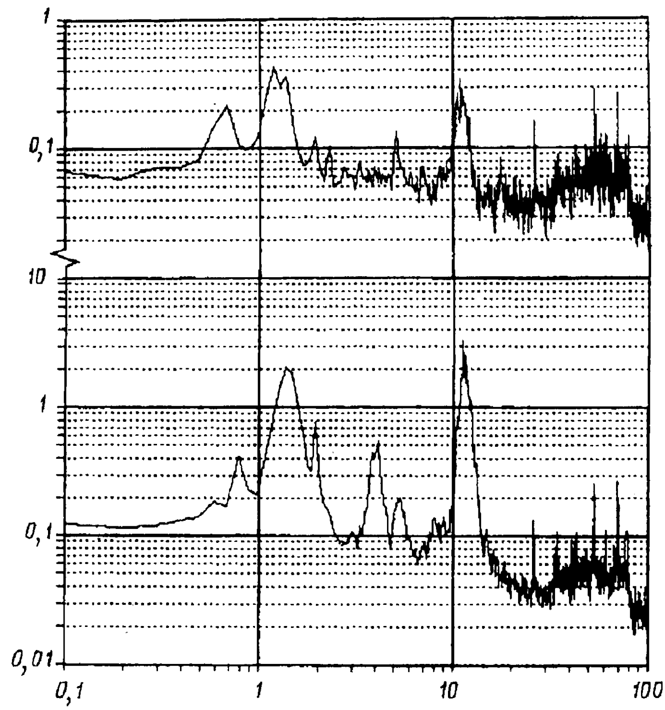
Примеры сплайнов, сглаживающих измерения (3.1), приведены сплошными линиями на фиг. 3. Метки на этой фигуре указывают данные измерений. Измерения были выполнены во время эйлерова разворота станции вокруг оси, неподвижной в строительной системе координат и абсолютном пространстве. Здесь $N_1 = N_3 = 17$, $N_2 = 13$ и момент $t = 0$ соответствует 19 ч 1 мин 1 с декретного московского времени 4 декабря 1993 г. Сплайны построены при $\delta x_k = 1$, $p = 3$, $A = 1$ и $B = 3$ для всех трех компонент Ω_i. Пример использования этих сплайнов для расчета микроускорения приведен на фиг. 4. Микроускорение рассчитано по формуле $\mathbf{n} = \boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} + (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) \times \boldsymbol{\omega}$ для вектора $\boldsymbol{\rho} = (-9$ м, 12 м, 1 м$)$. Указанная формула применима, если в правой части (1.1) сумма двух первых слагаемых существенно превосходит по модулю сумму двух последних. В данном случае это условие выполнено с натяжкой.

Рассмотренный способ расчета микроускорения так же, как и предыдущий, позволяет фактически найти только его низкочастотную составляющую. Однако по сравнению с первым способом верхняя граница спектра вычисляемой функции $\mathbf{n}(t)$ возросла по крайней мере на порядок.

4. Измерение микроускорений с помощью акселерометра. В настоящее время измерения микроускорений на борту орбитальной станции «Мир» проводятся с использованием двух комплектов аппаратуры «Микроакселерометр», разработанной CNES (Франция). Аппаратура состоит из блока электроники с видеомагнитофоном, трехкомпонентного блока датчиков с тремя типами механического интерфейса и видеокамеры, позволяющей контролировать место установки блока датчиков и ориентацию осей их чувствительности в строительной системе координат. «Микроакселерометр» позволяет проводить измерение и регистрацию микроускорения с погрешностью около 1% в диапазоне значений $10^{-3} - 1$ м/с^2 и полосе частот 0,1—400 Гц. Результаты измерений записываются на видеокассеты, которые возвращаются на Землю для детального анализа. Кроме того, имеется возможность сброса измерительной информации по видеоканалу для оперативного контроля уровня микроускорений.

Статистический и спектральный анализ данных измерений показывает, что на станции «Мир» уровень микроускорений существенно выше, чем на станциях «Салют-6» и «Салют-7». Средние значения $|n_1|$ зависят от времени и места проведения измерений и лежат в пределах $3 \cdot 10^{-2} - 15 \cdot 10^{-2}$ м/с^2, а средние значения $|n_2|$ и $|n_3|$ могут достигать 1 м/с^2. При этом основная часть мощности микроускорения сосредоточена в диапазоне частот 20—50 Гц. В базовом блоке станции основным источником возмущений служит компрессор БКВ-3. Угловая скорость его собственного вращения соответствует частоте 24,4 Гц. Эта частота и частоты, кратные ей, хорошо заметны в спектре функции $|\mathbf{n}(t)|$. В районе центрального поста базового блока спектральным пикам с частотами 48,8 и 146,4 Гц отвечают эффективные амплитуды составляющих микроускорения 0,66 и 0,21 м/с^2. При выключении компрессора уровень микроускорений в базовом блоке уменьшается на порядок.

Другой существенный источник возмущений — гиродины. При штатных режимах работы гиродинов «Микроакселерометр» регистрирует уровни микроускорений с эффективными значениями амплитуд $\sim 10^{-2}$ м/с^2. В спектре микроускорений наблюдаются пики на частотах 150—160 и 300—320 Гц, обусловленные собственными вращениями роторов гиродинов с угловыми скоростями около 10 000 об/мин. Амплитуды отвечающих этим пикам спектральных составляющих доходят до 0,02 м/с^2. Наряду с высокочастотными составляющими в микроускорениях присутствуют и низкочастотные составляющие с частотами 25 и 45 Гц и амплитудами 0,01—0,02 м/с^2. Однако при выполнении динамических операций (разворотов, разгрузок и т. п.) происходит резкое возрастание амплитуд низкочастотных составляющих микроускорений примерно на порядок. Кроме



Фиг. 5

того, резкое возрастание этих амплитуд происходит и при включении некоторых других систем станции, собственные частоты которых близки к характерным частотам гиродинов.

Аппаратура «Микроакселерометр» позволила измерить уровень микроускорений, обусловленный упругими колебаниями корпуса станции во время выполнения экипажем физических упражнений. С этой целью 22 декабря 1992 г. проводился эксперимент «Резонанс», в котором упругие колебания корпуса возбуждались бегом космонавта на «бегущей дорожке». Во время эксперимента многие системы станции, вносящие заметный вклад в уровень микроускорений на ней, были отключены. «Микроакселерометр» был установлен рядом с телескопом «Ксения» в блоке «Кристалл». До возбуждения колебаний был зарегистрирован уровень микроускорения $|\mathbf{n}| = 0{,}007$ м/с^2, причем в диапазонах частот 0,10—3,61, 8,59—13,48 и 50,78—55,66 Гц были сосредоточены соответственно 16, 20 и 10% мощности функции $|\mathbf{n}(t)|$. После возбуждения колебаний уровень микроускорения поднялся до 0,026 м/с^2, в диапазонах 0,10—2,34 и 9,67—13,96 Гц были сосредоточены 18 и 77% мощности функции $|\mathbf{n}(t)|$. Спектры этой функции до и после возбуждения колебаний приведены соответственно на верхнем и нижнем графиках фиг. 5. Графики построены в логарифмическом масштабе, по оси абсцисс отложена частота в Гц, по оси ординат — амплитуда в м/с. Верхний график построен по измерениям, выполненным на временном интервале длиной 60 с, нижний — по измерениям на интервале 107 с. В обоих случаях отрезки времени между двумя последовательными измерениями составляли 0,005 с. Из приведенных данных следует, что физические упражнения и работа экипажа вносят в уровень микроускорений на станции вклад, который примерно на порядок меньше вклада ряда систем управления и жизнеобеспечения.

Данная работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 93-013-16249).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Сарычев В. А., Беляев М. Ю., Сазонов В. В., Тян Т. Н.* Определение микроускорений на орбитальных комплексах «Салют-6» и «Салют-7»//Космич. исслед. 1986. Т. 24. № 3. С. 337—344.
2. *Сарычев В. А., Сазонов В. В., Беляев М. Ю. и др.* Определение пассивного вращательного движения орбитальной станции «Мир» по измерениям напряженности геомагнитного поля. Препринт № 42. М.: Ин-т прикладной математики РАН, 1993. 24 с.
3. Модель верхней атмосферы для баллистических расчетов. ГОСТ 22721-77. М.: Изд-во стандартов, 1978. 64 с.
4. *Головков В. П., Коломийцева Г. И.* Международное аналитическое поле и его вековой ход для интервала 1980—1990 гг.//Геомагнетизм и аэрономия. 1986. Т. 26. № 3. С. 523—525.
5. *Reinsch C. H.* Smoothing by spline functions//Numer. Math. 1967. V. 10. № 3. P. 177—183.
6. *Wahba G.* Smoothing noisy data with spline functions//Numer. Math. 1975. V. 24. № 5. P. 383—393.

Москва

Поступила в редакцию
13.I.1994