

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК  
ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
им. М.В. Келдыша

Л.А.Латышев, А.Ф.Штырлин, О.М.Непейвода,  
В.В.Сазонов

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ  
ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ РЕЖИМА ДВИЖЕНИЯ ИСЗ  
С МАЛЫМ УРОВНЕМ МИКРОУСКОРЕНИЙ**

Москва - 2007

## Аннотация

Исследован режим трехосной гравитационной ориентации искусственного спутника Земли, предназначенного для проведения экспериментов в области микрогравитации. По массово-инерционным и геометрическим характеристикам спутник близок космическим кораблям "Прогресс" и "Фотон". Рассмотрены два варианта режима — пассивный (неуправляемый) и активный (управляемый). Управление вращательным движением спутника в активном варианте обеспечивается электроракетными двигателями малой тяги. Для обоих вариантов проверено выполнение двух условий: обеспечения низкого уровня остаточных микроускорений и устойчивости (сохранение основных свойств движения на продолжительном интервале времени, слабая зависимость от ошибок выставки начальных условий). Проверка проводилась посредством математического моделирования вращательного движения спутника под действием четырех внешних механических моментов — гравитационного, аэродинамического, управляющего и момента с постоянными компонентами в связанной со спутником системе координат. Показано, что пассивный вариант обеспечивает малый уровень микроускорений, но неустойчив относительно ошибок в задании начальных условий ориентированного движения. Активный вариант устойчив и обеспечивает малый уровень микроускорений. Наиболее экономичным оказалось чередование обоих вариантов, в котором двигатели включаются на несколько часов через каждые 3 — 5 сут для гашения возникающего возмущенного движения.

**L.A. Latyshev, A.F. Shtyrilin, O.M. Nepejvoda, V.V. Sazonov. The use of electric propulsions for realization of the motion of the satellite with low microgravity environment.** We investigate the gravity gradient stabilization mode of the Earth artificial satellite designed for microgravity studies. The satellite dimensions and inertia tensor are similar to the same characteristics of the spacecraft Foton and Progress. We consider two variants of the mode — the passive (uncontrollable) variant and the active (controllable) one. Electric propulsions are used for control of satellite attitude motion in the active variant. We check two conditions for both variants: the low level of residual accelerations on board the satellite and the stability of the motion (preservation of its basic properties over a long period of time, insensibility to errors in initial conditions). Checking is carried out by mathematical modeling of the satellite attitude motion. We demonstrate that the active variant provides the low level of accelerations but is not stable relative to errors in initial conditions of the motion. The active variant satisfies two conditions above. Interchange of these variants proves to be more economical: the electric propulsions operate only a few hours every 3 — 5 days to damp arising disturbed motion.

**1. Введение.** Данная работа посвящена расчету микроускорений на борту искусственного спутника Земли, специально предназначенного для исследований в области микрогравитации. Облик этого спутника еще не определен в полной мере, но предъявляемые к нему требования и опыт работы с аналогичными космическими аппаратами позволяют говорить о его конструкции и режимах вращательного движения достаточно определенно. В настоящее время осознано, что наиболее подходящим режимом для выполнения ряда экспериментов по физике жидкости и в области космического материаловедения является режим трехосной гравитационной ориентации. Этот режим позволяет обеспечить малый уровень микроускорений и малую область изменения вектора остаточного микроускорения в связанной со спутником системе координат.

Недостатки режима гравитационной ориентации во многом зависят от способа его реализации. Недостаток, присущий всем способам — малый энергопотребление с солнечных батарей при неудачном (и преобладающем по времени) положении орбиты спутника относительно Солнца. Пассивная гравитационная ориентация, как правило, оказывается слабо неустойчивой и не может сохраняться длительное время. Однако преимущества режима таковы, что стоит затратить усилия для устранения его недостатков. Например, указанные выше недостатки можно компенсировать так. На спутнике надо иметь аккумуляторную батарею большой емкости. Перед серией экспериментов спутник с помощью системы управления следует некоторое время удерживать в положении, в котором плоскость его солнечных батарей будет перпендикулярна солнечным лучам. Это позволит достаточно быстро зарядить аккумуляторы. Затем надо перевести спутник в режим гравитационной ориентации и удерживать его в нем с помощью системы управления. Поскольку неустойчивость этого режима — слабая, управление можно сделать мягким.

Мягкое управление может быть реализовано с помощью электроракетных двигателей малой тяги. Ниже приводятся оценки, показывающие, что использование таких двигателей позволяет весьма полно реализовать все преимущества гравитационной ориентации.

**2. ИСЗ с низким уровнем остаточных квазистатических микроускорений.** Квазистатические (низкочастотные) микроускорения на борту низколетящего искусственного спутника Земли вызываются четырьмя причинами: действием силы, создаваемой органами управления, движением спутника относительно центра масс как твердого тела, градиентом гравитационного поля и аэродинамическим торможением. Для расчета квазистатического микроускорения в заданной фиксированной точке корпуса спутника существует простая формула. Её вывод основан на следующем определении.

Пусть спутник представляет собой твердое тело, 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 ускоре-

нием последней. Роль вектора  $\mathbf{b}$  в орбитальных экспериментах аналогична роли ускорения свободного падения  $\mathbf{g}$  в экспериментах на поверхности Земли. В частности, если в точке  $P$  закрепить пробное тело с исчезающе малой массой  $m_P$ , то сила реакции, действующая на это тело со стороны спутника, будет равна  $-m_P\mathbf{b}$ . Для микроускорения можно вывести формулу [1]

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

Здесь  $\mathbf{d}$  — радиус-вектор точки  $P$  относительно центра масс спутника — точки  $O$ ,  $\vec{\omega}$  — абсолютная угловая скорость спутника, точка над буквой означает дифференцирование по времени  $t$ ,  $\mu_E$  — гравитационный параметр Земли,  $\mathbf{r}$  — геоцентрический радиус-вектор точки  $O$ ,  $\mathbf{v}$  — скорость этой точки относительно гринвичской системы координат,  $\rho_a$  — плотность атмосферы в точке  $O$ ,  $m$  и  $c$  — масса и баллистический коэффициент спутника,  $\mathbf{F}$  — сила, создаваемая органами управления.

Формула (1) выведена для общего случая без каких-либо частотных ограничений. Однако если спутник имеет большие массу и моменты инерции как, например, КА "Фотон" или "Прогресс" и его вращательное движение рассчитывается как движение твердого тела (такое движение обычно очень медленное), то формула (1) дает именно квазистатическое микроускорение.

Введем орбитальную систему координат  $OX_1X_2X_3$ . Это — правая декартова система, оси  $OX_3$  и  $OX_2$  которой направлены соответственно вдоль  $\mathbf{r}$  и кинетического момента орбитального движения спутника  $\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$ . Ниже в данном разделе компоненты векторов и координаты точек точек указываются в системе  $OX_1X_2X_3$ .

Будем считать, что орбита спутника круговая и неизменна в абсолютном пространстве и что спутник неподвижен в орбитальной системе координат. Тогда

$$\mathbf{r} = (0, 0, r), \quad \mathbf{v} = (v_1, v_2, 0), \quad \vec{\omega} = (0, \omega_0, 0),$$

$$v_1 = r(\omega_0 - \omega_E \cos i), \quad v_2 = r\omega_E \sin i \cos u, \quad \omega_0 = \sqrt{\frac{\mu_E}{r^3}}.$$

Здесь  $r$  — радиус орбиты,  $\omega_0$  — орбитальная частота (среднее движение спутника),  $\omega_E$  — угловая скорость вращения Земли,  $i$  — наклонение орбиты,  $u = \omega_0 t + \text{const}$  — аргумент широты спутника. Для такого спутника, введя обозначения  $\mathbf{d} = (d_1, d_2, d_3)$ ,  $\mathbf{b} = (b_1, b_2, b_3)$  и  $\mathbf{F}/m = (w_1, w_2, w_3)$ , формулу (1) в скалярной форме можно записать так:

$$b_1 = c\rho_a v v_1 - w_1, \quad b_2 = -\omega_0^2 d_2 + c\rho_a v v_2 - w_2, \quad b_3 = 3\omega_0^2 d_3 - w_3, \quad (2)$$

$$v = \sqrt{v_1^2 + v_2^2} = r \sqrt{(\omega_0 - \omega_E \cos i)^2 + \omega_E^2 \sin^2 i \cos^2 u}.$$

Для спутника на круговой орбите с высотой около 400 км и наклоном  $i = 51.2^\circ$  имеют место соотношения  $c\rho_a v^2 \approx 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>,  $\omega_0 = 0.001138$  с<sup>-1</sup>,  $\omega_0^2 \approx 1.3 \cdot 10^{-6}$  с<sup>-2</sup>,  $|v_2|/v_1 < 0.051$ . Если взять  $d_1 = d_2 = 0$ ,  $d_3 = 3.5$  м и  $w_1 = w_2 = w_3 = 0$ , то получим  $b_1 \approx 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>,  $|b_2| < 0.05 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>,  $b_3 = 13.7 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>. Компонента  $b_3$  постоянна во времени, компонента  $b_1$  меняется, но сохраняет знак, компонента  $b_2$  меняет знак.

Для задач космического материаловедения микроускорение с модулем  $14 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup> вполне приемлемо, если его компоненты в системе координат технологической установки меняются в достаточно узких пределах. Требования к временным вариациям компонент микроускорения удобно сформулировать в терминах спектрального анализа. Представим эти вариации в виде суммы нескольких гармоник. Предельно допустимые значения амплитуд таких гармоник зависят от их частоты. Вообще говоря, каждый космический эксперимент имеет свою собственную амплитудно-частотную характеристику предельно допустимых микроускорений, однако для экспериментов по росту кристаллов такие характеристики более или менее одинаковы. В настоящее время к ним выработаны достаточно конкретные и универсальные требования<sup>1</sup>. Они сводятся к тому, что в диапазоне частот более 0.0001 Гц предельно допустимые значения амплитуд возрастают вместе с частотой. Самой низкой и в этом смысле самой опасной из реально наблюдаемых частот является орбитальная частота<sup>2</sup>. В рассмотренном примере она ярко выражена в компоненте  $b_2$ , поскольку (ср. (2))  $v_2 \sim \cos u$ , и присутствует в  $b_1$  из-за изменения плотности атмосферы вдоль орбиты. Гармоники с частотами более 0.01 Гц, как правило, уже безопасны.

В рассмотренном выше примере точной стабилизации спутника в орбитальной системе координат достигнуты весьма благоприятные условия для проведения космических экспериментов по уровню микроускорений. Эти условия гораздо лучше условий, обеспечиваемых на КА "Прогресс" в режиме пассивной гравитационной ориентации [6,7] или в неуправляемом вращательном движении на спутниках "Фотон" [8 — 12]. Пассивная гравитационная ориентация — это сравнительно малые колебания спутника относительно его положения в режиме точной стабилизации. Частоты таких колебаний лежат в диапазоне 0.00018 — 0.0004 Гц. Хотя амплитуды колебаний невелики и по уровню абсолютных величин микроускорения режим пассивной гравитационной ориентации почти не уступает режиму точной стабилизации, наличие переменных микроускорений с указанными частотами делает его мало пригодным для проведения экспериментов с высокой гравитационной чувствительностью.

<sup>1</sup>Некоторые данные о частотных свойствах космических экспериментов по росту кристаллов содержатся в [2 — 5].

<sup>2</sup>Значению  $\omega_0 = 0.001138$  с<sup>-1</sup> отвечает циклическая частота 0.000181 Гц.

Для проведения особо чувствительных экспериментов в области микрогравитации следует, во-первых, снабдить спутник средствами трехосной орбитальной стабилизации, обеспечивающими малый уровень микроускорений в диапазоне  $0.0001 — 0.01$  Гц. Во-вторых, следует изучить возможность компенсации аэродинамической составляющей микроускорения. А именно, система управления движением спутника должна обеспечить постоянно действующую силу  $\mathbf{F} = \sigma \rho_a v |\mathbf{v}| \mathbf{v}$ . Тогда в правой части (1) два последних слагаемых скомпенсируют друг друга. В рамках рассмотренного выше примера такая компенсация означает, что должны выполняться соотношения (см. (2))  $w_1 = \sigma \rho_a v v_1 \approx 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>,  $w_2 = \sigma \rho_a v v_2 \approx 0.05 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>,  $w_3 = 0$ . Ошибки выполнения этих соотношений в диапазоне частот  $0.0001 — 0.01$  Гц должны быть достаточно малы.

Перечисленные требования к системе управления движением спутника могут быть обеспечены использованием электроракетных двигателей малой тяги. Ниже основное внимание уделяется стабилизации вращательного движения, поскольку именно оно вносит наибольшие возмущения в уровень микроускорений.

### 3. Математическая модель вращательного движения спутника.

Спутник считаем твердым телом. Для описания его движения будем использовать три правые декартовы системы координат. Это — введенная выше орбитальная система, система  $Ox_1x_2x_3$ , которая образована главными центральными осями инерции спутника и в которой оси  $Ox_1$  и  $Ox_2$  отвечают минимальному и максимальному моментам инерции, а также гринвичская система  $CY_1Y_2Y_3$ . Точка  $C$  — центр Земли, ось  $CY_1$  пересекает гринвичский меридиан, ось  $CY_3$  направлена к Северному полюсу.

Матрицу перехода от системы  $OX_1X_2X_3$  к системе  $CY_1Y_2Y_3$  обозначим  $\|c_{ij}\|_{i,j=1}^3$ , где  $c_{ij}$  — косинус угла между осями  $CY_i$  и  $OX_j$ . Элементы этой матрицы выражаются через компоненты векторов  $\mathbf{r}$  и  $\dot{\mathbf{r}}$  в системе  $CY_1Y_2Y_3$ . Матрицы перехода от системы  $Ox_1x_2x_3$  к системам  $OX_1X_2X_3$  и  $CY_1Y_2Y_3$  обозначим соответственно  $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$  и  $\|b_{ij}\|_{i,j=1}^3$ . Здесь  $a_{ij}$  — косинус угла между осями  $OX_i$  и  $Ox_j$ ,  $b_{ij}$  — косинус угла между осями  $Oy_i$  и  $Ox_j$ .

Положение системы  $Ox_1x_2x_3$  относительно системы  $OX_1X_2X_3$  будем задавать также углами  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$ , которые введем следующим образом. Система  $OX_1X_2X_3$  может быть переведена в систему  $Ox_1x_2x_3$  тремя последовательными поворотами: 1) на угол  $\delta + \pi/2$  вокруг оси  $OX_2$ , 2) на угол  $\beta$  вокруг новой оси  $OX_3$ , 3) на угол  $\gamma$  вокруг новой оси  $OX_1$ , совпадающей с осью  $Ox_1$ . Элементы матрицы  $\|a_{ij}\|$  выражаются через эти углы с помощью формул

$$\begin{aligned} a_{11} &= -\sin \delta \cos \beta, & a_{21} &= \sin \beta, \\ a_{12} &= \cos \delta \sin \gamma + \sin \delta \sin \beta \cos \gamma, & a_{22} &= \cos \beta \cos \gamma, \\ a_{13} &= \cos \delta \cos \gamma - \sin \delta \sin \beta \sin \gamma, & a_{23} &= -\cos \beta \sin \gamma, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{31} &= -\cos \delta \cos \beta, \\
a_{32} &= -\sin \delta \sin \gamma + \cos \delta \sin \beta \cos \gamma, \\
a_{33} &= -\sin \delta \cos \gamma - \cos \delta \sin \beta \sin \gamma.
\end{aligned}$$

Справедливы соотношения

$$b_{ij} = \sum_{k=1}^3 c_{ik} a_{kj} \quad (i, j = 1, 2, 3). \quad (3)$$

Ниже, если не оговорено особо, компоненты векторов и координаты точек указываются в системе  $Ox_1x_2x_3$ .

Уравнения движения спутника состоят из двух подсистем. Одна подсистема описывает движение центра масс спутника, другая — его движение относительно центра масс (вращательное движение). Подсистема уравнений движения центра масс записывается в гринвичской системе координат с учетом нецентральной гравитационного поля Земли и сопротивления атмосферы. Нецентральность поля учитывается с точностью до членов порядка (8,8) включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям. Атмосфера считается вращающейся вместе с Землей, ее плотность рассчитывается согласно модели ГОСТ 25645.115-84 в редакции 1990 г. Параметры атмосферы и баллистический коэффициент спутника считаются неизменными на всем интервале интегрирования уравнений движения.

Подсистема уравнений вращательного движения образована динамическими уравнениями Эйлера для компонент угловой скорости спутника  $\vec{\omega}$  и кинематическими уравнениями Пуассона для элементов первых двух строк матрицы  $\| b_{ij} \|$ . В уравнениях Эйлера учитываются четыре внешних механических момента. Это — гравитационный момент, аэродинамический момент, момент, имеющий в системе  $Ox_1x_2x_3$  постоянные компоненты, и управляющий момент, создаваемый ракетными двигателями малой тяги.

Для гравитационного момента существует простое аналитическое выражение [13]. Аэродинамический момент  $\mathbf{M}_a$  вычислялся в предположении, что спутник имеет форму прямого кругового цилиндра с двумя прикрепленными к нему одинаковыми прямоугольными пластинами — солнечными батареями. Цилиндр имеет радиус  $R$  и высоту  $L$ , его ось совпадает с осью  $Ox_1$ . Пластины расположены в плоскости  $Ox_1x_3$  симметрично относительно оси  $Ox_1$ . Стороны пластин параллельны осям  $Ox_1$  и  $Ox_3$ . Суммарная площадь пластин составляет  $S_b$ . Координаты геометрических центров масс цилиндра и пластин суть  $(z_c, 0, 0)$  и  $(z_b, 0, 0)$ . Полагая, что молекулы атмосферы при столкновении со спутником испытывают абсолютно неупругий удар, формулу для аэродинамического момента представим в виде [13]

$$\mathbf{M}_a = \varrho_a |\mathbf{v}| (\mathbf{v} \times \mathbf{P}). \quad (4)$$

Здесь  $\varrho_a$  — плотность атмосферы в точке  $O$ ,  $\mathbf{v}$  — скорость этой точки относительно гринвичской системы координат (см. п. 2),  $\mathbf{P} = \mathbf{P}(\mathbf{v})$  — первый момент геометрической фигуры, являющейся проекцией внешней оболочки спутника на плоскость  $\Pi_v$ , перпендикулярную вектору  $\mathbf{v}$ . Вектор  $\mathbf{P}$  лежит в плоскости  $\Pi_v$  и вычисляется относительно проекции на  $\Pi_v$  точки  $O$ . Поскольку формула (4) инвариантна относительно замены  $\mathbf{P} \rightarrow \mathbf{P} + A\mathbf{v}$ , где  $A$  — произвольный скаляр, функцию  $\mathbf{P}(\mathbf{v})$  можно задавать, не связывая себя условием  $\mathbf{P} \in \Pi_v$ . Для рассматриваемого спутника эту функцию удобно задать соотношением

$$|\mathbf{v}|\mathbf{P}(\mathbf{v}) = \left[ z_c \left( \pi R^2 |v_1| + 2RL \sqrt{v_2^2 + v_3^2} \right) + z_b S_b |v_2|, 0, 0 \right].$$

Здесь  $v_i$  — компоненты вектора  $\mathbf{v}$ .

Допущения, сделанные при выводе формулы аэродинамического момента, позволяют выписать явное выражение для входящего в формулу (1) баллистического коэффициента спутника. Этот коэффициент имеет вид  $c = S_v/m$ , где  $S_v$  — площадь геометрической фигуры, являющейся проекцией внешней оболочки спутника на плоскость  $\Pi_v$ . В данном случае

$$|\mathbf{v}|S_v = \pi R^2 |v_1| + S_b |v_2| + 2RL \sqrt{v_2^2 + v_3^2},$$

и аэродинамический член формулы (1) принимает вид

$$c\varrho_a |\mathbf{v}|\mathbf{v} = \varrho_a \left( \frac{\pi R^2}{m} |v_1| + \frac{S_b}{m} |v_2| + \frac{2RL}{m} \sqrt{v_2^2 + v_3^2} \right) \mathbf{v}. \quad (5)$$

Все приводимые ниже расчеты микроускорений выполнены по формулам (1), (5).

При выводе выражений для аэродинамического момента и баллистического коэффициента не учитывалось возможное взаимное затенение корпуса спутника и солнечных батарей от набегающего аэродинамического потока. Такое упрощение оправдано, поскольку для большинства движений спутника относительная продолжительность отрезков времени, на которых указанное затенение существенно, невелика.

Заметим, что при расчете микроускорений баллистический коэффициент  $c$  считался переменным, а в подсистеме уравнений движения центра масс спутника тот же коэффициент принимался постоянным. Сделанное упрощение оправдано тем, что влияние сопротивления атмосферы на движение центра масс весьма мало и достаточно точно описывается с использованием постоянного значения баллистического коэффициента, которое определяется в результате обработки траекторных измерений. Принятый способ описания движения центра масс является общепринятым и позволяет использовать при математическом моделировании вращательного движения спутника реальную баллистическую информацию.



Подсистема уравнений вращательного движения спутника имеет вид

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_1 &= \mu(\omega_2\omega_3 - \nu x_2x_3) + \varepsilon_1 + u_1, \\
\dot{\omega}_2 &= \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda\mu}(\omega_1\omega_3 - \nu x_1x_3) + \frac{\lambda(\varepsilon_2 + u_2) + p v_3}{1 + \lambda\mu}, \\
\dot{\omega}_3 &= -(1 - \lambda + \lambda\mu)(\omega_1\omega_2 - \nu x_1x_2) + \lambda(\varepsilon_3 + u_3) - p v_2, \\
\dot{b}_{11} &= b_{12}\omega_3 - b_{13}\omega_2 + \omega_E b_{21}, \\
\dot{b}_{12} &= b_{13}\omega_1 - b_{11}\omega_3 + \omega_E b_{22}, \\
\dot{b}_{13} &= b_{11}\omega_2 - b_{12}\omega_1 + \omega_E b_{23}, \\
\dot{b}_{21} &= b_{22}\omega_3 - b_{23}\omega_2 - \omega_E b_{11}, \\
\dot{b}_{22} &= b_{23}\omega_1 - b_{21}\omega_3 - \omega_E b_{12}, \\
\dot{b}_{23} &= b_{21}\omega_2 - b_{22}\omega_1 - \omega_E b_{13},
\end{aligned} \tag{6}$$

$$\lambda = \frac{I_1}{I_3}, \quad \mu = \frac{I_2 - I_3}{I_1}, \quad \nu = \frac{3\mu E}{r^5}, \quad r = \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2},$$

$$p = E \varrho_a \left( g_1 |v_1| + g_2 |v_2| + g_3 \sqrt{v_2^2 + v_3^2} \right),$$

$$g_1 = \frac{\pi R^2 z_c}{I_3}, \quad g_2 = \frac{S_b z_b}{I_3}, \quad g_3 = \frac{2RLz_c}{I_3}.$$

Здесь точка над буквой означает дифференцирование по времени,  $\omega_i$  и  $x_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ) — компоненты векторов  $\vec{\omega}$  и  $\mathbf{r}$ ,  $I_i$  — моменты инерции спутника относительно осей  $Ox_i$ ,  $\varepsilon_i$  и  $u_i$  — отнесенные к  $I_1$  компоненты постоянного и управляющего моментов,  $E$  — масштабирующий множитель. При численном интегрировании уравнений (6) единицей измерения времени служит 1000 с, единицей измерения длины — 1000 км, скорость выражается в км/с, единица измерения угловой скорости —  $0.001 \text{ с}^{-1}$ , плотность атмосферы рассчитывается в  $\text{кг}/\text{м}^3$ ,  $E = 10^{12}$ . Третья строка матрицы  $\|b_{ij}\|$  вычислялась как векторное произведение первых двух ее строк.

Переменные  $b_{1i}$  и  $b_{2i}$  зависимы, они связаны условиями ортогональности матрицы  $\|b_{ij}\|$ . По этой причине, а также из соображений удобства начальные условия для  $b_{1i}$  и  $b_{2i}$  вычисляются по формулам (3), в которых элементы  $a_{ij}$  выражаются через значения введенных выше углов  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$  в начальный момент времени, а элементы  $c_{ij}$  выражаются через начальное значение фазового вектора центра масс спутника.

Приведем использованные в расчетах числовые значения параметров описанной модели. Параметры спутника:  $m = 7800 \text{ кг}$ ,  $I_1 = 4500 \text{ кгм}^2$ ,  $I_2 = 32000 \text{ кгм}^2$ ,  $I_3 = 30000 \text{ кгм}^2$ ,  $R = 1.05 \text{ м}$ ,  $L = 7.3 \text{ м}$ ,  $S_b = 65 \text{ м}^2$ ,

$z_b = z_c = 0.3$  м,  $\varepsilon_1 = 0.05 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>,  $\varepsilon_2 = \varepsilon_3 = 0.04 \cdot 10^{-6}$  м/с<sup>2</sup>. В некоторых случаях принималось также  $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = 0$ . Способ задания управлений  $u_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ) определен ниже. Приведенные значения геометрических и инерционных параметров примерно соответствуют разрабатываемому в настоящее время спутнику "ОКА-Т", значения параметров  $\varepsilon_i$  характерны для близкого по классу спутника "Фотон" [12].

Начальные условия движения центра масс спутника отвечают реальной орбите МКС. Они задавались в восходящем узле, пройденном станцией в момент 04:49:26 ДМВ 15.02.2004, и совпадают с фазовым вектором ее центра масс в этом узле. Параметры модели атмосферы во всех расчетах:  $F = F_{81} = 150$ ,  $A_p = 12$ . Начальные условия уравнений (6) задавались в тот же момент времени, что и начальные условия принятой орбиты. Этот момент служил началом отсчета времени — точкой  $t = 0$ . Микроускорения во всех примерах рассчитывались в точке  $P$  с координатами (2.5 м, 0.7 м, 0.7 м).

**4. Режим пассивной гравитационной ориентации спутника.** Чтобы пояснить режим гравитационной ориентации, обратимся к более простым, чем система (6), уравнениям вращательного движения спутника. Рассмотрим уравнения, в которых не учитываются некоторые второстепенные факторы. А именно, предположим, что орбита спутника — круговая и неизменна в абсолютном пространстве и что на спутник действует один лишь гравитационный момент. В этом случае систему (6) можно преобразовать к виду

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_1 &= \mu(\omega_2\omega_3 - 3\omega_0^2 a_{32}a_{33}), \\ \dot{\omega}_2 &= \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda\mu}(\omega_1\omega_3 - 3\omega_0^2 a_{31}a_{33}), \\ \dot{\omega}_3 &= -(1 - \lambda + \lambda\mu)(\omega_1\omega_2 - 3\omega_0^2 a_{31}a_{32}), \\ \dot{\gamma} &= \omega_1 - \operatorname{tg}\beta(\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma), \\ \dot{\delta} &= \frac{\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma}{\cos \beta} - \omega_0, \\ \dot{\beta} &= \omega_2 \sin \gamma + \omega_3 \cos \gamma.\end{aligned}\tag{7}$$

Здесь  $\omega_0$  — орбитальная частота (см. п. 2), величины  $a_{3i}$  выражаются через углы  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$  по указанным выше формулам.

Режим гравитационной ориентации спутника описывается устойчивыми стационарными решениями уравнений (7). Рассматриваемый спутник характеризуется параметрами  $\lambda = 0.15$ ,  $\mu = 0.44$ . В этом случае устойчивые стационарные решения имеют вид (ср. [13])

$$\sin \gamma = \sin \delta = \beta = 0, \quad \omega_1 = \omega_3 = 0, \quad \omega_2 = \omega_0 \cos \gamma.$$

Такие решения описывают положения равновесия спутника в орбитальной системе координат, в которых солнечные батареи лежат в плоскости орбиты, а оси  $Ox_1$  и  $Ox_2$  совпадают с осями  $\pm OX_3$  и  $\pm OX_2$  соответственно. Выбор знаков здесь произволен. Для определенности сузим набор возможных движений, и ниже будем рассматривать только стационарное решение

$$\gamma = \delta = \beta = 0, \quad \omega_1 = \omega_3 = 0, \quad \omega_2 = \omega_0. \quad (8)$$

В этом решении оси  $Ox_1$  и  $Ox_2$  совпадают с осями  $-OX_3$  и  $OX_2$  соответственно.

Чтобы режим гравитационной ориентации можно было использовать для исследований в области микрогравитации, он должен удовлетворять двум условиям: 1) обеспечивать малый уровень микроускорений на борту спутника и 2) существовать длительное время. Проверка выполнения этих условий проводилась численно. Уравнения (6) интегрировались совместно с уравнениями орбитального движения. В этом разделе рассматривается только неуправляемое движение спутника, поэтому все приводимые ниже примеры вычислены при  $u_i \equiv 0$  ( $i = 1, 2, 3$ ).

Результаты интегрирования уравнений (6) с начальными условиями (8) в случае  $\varepsilon_i = 0$  представлены на рис. 1, 2. Здесь приведены графики функций  $\gamma(t)$ ,  $\delta(t)$ ,  $\beta(t)$  и  $\omega_i(t)$ , описывающих вращательное движение спутника, а также графики компонент  $b_i(t)$  микроускорения  $\mathbf{b}(t)$  и его модуля  $|\mathbf{b}(t)|$ . Рис. 1 иллюстрирует первые двое суток движения, рис. 2 — последующие пять суток. Как видно из рисунков, время существования режима пассивной гравитационной ориентации в этом примере превышает 7 сут ( $1 \text{ сут} = 86.4 \cdot 10^3 \text{ с}$ ). Расчеты показали, что этот режим сохраняется не менее 20 сут. Микроускорения в режиме гравитационной ориентации весьма малы. При этом малы и размеры области вариации вектора  $\mathbf{b}(t)$  по сравнению с  $\max |\mathbf{b}(t)|$ .

Рис. 1, 2 выглядят весьма обнадеживающе, но они иллюстрируют случай достаточно точной выставки начальных условий ориентированного движения спутника и отсутствия момента, постоянного в связанной со спутником системе координат. Влияние ошибок в задании начальных условий иллюстрируется движением на рис. 3. Это движение получено при начальных условиях (8), в которые внесены ошибки  $0.01^\circ/\text{с} \approx 0.153\omega_0$  по каждой компоненте угловой скорости. Рис. 3 показывает, что ошибки в задании начальных условий существенно сокращают время существования режима гравитационной ориентации. При таких ошибках в начальных условиях режим сохраняется примерно 0.5 сут. Рассмотренные ошибки являются типичными, поэтому без принятия специальных мер режим гравитационной ориентации можно использовать только для проведения непродолжительных экспериментов.

Разрушение режима обусловлено непотенциальностью действующего на спутник аэродинамического момента (см. обсуждение этого вопроса в обзо-

ре [15] и указанной там литературе). В модельных задачах, когда орбита спутника — круговая и плотность атмосферы вдоль орбиты постоянна, такая непотенциальность проявляется в виде экспоненциальной неустойчивости описывающего режим гравитационной ориентации стационарного решения автономных уравнений движения. В случае рассматриваемого спутника непотенциальная составляющая аэродинамического момента создается солнечными батареями. В уравнениях (6) эта составляющая описывается членами, содержащими параметр  $g_2$ .

Аналогичная неустойчивость режима гравитационной ориентации имеет место и при использовании этого режима на корабле "Прогресс" [6,7], форма которого похожа на форму спутника, рассматриваемого в данной работе. Поскольку  $g_2 \sim S_b$  и площадь батарей рассматриваемого спутника гораздо больше площади батарей "Прогресса", время существования режима гравитационной ориентации этого спутника оказалось меньше аналогичного времени в случае корабля "Прогресс".

В примере на рис. 3 разрушение режима гравитационной ориентации не привело к значительному возрастанию уровня микроускорений. Однако, последующее движение спутника стало трудно прогнозируемым, и рост микроускорений в дальнейшем мог бы оказаться значительным. Именно из-за опасности такого возможного повышения уровня микроускорений и было введено требование сохранения режима гравитационной ориентации в течение продолжительного времени.

Влияние постоянного момента на режим гравитационной ориентации иллюстрируется движением, представленном на рис. 4, 5. Это движение получено при начальных условиях (8), но при  $\varepsilon_i \neq 0$ . Рис. 4 иллюстрирует первые, а рис. 5 — последние сутки недельного интервала времени. Как видно из рисунков, время существования режима пассивной гравитационной ориентации в этом примере составляет примерно 6.5 сут. Такое время может оказаться приемлемым. Микроускорения в движении на рис. 4, 5 малы по модулю, но область вариации вектора  $\mathbf{b}(t)$  в этом примере несколько больше, чем в примере на рис. 1, 2. Разрушение режима обусловлено непотенциальностью момента с постоянными компонентами в связанной со спутником системе координат. Характер неустойчивости — такой же, как в случае непотенциального аэродинамического момента [15].

Рис. 6 иллюстрирует совместное влияние обоих рассмотренных выше возмущающих факторов. Движение на этом рисунке получено при начальных условиях (8), в которые внесены ошибки  $\pm 0.01^\circ/\text{с}$  по каждой компоненте угловой скорости. Это движение очень похоже на движение, представленное на рис. 3. Таким образом, главным препятствием при реализации приемлемого режима гравитационной ориентации являются ошибки в задании начальных условий.

**5. Режим активной гравитационной ориентации спутника.** Преодолеть недостаток режима пассивной гравитационной ориентации, связанный с малым временем его существования, а также повысить качество микрогравитационной обстановки на спутнике в этом режиме можно с помощью двигателей малой тяги, например, коллоидных электроракетных двигателей. Предположим, что на спутнике установлены 16 таких двигателей (см. рис. 7). Все двигатели одинаковы и сгруппированы в 4 одинаковых четверки. Внутри каждой четверки двигатели разбиты на пары. Векторы тяги двигателей пары взаимно противоположны и лежат на одной линии действия. Линии действия пар четверки пересекаются и взаимно перпендикулярны. Одна из этих линий параллельна оси  $Ox_1$ , другая параллельна прямой  $x_1 = x_2 + x_3 = 0$  или прямой  $x_1 = x_2 - x_3 = 0$ .

Точки пересечения линий действия четверок имеют координаты  $(a, \pm b, \pm b)$ . Здесь допускается любая комбинация знаков. Четверка двигателей, линии действия тяг которых пересекаются в точке  $(a, b, b)$ , создает суммарную тягу  $\mathbf{F} = (F_1, F_2, -F_2)$ . Аналогичным образом четверки, отвечающие точкам  $(a, -b, b)$ ,  $(a, -b, -b)$  и  $(a, b, -b)$ , создают суммарные тяги  $\mathbf{G} = (G_1, G_2, G_2)$ ,  $\mathbf{P} = (P_1, -P_2, P_2)$  и  $\mathbf{Q} = (Q_1, -Q_2, -Q_2)$ . Главный момент тяг, создаваемых всей совокупностью двигателей, имеет вид

$$\begin{aligned}\mathbf{M} &= (M_1, M_2, M_3), \\ M_1 &= -2b(F_2 + G_2 + P_2 + Q_2), \\ M_2 &= b(F_1 + G_1 - P_1 - Q_1) + a(F_2 - G_2 - P_2 + Q_2), \\ M_3 &= b(F_1 - G_1 - P_1 + Q_1) + a(F_2 + G_2 - P_2 - Q_2).\end{aligned}$$

Предположим для простоты, что тяги двигателей, ориентированных вдоль оси  $Ox_1$ , принимают значения 0 и  $N > 0$ . Тяги двигателей, ориентированных вдоль прямой  $x_1 = x_2 + x_3 = 0$  или  $x_1 = x_2 - x_3 = 0$ , принимают значения 0 или  $N/\sqrt{2}$ . Тогда величины  $F_1$ ,  $G_1$ ,  $P_1$  и  $Q_1$  могут принимать значения 0 и  $\pm N$ , величины  $F_2$ ,  $G_2$ ,  $P_2$  и  $Q_2$  — значения 0 и  $\pm N/2$ . Выбор этих значений произволен. Если взять  $F_1 = G_1 = P_1 = Q_1 = G_2 = Q_2 = 0$ ,  $F_2 = P_2 = N/2$  или  $F_1 = G_1 = P_1 = Q_1 = F_2 = P_2 = 0$ ,  $G_2 = Q_2 = N/2$ , то получим  $\mathbf{M} = (-2bN, 0, 0)$ . При  $F_1 = -Q_1 = N$ ,  $G_1 = P_1 = F_2 = G_2 = P_2 = Q_2 = 0$  будем иметь  $\mathbf{M} = (0, 2bN, 0)$ . При  $P_1 = -Q_1 = -N$ ,  $F_1 = G_1 = F_2 = G_2 = P_2 = Q_2 = 0$  получим  $\mathbf{M} = (0, 0, 2bN)$ . При  $F_1 = -P_1 = N$ ,  $G_1 = Q_1 = F_2 = G_2 = P_2 = Q_2 = 0$  получим  $\mathbf{M} = (0, 2bN, 2bN)$ . Наконец, при  $G_1 = -Q_1 = N$ ,  $F_1 = P_1 = F_2 = G_2 = P_2 = Q_2 = 0$  получим  $\mathbf{M} = (0, 2bN, -2bN)$ .

Во всех указанных случаях главный вектор тяг двигателей равен нулю. Это требование далее всюду учитывается без дополнительных оговорок. Противоположные значения  $\mathbf{M}$  получаются, если в выписанных соотношениях сделать замены  $N \rightarrow -N$ ,  $-N \rightarrow N$ . Следовательно, рассматриваемая

система двигателей позволяет вырабатывать управляющий момент, любая компонента  $M_i$  которого может независимо от остальных компонент принимать три значения 0 и  $\pm 2bN$ . Ниже ограничимся исследованием только этого частного случая, хотя он не исчерпывает всех возможностей системы.

В расчетах принималось  $b = 2$  м и  $N = 0.001$  Н. Такое значение  $N$  может обеспечить коллоидный электроракетный двигатель. В настоящее время уже существует проект двигателя с близкими характеристиками [16 — 18]. Двигатель включает движитель с 6 эмиссионными ячейками, бак с рабочим телом (20% раствор NaI в глицерине), блок электропитания, электронный нейтрализатор. Параметры двигателя: скорость истечения потока ионов 5 км/с, максимальная тяга 0.016 Н, глубина регулирования тяги 0.0016 — 0.016 Н, постоянная времени изменения тяги 0.001 с, мощность 100 Вт, проектное время работы 100 ч, масса рабочего тела 1.2 кг.

Закон управления двигателями при поддержании гравитационной ориентации (8) сформируем следующим образом. Введем величины

$$a_1 = \gamma + \tau\omega_1, \quad a_2 = \delta + \tau(\omega_2 - \omega_0), \quad a_3 = \beta + \tau\omega_3,$$

где  $\tau = 1000$  с. Процесс управления рассматривается как последовательность шагов во времени. Длина каждого шага составляет 5 с. Шаг разбивается на два подшага: первый имеет длину 1 с, второй — 4 с. Если в начальной точке шага  $|a_i| \geq \eta$ , где  $\eta = 0.01$  ( $\approx 0.6^\circ$ ), то на первом подшаге  $M_i = -2bN \operatorname{sgn} a_i$ ; на втором подшаге  $M_i = 0$  ( $i = 1, 2, 3$ ). Если же в начальной точке шага  $|a_i| < \eta$ , то на всем шаге  $M_i = 0$ . Компоненты  $M_i$  формируются независимо друг от друга. В уравнения (6) подставляются величины  $u_i = M_i/I_1$ . Получившийся таким образом режим будем называть режимом активной гравитационной ориентации.

Результаты интегрирования уравнений (6) при начальных условиях (8) с добавленными ошибками  $0.01^\circ/\text{с}$  по каждой компоненте угловой скорости представлены на рис. 8 — 11. Эти рисунки аналогичны рис. 1 — 6. Рис. 8 иллюстрирует начало движения, в частности, переходной процесс, по окончании которого возмущенное движение спутника сменяется установившимися колебаниями. Продолжительность переходного процесса — около 4 ч. Установившиеся колебания показаны на рис. 9. Утолщения на графиках микроускорений соответствуют систематическим включениям двигателей малой тяги. Это следует из рис. 10, 11, которые иллюстрируют короткие отрезки движения и на которых хорошо видно пошаговое функционирование электроракетных двигателей. Как видно из рисунков, микроускорения в установившемся режиме примерно такие же, как в движениях, представленных на рис. 1 и 4, т. е. как в режиме пассивной гравитационной ориентации, выведенном без возмущения начальных условий. Этот результат показывает, что двигатели малой тяги практически не вносят дополнительных возмущений в уровень микроускорений, достигаемый в наиболее удачных реализаци-

ях режима пассивной гравитационной ориентации. Небольшие всплески микроускорений, вызванные срабатыванием двигателей, имеют характерную частоту 0.2 Гц и, по-видимому, не опасны для экспериментов по физике жидкости и космическому материаловедению.

Расчеты показывают, что варьируя параметрами  $N$ ,  $\eta$  и увеличив длину первого подшага (в ущерб второму) внутри цикла управления двигателями ориентации, можно уменьшить амплитуды установившихся колебаний спутника, но это мало скажется на получаемых микроускорениях.

Оценим время функционирования двигателей. На отрезке времени  $0 \leq t \leq 25 \cdot 10^3$  с было 1426 включений двигателей, создающих момент  $M_1$ , 4346 включений двигателей, создающих момент  $M_2$ , и 2082 включения двигателей, создающих момент  $M_3$ . На отрезке времени  $0 \leq t \leq 55 \cdot 10^3$  с было 2961 включение двигателей, создающих момент  $M_1$ , 8989 включений двигателей, создающих момент  $M_2$ , и 2190 включений двигателей, создающих момент  $M_3$ . Как видим, двигатели, создающие моменты  $M_1$  и  $M_2$  работали систематически, причем двигатели, создающие момент  $M_2$  на отрезке времени длиной 15.3 ч функционировали 2.5 ч. Таким образом, использование электроракетных двигателей с проектным временем работы 100 ч позволит обеспечить режим активной гравитационной ориентации в течение 25 сут. Для увеличения времени работы двигателей необходима модификация проекта с увеличением запаса рабочего тела.

Сопоставление рис. 4, 5 с рис. 8, 9 подсказывает следующий способ увеличения времени полета спутника в режиме гравитационной ориентации с малым уровнем возмущенного движения и, следовательно, с малым уровнем микроускорений. Надо использовать электроракетные двигатели только для гашения избыточного возмущенного движения, включая их на несколько часов через каждые 3 — 5 сут. В качестве примера на рис. 12 показано движение, которое получается, если в движении, представленном на рис. 8, в момент  $t = 15 \cdot 10^3$  с отключить двигатели. Полученное движение весьма похоже на движение, представленное на рис. 4.

Рассмотрим теперь, что может дать компенсация силы аэродинамического торможения спутника. Сначала оценим эту силу. На рис. 13а приведены графики компонент и модуля аэродинамической составляющей микроускорения  $\mathbf{b}_a = c \rho_a |\mathbf{v}| \mathbf{v} = (b_{a1}, b_{a2}, b_{a3})$  в движении, представленном на рис. 9. Поскольку масса спутника составляет 7800 кг, сила аэродинамического торможения не превосходит 0.012 Н. Электроракетные двигатели, рассматриваемые в данной работе, имеют глубину регулирования тяги 0.1 — 1 максимального значения, поэтому одну и ту же систему двигателей можно использовать для поддержания ориентации спутника и компенсации действующей на него силы аэродинамического торможения.

Описанная выше система двигателей не обеспечивает полную компенсацию силы аэродинамического торможения, поскольку она не может созда-

вать тягу вдоль оси  $Ox_2$ . Дополним эту систему четырьмя двигателями, добавив по одному в каждую четверку. Линии действия тяг новых двигателей проходят через точки  $(a, \pm b, \pm b)$  и параллельны оси  $Ox_2$ . Тяги новых двигателей в точках  $(a, b, \pm b)$  направлены вдоль оси  $-Ox_2$ , тяги новых двигателей в точках  $(a, -b, \pm b)$ , направлены вдоль оси  $Ox_2$ . По-прежнему двигатели считаем одинаковыми, тягу одного двигателя обозначим  $N$ . Ясно, что при  $N > 0.06$  Н расширенная система может обеспечить полную компенсацию силы аэродинамического торможения.

Не вдаваясь в подробности формирования законов управления этой системой, предположим, что она полностью компенсирует силу аэродинамического торможения, т. е., обеспечивает равенство  $\mathbf{b}_a = 0$ . Описанный выше способ формирования управляющего момента  $\mathbf{M}$  при этом не нарушается. Результаты расчета микроускорений с нулевым значением  $\mathbf{b}_a$  приведены на рис. 13в. Здесь представлены графики компонент и модуля полного микроускорения  $\mathbf{b}$ . Графики получены для движения спутника, представленного на рис. 9. Для сравнения на рис.13б приведены графики микроускорения, взятые с рис. 9. Компенсация силы аэродинамического торможения несколько уменьшила полное микроускорение, но не настолько, чтобы оправдать ее использование. Напомним, что сделанные оценки относятся к идеализированной ситуации. Таким образом, совершенствование принятого способа уменьшения микроускорений следует начинать с улучшения закона управления вращательным движением.

**6. Заключение.** В данной работе показана возможность мягкой стабилизации режима трехосной гравитационной ориентации искусственного спутника Земли, предназначенного для микрогравитационных исследований. При этом будут обеспечены как малый уровень микроускорений, так и малая область изменения вектора остаточного микроускорения в связанной со спутником системе координат. Рассмотренный вариант использования двигателей малой тяги принципиально отличается от варианта [19], в котором такие двигатели предлагается использовать для полной компенсации остаточного микроускорения. Во-первых, полная компенсация может быть достигнута лишь в одной точке спутника, тогда как в рассмотренном выше варианте приемлемый уровень микроускорений обеспечивается практически в любой точке борта. Для спутника с обширной программой экспериментов и большим числом экспериментальных установок указанное отличие существенно. Во-вторых, реализация мягкой активной гравитационной стабилизации позволяет обойтись традиционными датчиками ориентации спутника, которые используются на кораблях "Союз", "Прогресс" и спутниках "Фотон". Вариант полной компенсации требует использования более точной и дорогостоящей измерительной аппаратуры.

Данная работа выполнена в рамках проекта РФФИ 05-01-00451.



## Литература

- [1] Сазонов В.В., Комаров М.М., Полежаев В.И., Никитин С.А., Ермаков М.К., Стажков В.М., Зыков С.Г., Рябуха С.Б., Асеведо Х., Либерман Е. Микроускорения на орбитальной станции "Мир" и оперативный анализ гравитационной чувствительности конвективных процессов тепло-массопереноса. Космические исследования, 1999, т. 37, № 1, с. 86 - 101.
- [2] Земсков В.С., Раухман М.Р., Шалимов В.П. Гравитационная чувствительность растворов-расплавов при кристаллизации двухфазных сплавов InSb-InBi в космических условиях. Космические исследования, 2001, т.39, № 4, с. 384 - 389.
- [3] Никитин С.А., Полежаев В.И., Сазонов В.В. О влиянии микроускорений на распределение примеси в расплаве полупроводника в космическом полете. Космические исследования, 2003, т.41, № 5, с. 533 - 548.
- [4] Земсков В.С., Раухман М.Р., Шалимов В.П., Волков М.В., Егоров А.В., Сенченков А.С., Филатов И.Г., Носков А.И., Шатохин С.М. Влияние расположения ростовых установок на борту космического аппарата на микрогравитационные условия проведения экспериментов (на примере БЗП InSb:Te на ИСЗ "Фотон-3"). Космические исследования, 2004, т.42, № 2, с. 144 - 154.
- [5] Богуславский А.А., Сазонов В.В., Соколов С.М., Земсков В.С., Раухман М.Р., Шалимов В.П. О влиянии микроускорений на распределение примеси в кристаллах InSb:Te, выращенных в орбитальном полете методом бестигельной зонной плавки. Космические исследования, 2004, т.42, № 2, с. 155 - 161.
- [6] Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Сазонов В.В. Режимы неуправляемого вращательного движения КА "Прогресс" для экспериментов в области микрогравитации. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2004, № 44, 32 с.
- [7] Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА "Прогресс". Космические исследования, 2006, т. 44, № 1, с. 52 - 61.
- [8] Сазонов В.В., Чебуков С.Ю., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Зайцев А.С. Анализ низкочастотных микроускорений на борту ИСЗ "Фотон-11". Космические исследования, 2001, т. 39, № 4, с. 419 - 435.

- [9] Абрашкин В.И., Балакин В.Л., Белоконов И.В., Воронов К.Е., Зайцев А.С., Иванов В.В., Казакова А.Е., Сазонов В.В., Семкин Н.Д. Неуправляемое вращательное движение спутника "Фотон-12" и квазистатические микроускорения на его борту. Космические исследования, 2003, т. 41, № 1, с. 45 - 56.
- [10] Абрашкин В.И., Волков М.В., Егоров А.В., Зайцев А.С., Казакова А.Е., Сазонов В.В. Анализ низкочастотной составляющей в измерениях угловой скорости и микроускорения, выполненных на спутнике "Фотон-12". Космические исследования, 2003, т. 41, № 6, с. 632 - 651.
- [11] Сазонов В.В., Чебуков С.Ю., Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Зайцев А.С. Низкочастотные микроускорения на борту ИСЗ "Фотон-11". Космические исследования, 2004, т. 42, № 2, с. 185 - 200.
- [12] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника "Фотон М-2" по данным бортовых измерений магнитного поля Земли. Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005, №96.
- [13] Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М., Наука, 1957.
- [14] Меес Ж. Астрономические формулы для калькуляторов. М., Мир, 1988.
- [15] Сарычев В.А. Вопросы ориентации искусственных спутников. Итоги науки и техники. Исследование космического пространства, т. 11., М., ВИНТИ, 1978.
- [16] Штырлин А.Ф. Современное состояние и перспективы развития коллоидных электроракетных двигателей. Тезисы докладов 24-ой Международной конференции по электроракетным двигателям, Москва, 19 - 23 сентября 1995 г., с. 95 - 103.
- [17] Штырлин А.Ф. Атлас конструкций коллоидных электроракетных двигателей. М., МАИ, 2001, 19 с.
- [18] Штырлин А.Ф. Коллоидные электроракетные двигатели для космических микроаппаратов. Нано- и микросистемная техника, 2006, № 9, с. 43 - 47.
- [19] Латышев Л.А., Савичев В.В., Штырлин А.Ф. Активный способ уменьшения микроускорений КЛА с помощью электроракетных двигателей. М., МАИ, 2001, 4 с.

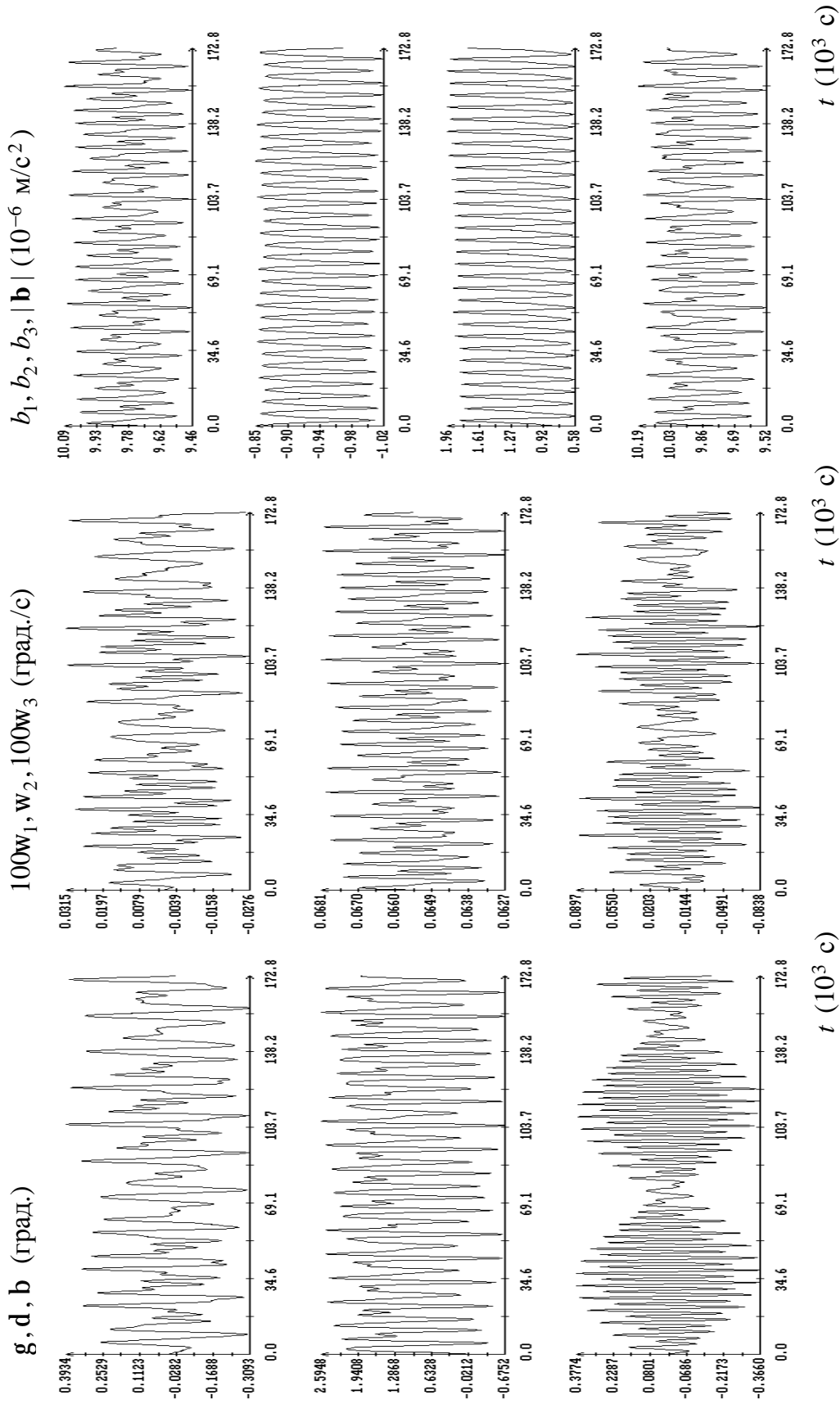


Рис. 1. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{e}_1 = \mathbf{e}_2 = \mathbf{e}_3 = 0$ ,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $\mathbf{w}_1(0) = \mathbf{w}_3(0) = 0$ ,  $\mathbf{w}_2(0) = \mathbf{w}_0$ .

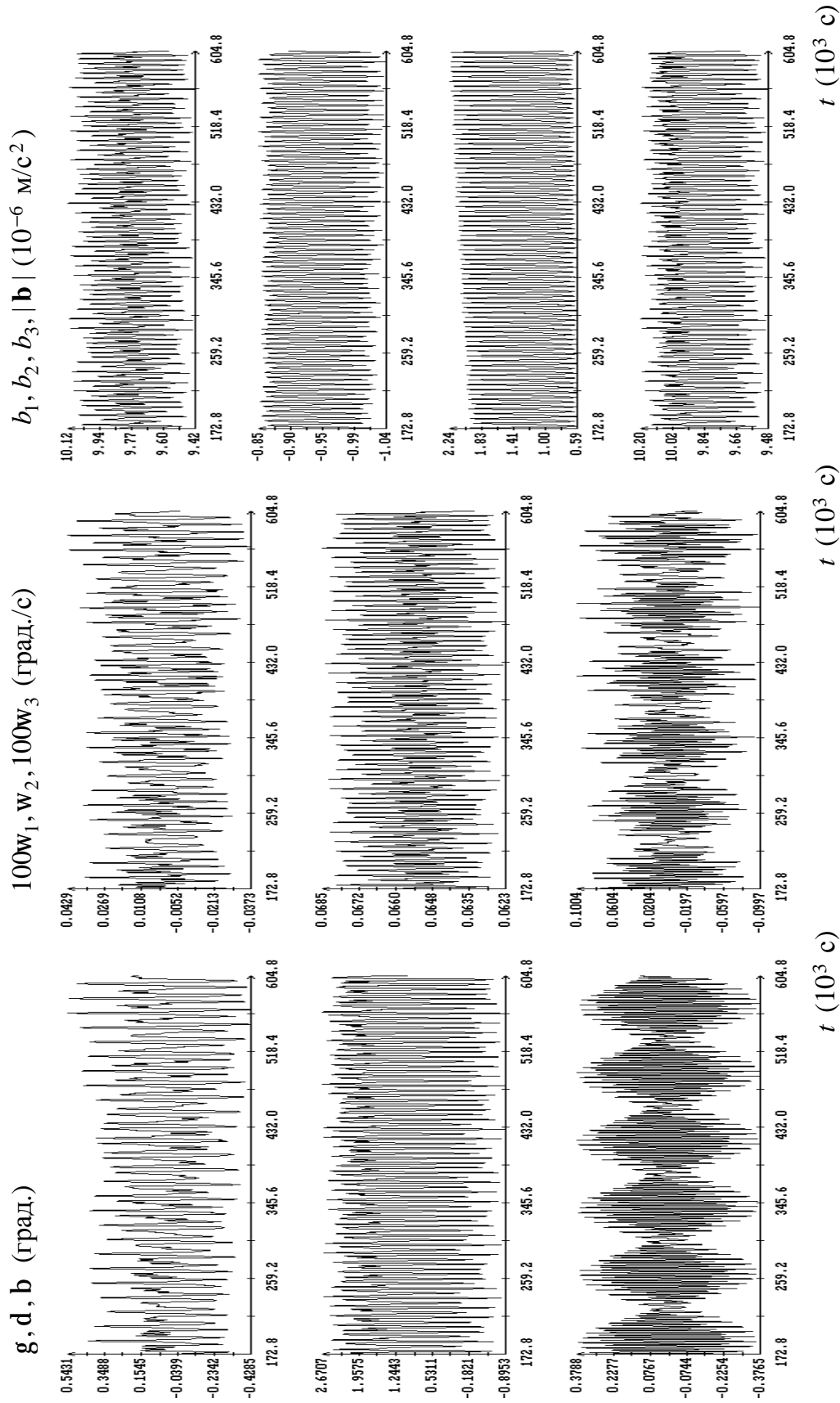


Рис. 2. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $e_1 = e_2 = e_3 = 0$ ,  $g(0) = d(0) = b(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) = w_3(0) = 0$ ,  $w_2(0) = w_0$ . Продолжение движения на рис. 1.

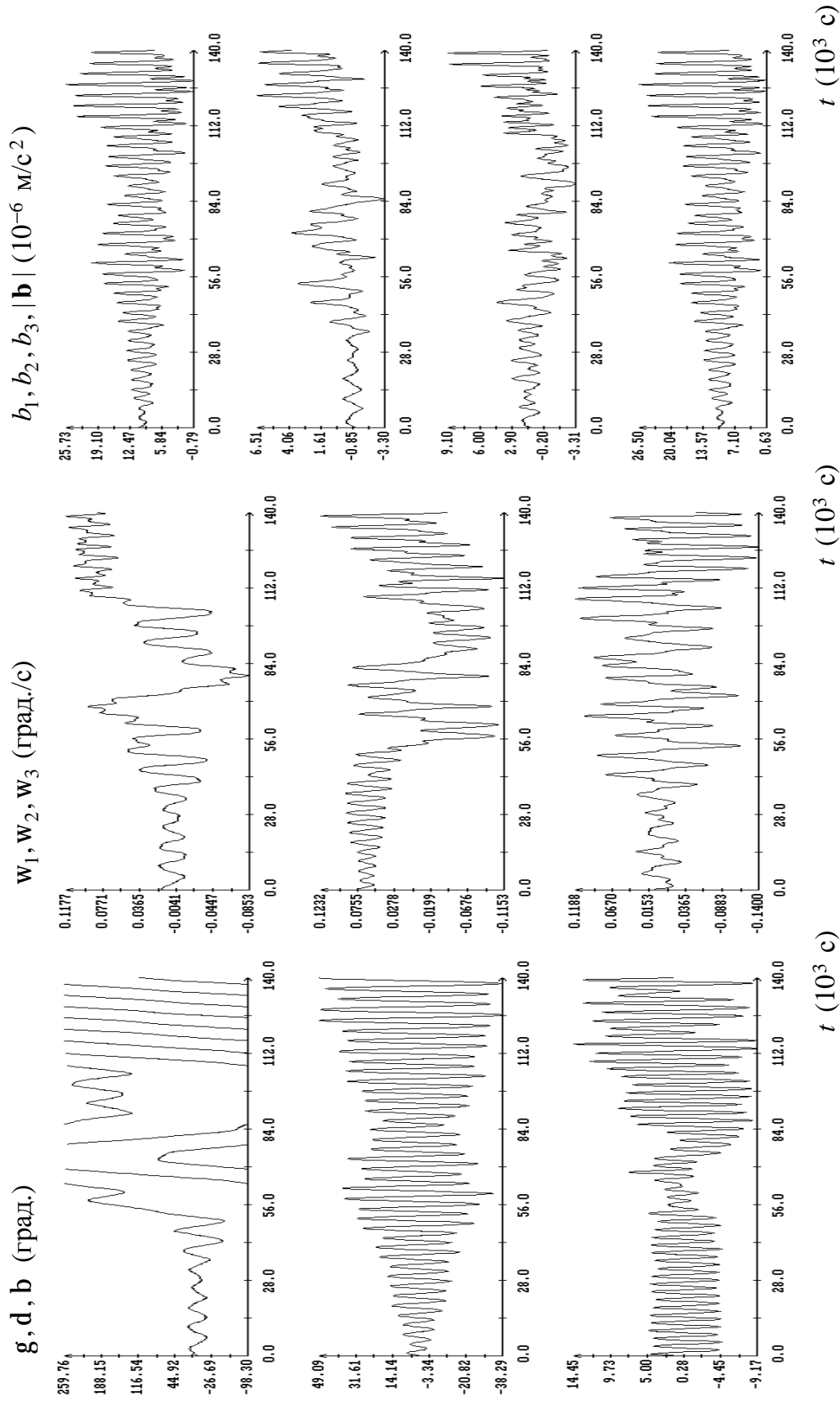


Рис. 3. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{e}_1 = \mathbf{e}_2 = \mathbf{e}_3 = 0$ ,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $\mathbf{w}_1(0) = \mathbf{w}_2(0) = \mathbf{w}_3(0) = 0$ ,  $\mathbf{w}_0 = \mathbf{w}_3(0) = 0.01$  град./с.

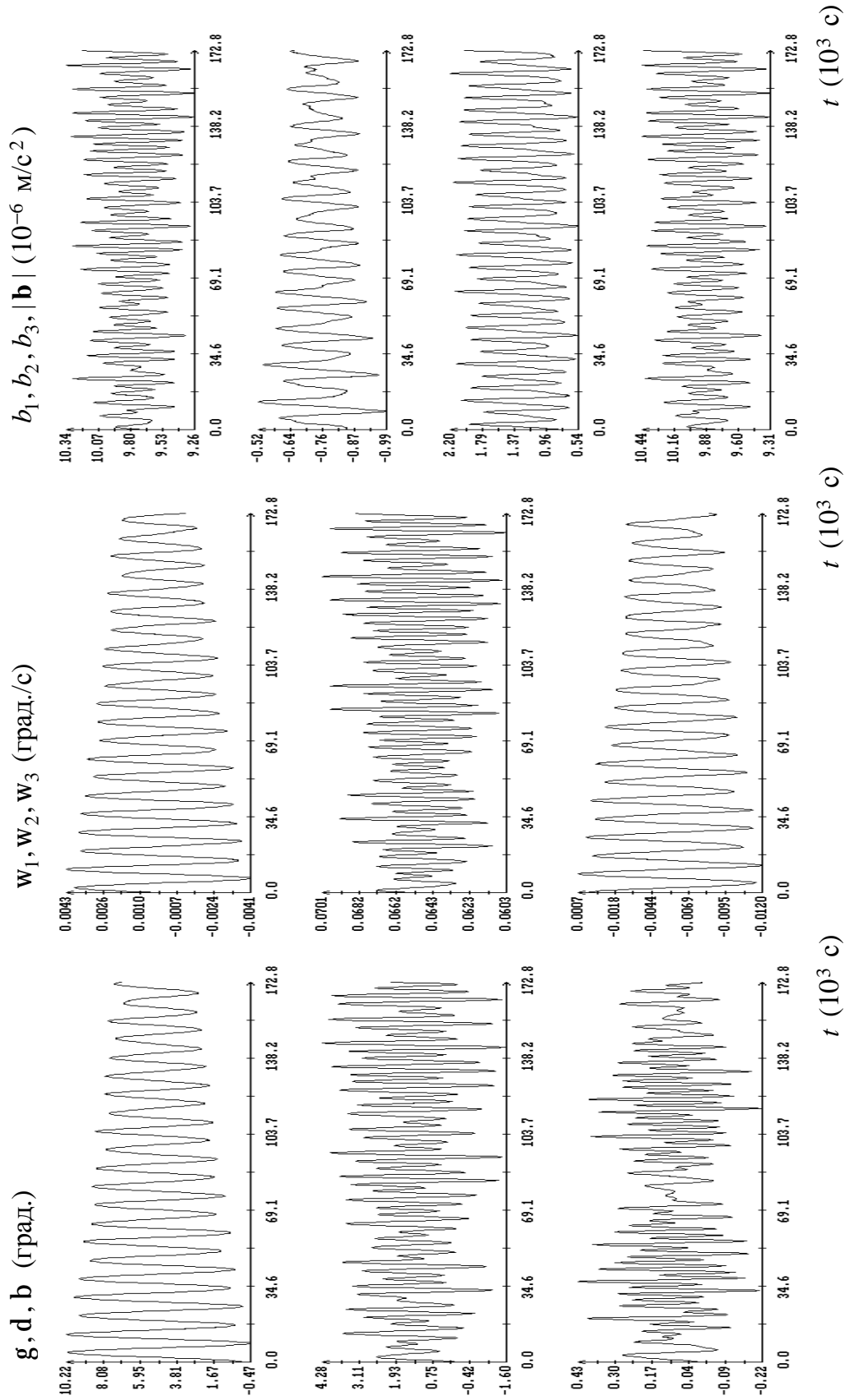


Рис. 4. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $g(0) = d(0) = b(0) = 0, w_1(0) = w_2(0) = 0, w_3(0) = w_0$ .

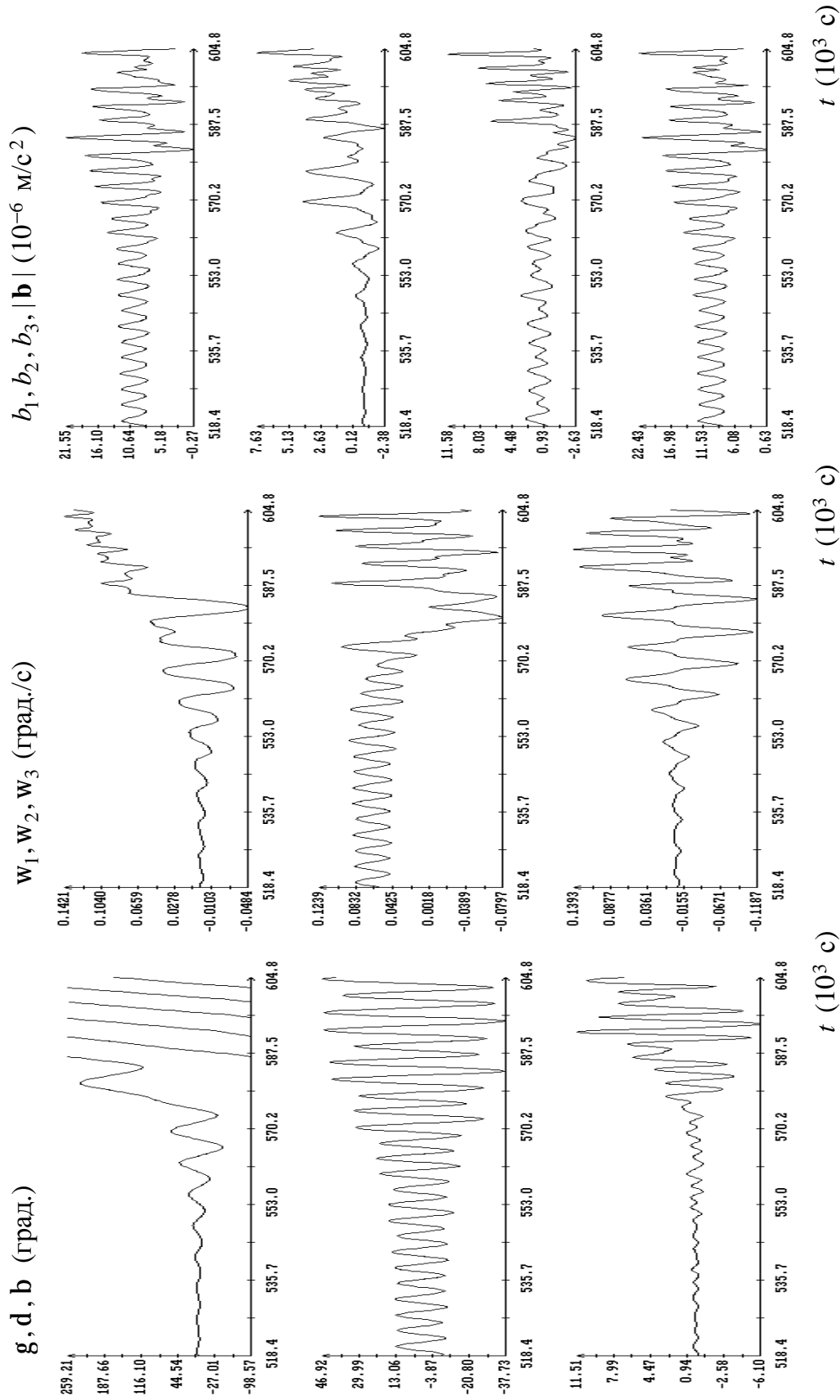


Рис. 5. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) = w_3(0) = 0$ ,  $w_2(0) = w_0$ . Продолжение движения на рис. 4.

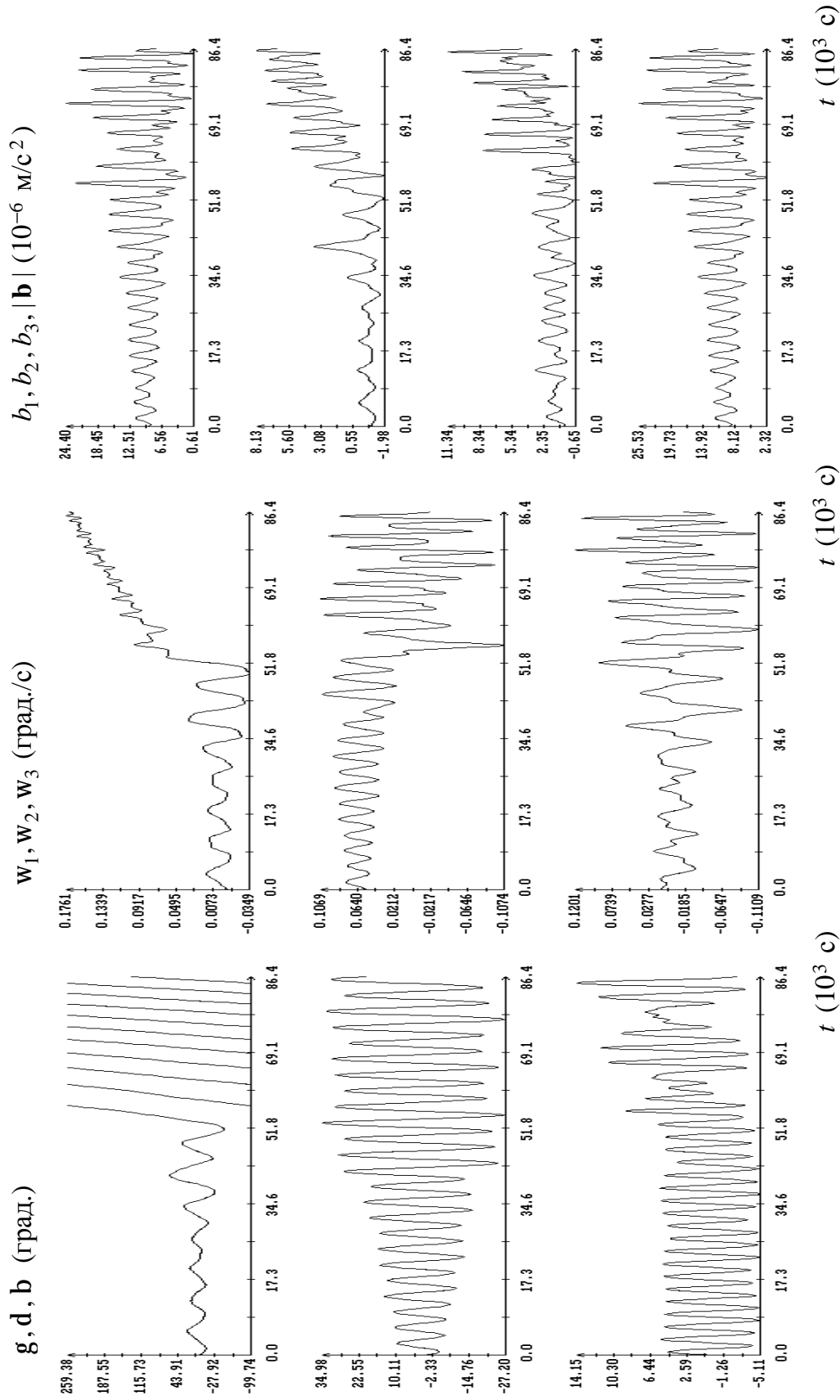


Рис. 6. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $g(0) = d(0) = b(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) = w_3(0) = -0.01$  град./с,  $w_3(0) = 0.01$  град./с.



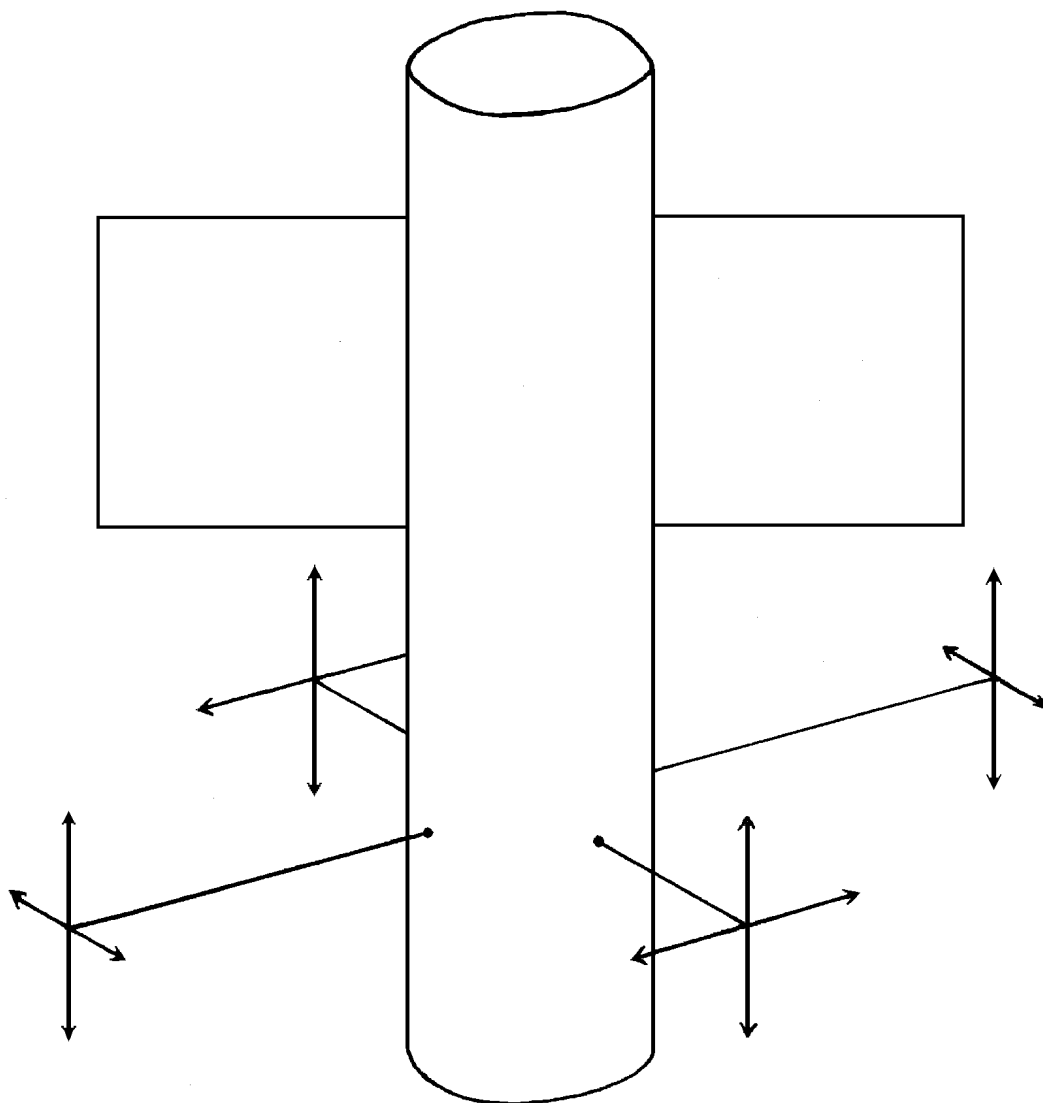


Рис. 7. Схема расположения электроракетных двигателей.  
Стрелками обозначены векторы тяги двигателей.

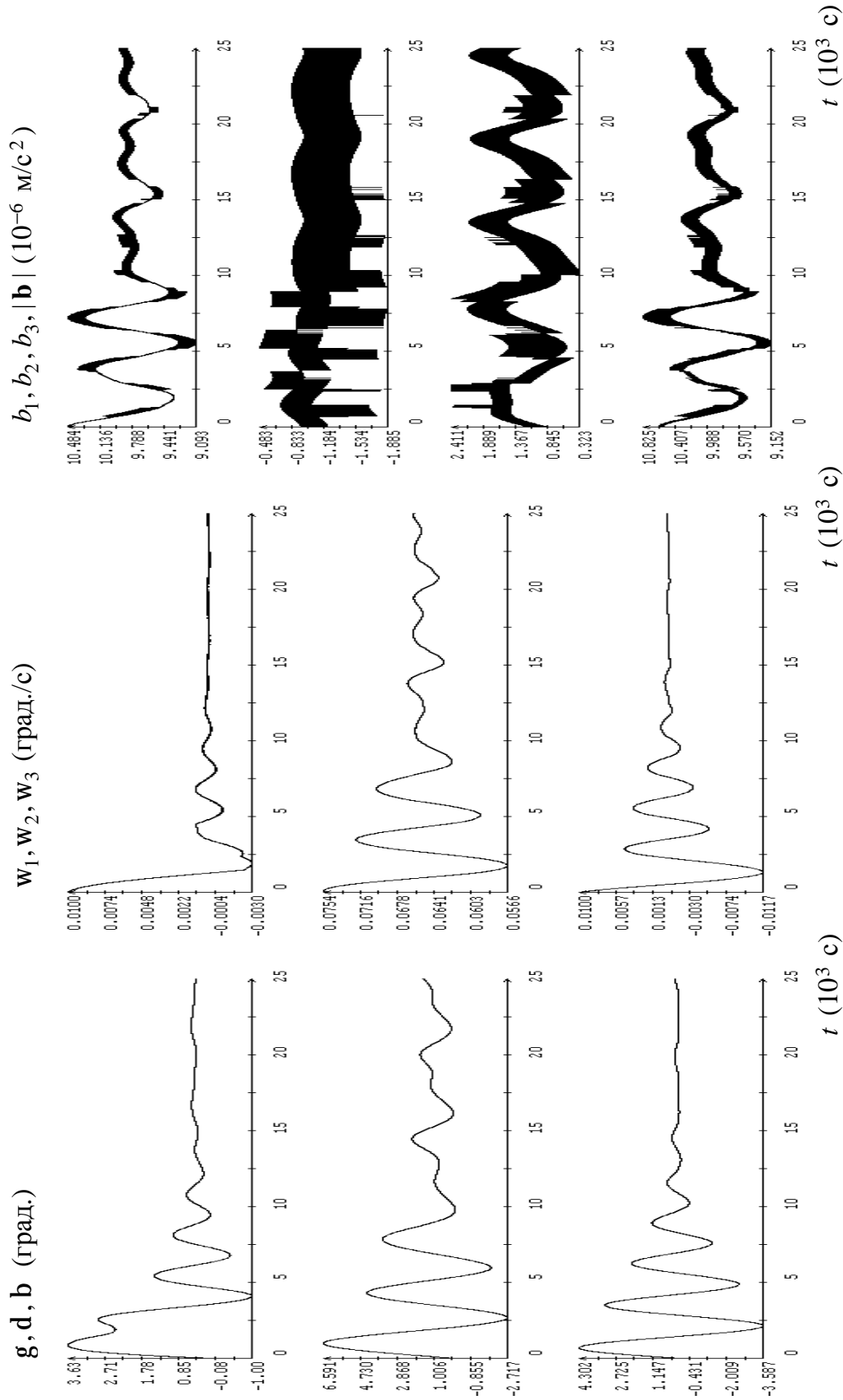


Рис. 8. Активная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) = w_3(0) - w_0 = w_3(0) = 0.01$  град./с.

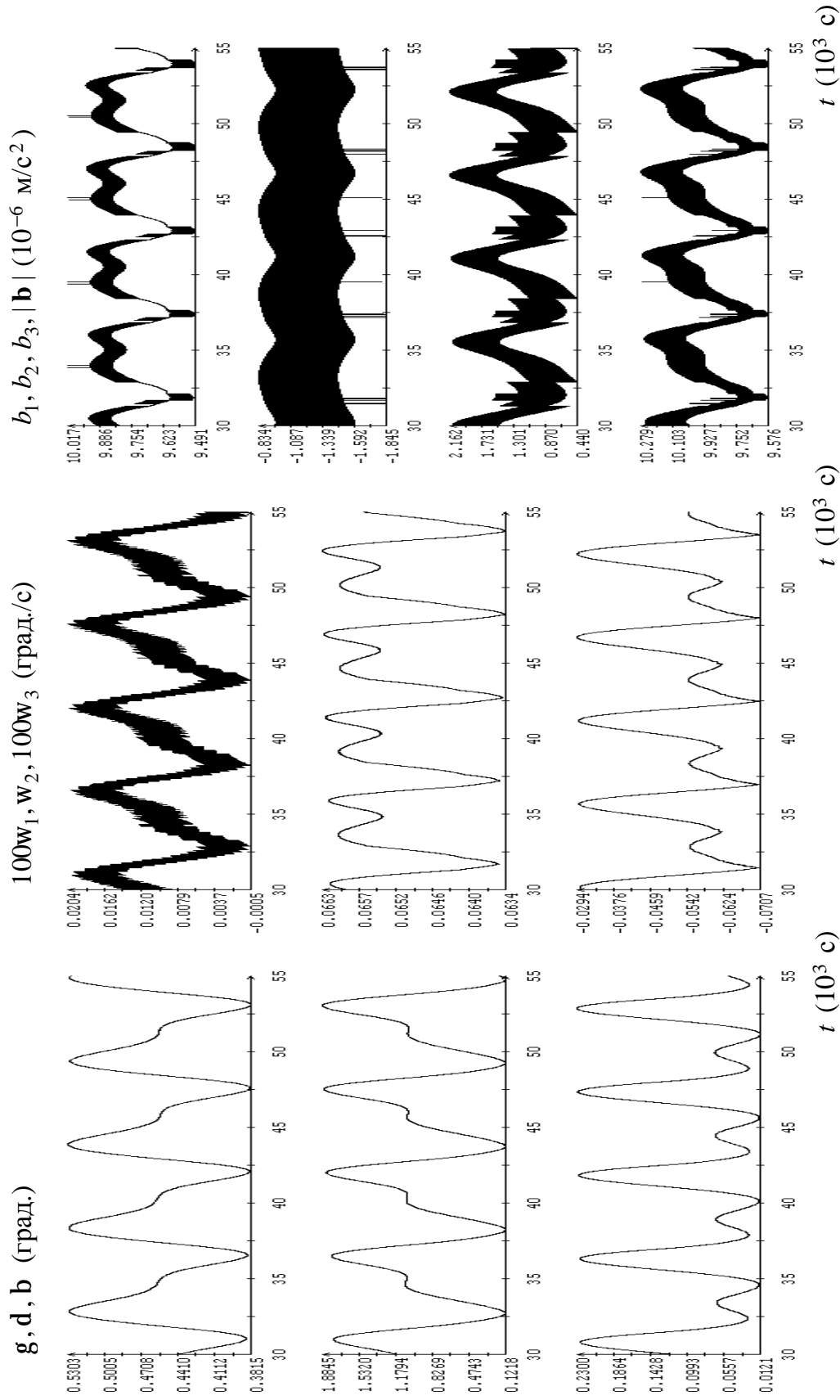


Рис. 9. Активная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) - w_0 = w_3(0) = 0.01$  град./с. Продолжение движения на рис. 8.

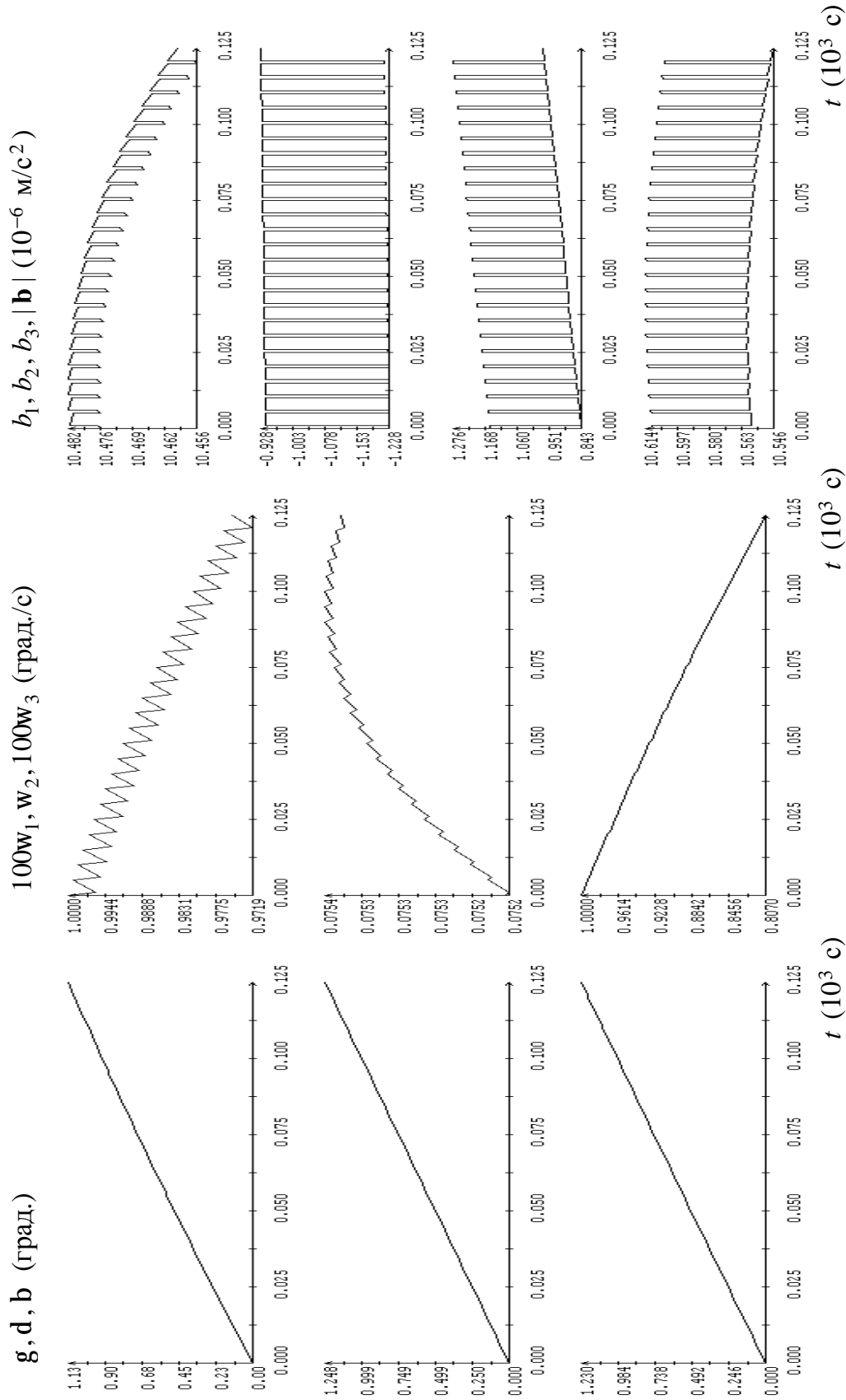


Рис. 10. Активная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) = w_3(0) = 0$ ,  $w_0 = w_3(0) = 0.01$  град./с. Фрагмент движения на рис. 8.

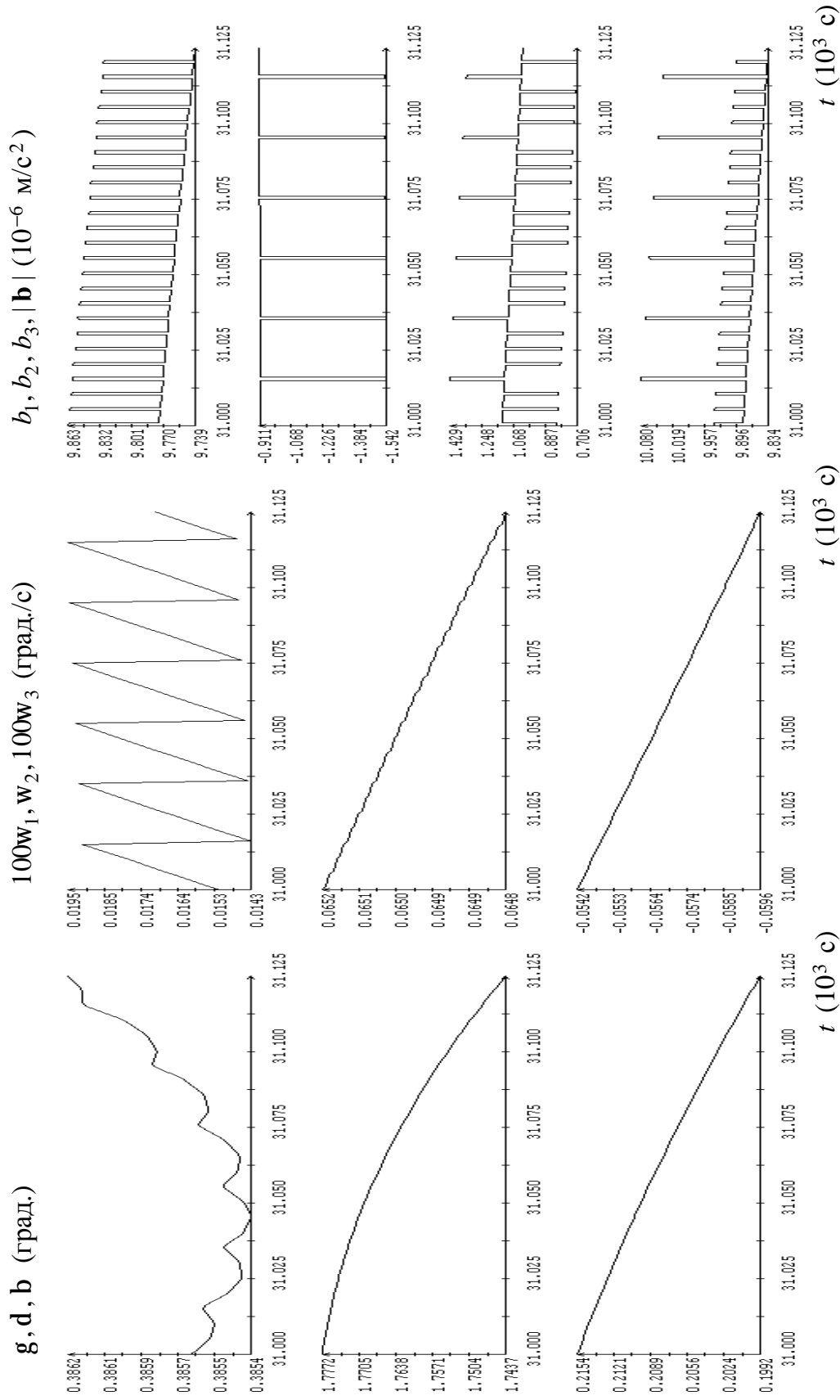


Рис. 11. Активная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004,  $\mathbf{g}(0) = \mathbf{d}(0) = \mathbf{b}(0) = 0$ ,  $w_1(0) = w_2(0) = w_3(0) = 0$ ,  $w_0 = w_3(0) - w_0 = w_3(0) = 0.01$  град./с. Фрагмент движения на рис. 9.

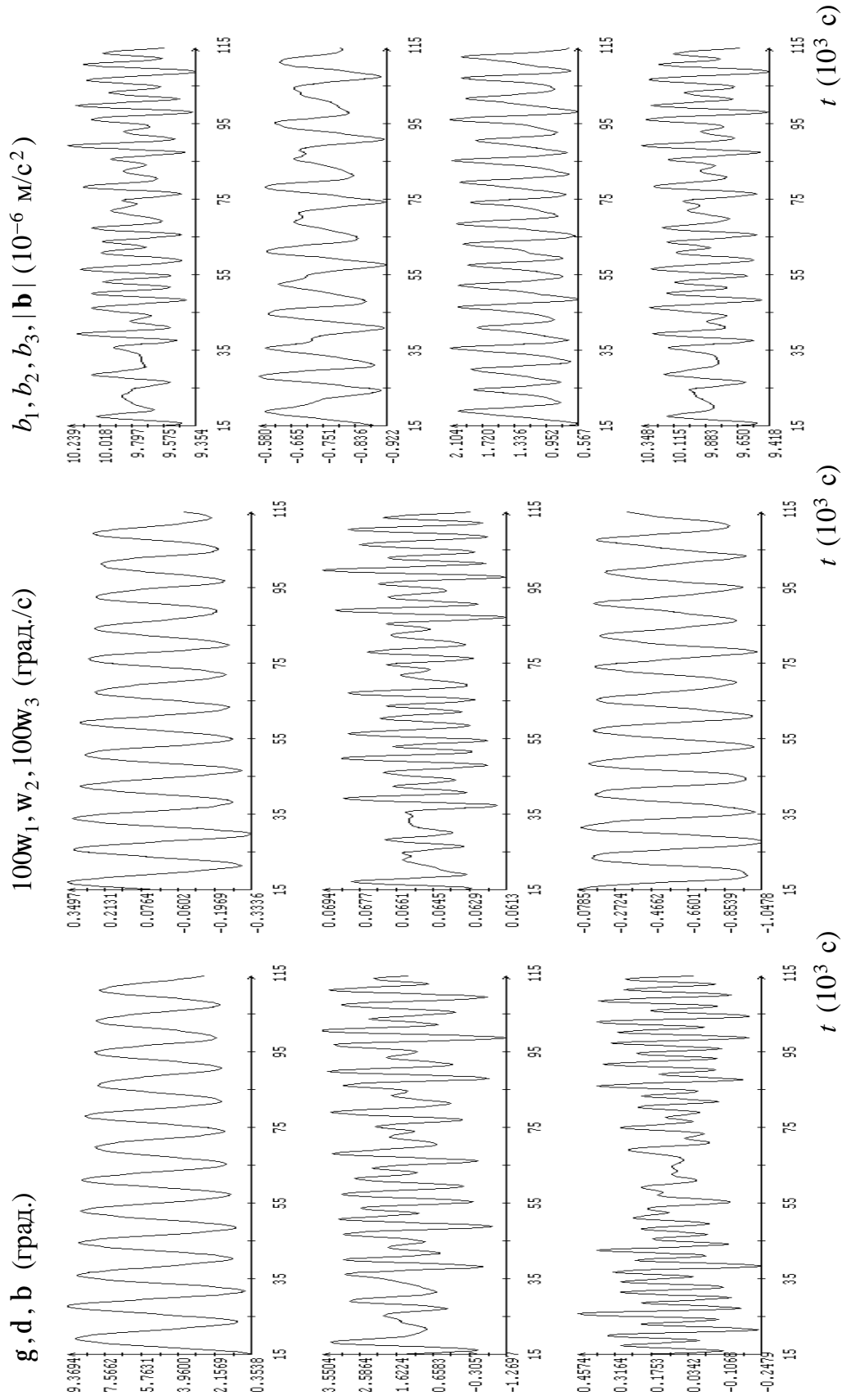


Рис. 12. Пассивная гравитационная ориентация спутника; момент  $t = 0$  соответствует 04:49:26 ДМВ 15.02.2004. Движение получено отключением управления в движении на рис. 8 при  $t = 15$ .

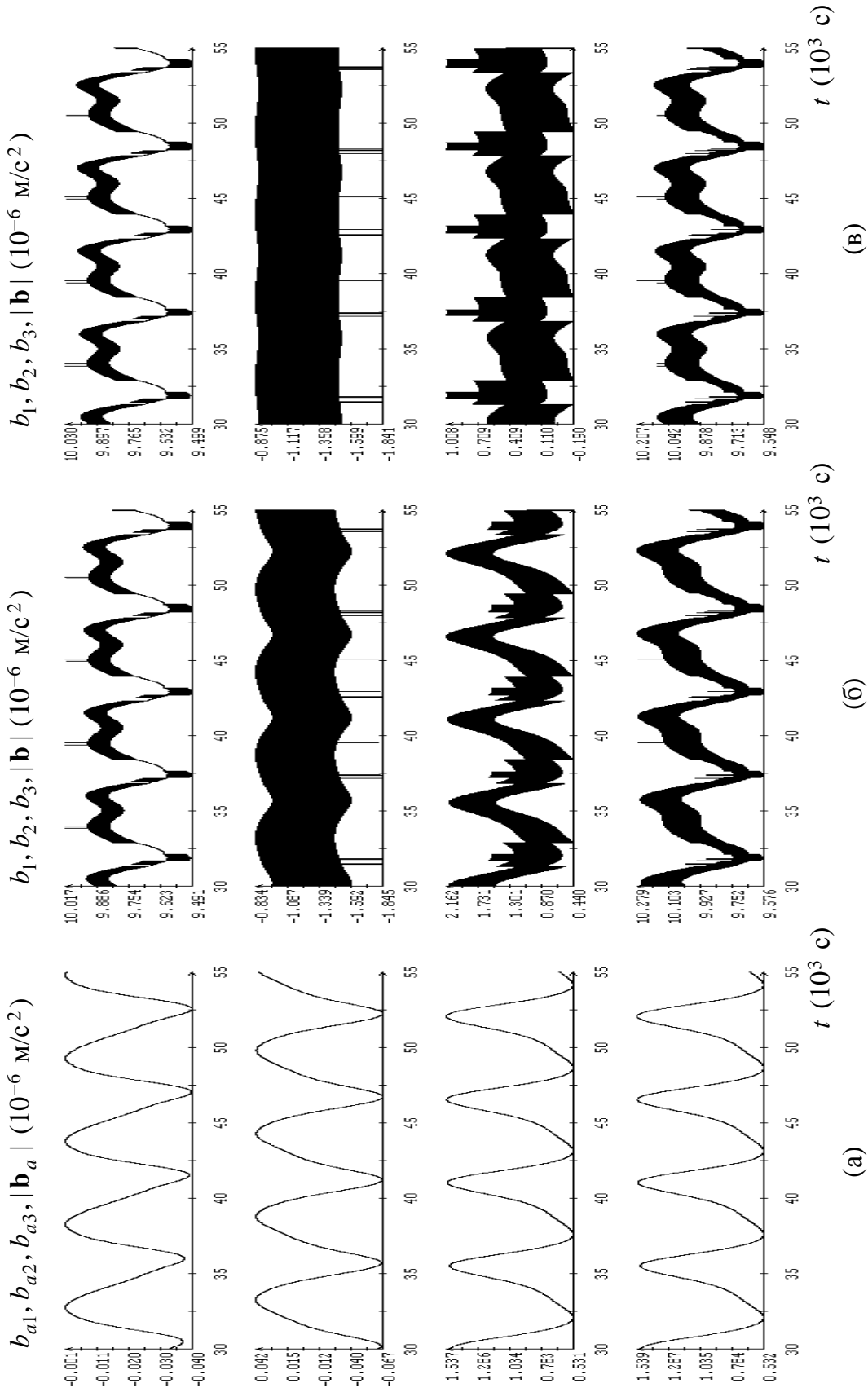


Рис. 13. Микроускорения в движении, представленном на рис. 9, (а) – аэродинамическая составляющая микроускорения, (б) микроускорение, (в) микроускорение со скомпенсированной аэродинамической составляющей.