

К анализу систем ориентации деформируемых космических аппаратов

© Л.В. Северова, С.П. Северов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассматриваемая задача ставится следующим образом. Имеется космический аппарат (КА) с выносными упругими элементами типа солнечных батарей. Основные проектные параметры КА и динамические характеристики (формы, частоты и декременты) предполагаются теоретически определенными и экспериментально подтвержденными летными или наземными имитационными испытаниями. Космический аппарат имеет систему датчиков, определяющих его ориентацию относительно направления на заданный небесный объект, а также активный комплекс исполнительных органов — двигателей. Аппарат должен поддерживать заданную ориентацию в определенной малой области отклонений. На стадии предварительного проектирования требуется синтезировать нелинейную систему ориентации деформированного аппарата. Отличительными признаками работы являются направленность на использование ротора-маховика в качестве исполнительного органа и метода фазовой полиплоскости для алгоритмизации процессов управления ориентацией. В соответствии с условиями метода фазовой биплоскости в работе представлены, переносное движение аппарата на одном листе и относительное движение солнечных батарей на втором листе фазовой биплоскости. Полученные результаты могут быть использованы для выявления замкнутых предельных циклов автоколебаний, а также для оценки точности ориентации аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат, солнечные батареи, система ориентации, фазовая плоскость.

Стабильное поддержание пространственной ориентации космического аппарата (КА) в его движении относительно центра масс было и остается одним из основных функциональных требований. Последнее особенно актуально для КА дальнего космоса, для научно-исследовательских, в частности астрономических, аппаратов, а также для искусственных спутников Земли, функционирующих в составе орбитальных группировок спутниковых систем связи и навигации.

Известны системы ориентации деформируемых космических аппаратов (ДКА) с использованием различных чувствительных элементов — датчиков ориентации и исполнительных органов: реактивных, электромагнитных, гравитационных, роторных и др.

Для определенности будем иметь в виду роторные (маховичные) исполнительные органы, как наиболее точные и экономичные. В линейной постановке системы ориентации с роторными исполнительными органами исследованы с исчерпывающей полнотой. Достаточно полно изучены также системы автоматического управления ориентации

ей ДКА с релейными регуляторами трехпозиционного типа, в том числе с использованием датчиков угловых скоростей аппарата [1].

Увеличение точности позиционных оптических датчиков ориентации (солнечных, звездных, топоцентрических и др.), а также расширение функциональных возможностей бортовых вычислительных комплексов привели к развитию нелинейных систем ориентации КА, не использующих в явном виде информацию об угловых скоростях аппарата.

При этом требуемая точность управления угловым положением достигается с помощью релейно-импульсных исполнительных органов с большим числом переключений (до 100 и более) за цикл переориентации аппарата в заданных пределах.

Вместе с тем необходимость управления инерционными характеристиками аппаратов, условия обеспечения демпфирования либраций с помощью гравитационных стабилизаторов, требования увеличения энергоснабжения бортовой аппаратуры при сравнительно малой наружной поверхности аппарата, доступной для размещения фотопреобразователей солнечных батарей, приводят к созданию космических объектов, состоящих из жесткого корпуса и упругих выносных элементов (ВЭ).

Для указанных ДКА весьма актуальна задача обеспечения устойчивости процессов точного управления ориентацией по отношению к возмущениям от колебаний упругих ВЭ.

Полагаем, что расположение исполнительных органов на корпусе и размещение масс КА допускают рассмотрение сферического движения КА относительно центра масс как суммы движений относительно каждой из осей ориентации. Неучтенные слабые перекрестные связи парируются системой управления по каждому из каналов как внешние воздействия.

При моделировании космического аппарата абсолютно твердым телом нет принципиальных ограничений для достаточно точного релейно-импульсного управления при любом числе переключений с отображением процессов и алгоритмов управления в соответствующем фазовом пространстве. Но при существенном влиянии упругих ВЭ модель динамической системы управления ориентацией усложняется.

Рассмотрим управляемое движение аппарата относительно одной из осей ориентации:

$$I_0 \frac{d^2\theta}{dt^2} = M_B(t) + M_Y(\chi) + L(\theta), \quad (1)$$

где I_0 и θ — момент инерции и угловое отклонение основного тела — корпуса; $M_B(t)$, $M_Y(\chi)$, $L(\theta)$ — возмущающий, управляющий и созда-

ваемый упругими элементами моменты соответственно. В частных случаях простейших законов управления данное уравнение может быть проинтегрировано аналитически или численно [2]. Однако при усложнении сигнала управления $\chi(\theta, \dot{\theta}, t)$ анализ динамики КА становится затруднительным. Поэтому представим уравнение движения аппарата с упругими выносными элементами в виде

$$\frac{d^2}{dt^2} \theta_k(t) = \varepsilon(t, \chi), \quad (2)$$

$$\frac{d^2}{dt^2} \theta_n(t) + 2\xi_n \omega_n \frac{d}{dt} \theta_n(t) + \omega_n^2 \theta_n(t) = k_n \varepsilon(t, \chi), \quad (3)$$

где $\theta_k(t)$ — угловое отклонение квазитвердого КА; $\theta_n(t)$ — дополнительное угловое отклонение корпуса КА из-за упругих колебаний ВЭ; $\varepsilon(t, \chi) = M(t, \chi) / I_0$; $M(t, \chi) = M_B(t) + M_Y(\chi)$; χ — сигнал управления; ξ_n — коэффициент демпфирования; ω_n — частота упругих колебаний ВЭ; k_n — коэффициент инерции ВЭ, зависящий от геометрических и механических характеристик.

Двигатели роторов при кратковременном включении дают практически постоянный момент $M_Y(\chi)$. Медленно изменяющийся внешний момент может быть аппроксимирован на участке интегрирования его усредненным значением.

Таким образом, математическая модель движения деформируемого аппарата в общем случае может быть представлена схемой (рис. 1).

Исследовать систему уравнений (2), (3) аналитически также невозможно. Однако для большинства КА с нежесткими ВЭ на стадии предварительного проектирования и структурного синтеза системы ориентации достаточно ограничиться учетом влияния какого-либо одного определяющего тона. В этом случае математическая модель ДКА должна включать подсистему, выделенную на рис. 1 штриховой линией.

Известно, что исследование подобных систем можно выполнить методом фазовой биплоскости [3]. Более того, переходя в область многолистных фазовых отображений [4], можно учесть влияние нескольких тонов. Однако в прикладных задачах последнее требует достаточно точного определения основных динамических характеристик упругих ВЭ, что является отдельной сложной проблемой техники, и методов наземного эксперимента, адекватного космическим условиям функционирования ВЭ [5]. Поэтому здесь ограничимся учетом одного тона колебаний.

Используя систему уравнений (2), (3), получим аналитические выражения для фазовых траекторий на каждом из листов фазовой биплоскости. С учетом [3] будем отображать переносное движение

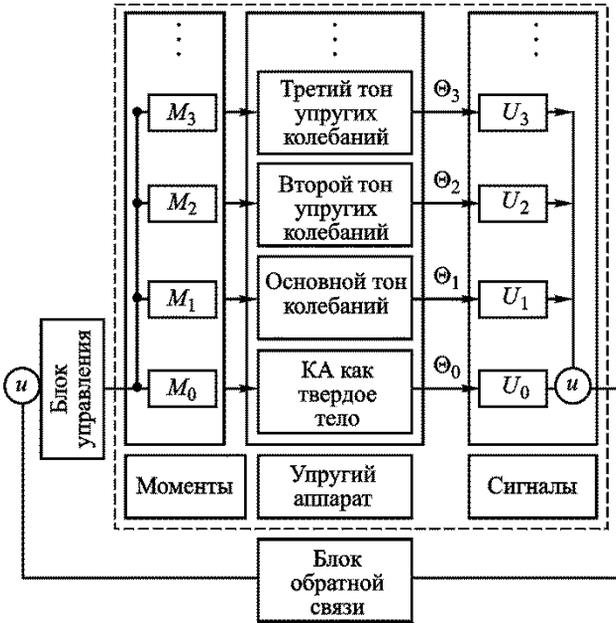


Рис. 1

корпуса аппарата как твердого тела на одном листе фазовой биплоскости в координатах $\bar{x} = \theta_k(t)$, $\bar{y} = \dot{\theta}_k(t)\omega_n^{-1}$, а на другом листе в координатах $\tilde{x} = \theta_n$, $\tilde{y} = \dot{\theta}_n\omega_n^{-1}$ отобразим относительное движение аппарата — дополнительные угловые колебания корпуса, вызываемые поперечными колебаниями упругих ВЭ. Перепишем (2) в виде

$$\frac{d\bar{y}}{dt} = \frac{\varepsilon(\chi)}{\omega_n}, \quad \frac{d\bar{x}}{dt} = \bar{y}\omega_n. \quad (4)$$

Разделив первое уравнение на второе и проинтегрировав при $\bar{x}(0) = \bar{x}_0$, $\dot{\bar{x}}(0) = \dot{\bar{x}}_0$, получим уравнение фазовой траектории переносного движения

$$\bar{y}^2 - \bar{y}_0^2 = \frac{2\varepsilon(\chi)}{\omega_n^2}(\bar{x} - \bar{x}_0). \quad (5)$$

Решение (3) с учетом $v = \sqrt{1 - \xi_n^2}$ имеет вид

$$\theta = \left[e^{-\xi_n\omega_n t} A \cos(\omega_n v t + \delta) + k_n \varepsilon(\chi) \right] / \omega_n^2. \quad (6)$$

Обозначив $\theta_c = k_n \varepsilon(\chi) / \omega_n^2$, $c_1 = \omega_n v A$, запишем (6) в виде

$$\theta_n - \theta_c = A e^{-\xi_n \omega_n t} \cos(\omega_n v t + \delta). \quad (7)$$

Введем линейные преобразования:

$$u = \omega_n v (\theta_n - \theta_c), \quad \vartheta = \dot{\theta} - \xi_n \omega_n (\theta_n - \theta_c). \quad (8)$$

Тогда

$$u = c_1 e^{-\xi_n \omega_n t} \cos(\omega_n v t + \delta), \quad \vartheta = c_1 e^{-\xi_n \omega_n t} \sin(\omega_n v t + \delta).$$

С помощью подстановки $u = \rho \cos \varphi$, $\vartheta = \rho \sin \varphi$ при $\rho^2 = u^2 + \vartheta^2$ запишем уравнение фазовой траектории

$$\rho^2 = c_1^2 e^{-2\xi_n \omega_n t}. \quad (9)$$

Воспользовавшись выражением $\operatorname{tg} \varphi = \vartheta / u$, найдем $\varphi = -(\omega_n v t + \delta)$, дающее $t = -(\varphi - \delta) / (\omega_n v)$. Подставив последнее в (9), получим

$$\begin{aligned} & \omega_n^2 v^2 (\theta - \theta_c)^2 + \left[\dot{\theta} - \xi_n \omega_n (\theta - \theta_c) \right]^2 = \\ & = A^2 \omega_n^2 v^2 e^{-2\xi_n \delta / v} \exp \left[\frac{2\xi_n}{v} \operatorname{arctg} \frac{\dot{\theta} + \xi_n \omega_n (\theta - \theta_c)}{\omega_n v (\theta - \theta_c)} \right]. \end{aligned} \quad (10)$$

Введя $\tilde{x} = \theta_n$, $\tilde{y} = \dot{\theta}_n \omega_n^{-1}$, уравнению траектории (10) можно придать вид

$$\left[\tilde{y} + \xi_n (\tilde{x} - \tilde{x}_c) \right]^2 + v^2 (\tilde{x} - \tilde{x}_c)^2 = K \exp \left[\frac{2\xi_n}{v} \operatorname{arctg} \frac{\tilde{y} - \xi_n (\tilde{x} - \tilde{x}_c)}{v (\tilde{x} - \tilde{x}_c)} \right], \quad (11)$$

где $\tilde{x}_c = \theta_c$ — статический угол отклонения системы; $K = A^2 v^2 e^{-2\xi_n \delta / v}$; а δ и A определяются из начальных условий.

Проиллюстрируем метод фазовой биплоскости примером аппарата с релейным управлением, полагая $M_y(\chi) = M_a$ (момент активный) в активной и $M(\chi) = M_c$ (момент сопротивления) в пассивной зонах. Соответственно получим.

$$\tilde{x}_{ct} = M_a K_n / (\omega_n^2 I_0), \quad \tilde{x}_{cc} = M_c K_n / (\omega_n^2 I_0).$$

$$\text{sign } \dot{\tilde{x}} \max(t_1) = -\text{sign } \left. \frac{\partial \varepsilon(x)}{\partial t} \right|_{t=t_1}, \tilde{y}(t_1) = 0. \quad (13)$$

Согласно рис. 2, видим, что включение в этом случае происходит с опережением и изображающая точка корпуса КА будет двигаться на активном участке траектории переносного движения $I_e - A'$ вместо $I - A$. Кроме того, изменяется и относительное движение — возрастает амплитуда колебаний ρ_{0j} . При мгновенном приложении управляющего момента M_a к корпусу аппарата ВЭ начинают «раскачивать» корпус в соответствии с выражением

$$\tilde{x} = \frac{k_n M_a}{I_0 \omega_n} \int_0^t \sin \omega_n(t - \tau) d\tau = \tilde{x}_{ca} \left(1 - \cos \frac{2\pi t}{T} \right), \quad (14)$$

поэтому амплитуда относительных колебаний (см. рис. 2)

$$\tilde{\rho}_{1,s} = \tilde{\rho}_{0j} + \tilde{x}_{ca} + \tilde{x}_{cc}. \quad (15)$$

Условие захвата запишется как

$$\bar{x}(t_s) + \tilde{x}(t_s) = \alpha \quad \text{при } t_1 < t_s \leq t_1 + \pi / \omega_n. \quad (16)$$

Обозначив $\bar{x}(t_s) - \bar{x}_s$, $\tilde{x}(t_s) = \tilde{x}_s$, перепишем (16) в виде

$$\bar{x}_s - \tilde{x}_s = \alpha, \quad (17)$$

где $\bar{x}_s = \bar{x}_1 + \bar{x}_{1,s}$, $\tilde{x}_s = -\tilde{x}_{ca} - \tilde{\rho}_{1,s}$, $\bar{x}_{1,s} = \bar{y}_1 \cdot \pi - \varepsilon_a \frac{\pi^2}{2\omega_n^2}$.

Подставив \bar{x}_1 , $\bar{x}_{1,s}$, \tilde{x}_s в (17) и приняв во внимание, что захват имеет место при $\rho_{0i} = \rho_{kp}$, получим

$$\beta - \alpha - 2\rho_{kp} - \frac{\varepsilon_a}{\omega_n^2} (\pi^2 / 2 + 2k_n) - 2k_n \varepsilon_c \omega_n^{-2} + \bar{y}_1 \pi = 0, \quad (18)$$

где $\varepsilon_a = M_a / I_0$; $\varepsilon_c = M_c / I_0$

В пространстве параметров ε_a , ε_c , ω_n , k_n , β , α , ρ_{kp} , \bar{y}_1 уравнение (18) представляет границу области устойчивости.

Если в частном случае $\alpha = \beta$, то (18) примет более простой вид:

$$\pi \bar{y}_1 - \varepsilon_a \omega_n^{-2} (\pi^2 / 2 - 2k_n) - 2k_n \varepsilon_c \omega_n^{-2} - 2\rho_{0j} = 0. \quad (19)$$

$$I_0 \ddot{\theta} = M_B + M_Y(\chi), \quad (21)$$

где I_0 — момент инерции аппарата; M_B, M_Y — внешний и управляющий моменты соответственно. С учетом момента сухого трения в опорах качения M_T , а также вентиляционных потерь M_r запишем

$$M_Y(\chi) = \frac{M_{\text{п}} F(\chi) - M_T \text{sign } \Omega - M_r \Omega}{\Omega_{\text{max}}},$$

где $M_{\text{п}}$ — пусковой момент; $F(\chi)$ — закон управления.

Кинетический момент ротора

$$H = H_0 + M_{\text{п}}(n, \tau) + \int (M_T + M_r) dt, \quad (22)$$

где τ — длительность импульсов; H_0 — начальный кинетический момент управляющего ротора; n — число включений ротора.

В соответствии с определенной импульсно-позиционной функцией сигнала управления фазовая плоскость $(\theta, \dot{\theta})$ разбивается прямыми

$$\begin{aligned} \theta = \alpha, -\alpha, \alpha + n_k \Delta_n, \alpha + n_k (\Delta_n + \varepsilon_a \tau^2 / 2), \\ -\alpha - n_p \Delta_n, -\alpha - n_p (\Delta_n + \varepsilon_a \tau^2 / 2) \end{aligned}$$

на ряд $2(n_1 + n_2) + 1$ областей. Здесь $n_k = 1, 2, 3, \dots, n_1; n_p = 1, 2, 3, \dots, n_2$ — номер импульса на фазовых полуплоскостях $\dot{\theta} > 0$ и $\dot{\theta} < 0$ соответственно; Δ_n — шаг импульсно-позиционной зоны.

Определим изменение скорости и координаты при движении точки на участках SQ, QA, AB, \dots фазовой траектории:

$$\begin{aligned} \Delta\theta_{SQ} = \theta - \beta, \Delta\dot{\theta}_{SQ} = \sqrt{2\varepsilon_{SQ}(\theta - \beta)}, \Delta\theta_{QA} = \alpha + \beta, \\ \Delta\dot{\theta}_{QA} = \dot{\theta}_Q - \sqrt{\dot{\theta}_Q^2 - 2\varepsilon_{QA}(\alpha + \beta)}, \Delta\theta_{AB} = \frac{\varepsilon_{AB}\tau^2}{2}, \Delta\dot{\theta}_{AB} = \varepsilon_{AB}\tau, \end{aligned} \quad (23)$$

где τ — длительность импульса; $\varepsilon_{SQ}, \varepsilon_{QA}, \varepsilon_{AB}$ — ускорения на соответствующих участках фазовой траектории.

Указанные вычисления можно продолжить при неограниченном увеличении числа переключений и построить функцию последования $\bar{\theta} = f(\theta)$ при известных параметрах аппарата и его роторной системы управления ориентацией.

Функция последования определяет переходы от предыдущего типа управления к последующему. В указанном смысле метод фазовой биплоскости может рассматриваться как обобщение метода припасовывания в динамике нелинейных систем. В частности, на рис. 3 представлены фазовые траектории для гипотетического аппарата с параметрами:

$$\begin{aligned} I_0 &= 1000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; & M_T &= M_T = 0,001 \text{ Н} \cdot \text{м}; & H_{\max} &= 20 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}; \\ M_{\Pi} &= 0,2 \text{ Н} \cdot \text{м}; & \alpha &= 0,0175; & H_0 &= 10 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}; \\ M_B &= 0,0001 \text{ Н} \cdot \text{м}; & \beta &= 0,0349; & \tau &= 1 \text{ с} \end{aligned}$$

при различных начальных состояниях.

Заметно, что все траектории асимптотически приближаются к замкнутому изолированному предельному циклу, устойчивость которого следует из соответствующей ему диаграммы Кенигса — Ламерая.

Параметры системы управления и аппарата в режиме установившихся автоколебаний взаимообусловлены. Их зависимость можно получить в явном виде. Вычислим изменение скорости за время одного цикла $\Delta \dot{\theta}_{\overline{SS}} = 0$ в виде суммы последовательных приращений на каждом из участков (см. рис. 3):

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\theta}_{\overline{SS}} &= \Delta \dot{\theta}_{\overline{SQ}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{QA}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{AB}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{BC}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{CD}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{DE}} + \\ &+ \Delta \dot{\theta}_{\overline{ES}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{SF}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{FK}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{KL}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{LM}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{MN}} + \\ &+ \Delta \dot{\theta}_{\overline{NP}} + \Delta \dot{\theta}_{\overline{PS}} = 0. \end{aligned} \quad (24)$$

В уравнении (24) каждое из выражений, стоящих до определенной фигурной скобки, содержит приращения скорости на всех предыдущих участках. Подставив в (24) кинематические условия $\theta = \overline{\theta} = \theta^*$ ($\dot{\theta}^* = 0$), следующие из условий существования предельного цикла, и принимая во внимание зависимости (23), получим уравнение связи параметров предельного цикла:

$$F(I_0, H_{\max}, H_0, \tau, M_{\Pi}, M_B, n_1, n_2, \theta^*) = 0. \quad (25)$$

Анализируя это уравнение, можно найти параметры в области возможных технических структур и реализаций, обеспечивающих требуемые предельные циклы. Изучая сечения в области исследуемых параметров, можно получить частные зависимости для любых двух или трех переменных параметров. Аналитические функции типа (25) удобны на стадии предварительного проектирования при определении границ области допустимых значений параметров системы.

В качестве примера представлены полученные с помощью фазовых аналитических функций последования устойчивые предельные циклы (А; В; С) с различным числом переключений для гипотетического квазитвердого аппарата (рис. 4).

Для гипотетического аппарата с характеристиками, указанными выше, применительно к одноимпульсному предельному циклу типа А (см. рис. 4) на рис. 5 представлены области устойчивого функционирования системы управления ориентацией с учетом упругих колебаний, где использованы обозначения: ω_n — частота определяющего тона упругих колебаний ВЭ; C — параметр размаха угловых колебаний КА из-за поперечных колебаний ВЭ. Частота колебаний квазитвердого аппарата

$$\omega_0 = \frac{\pi^2 M_{\Pi} M_B}{2(M_{\Pi} + M_B) I_0} \cdot \frac{2\omega_n}{C\omega_n^2 + 2M_{\Pi}(k_n + \pi^2 / 4)I_0 + 2k_n M_B / I_0} \quad (26)$$

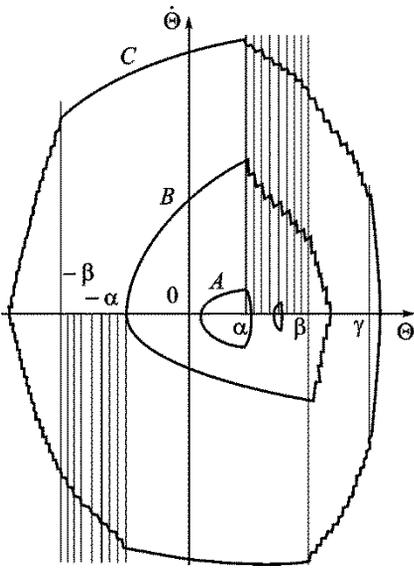


Рис. 4

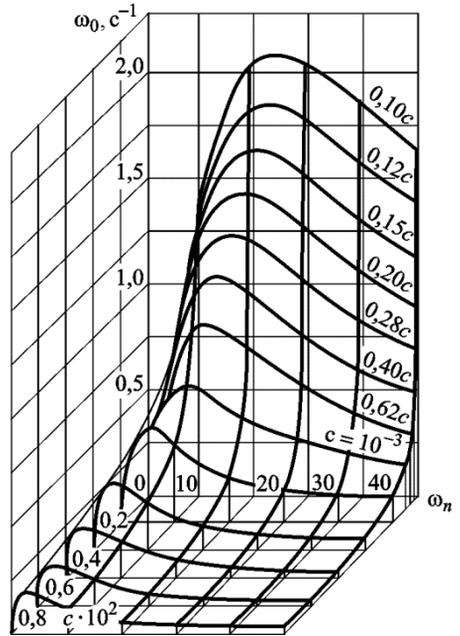


Рис. 5

Пространство под поверхностью рельефа, изображенного на рис. 5, является областью допустимых значений параметров управления ДКА. Пространство над рельефом является областью возможных

захватов системы управления ориентацией упругими колебаниями и возбуждения автоколебаний.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. *Управление ориентацией космических аппаратов*. Москва, Наука, 1974.
- [2] Попов В.И., Северова Л.В. *Динамика маховичной системы управления движением космического летательного аппарата относительно центра масс с учетом упругих элементов*. Москва, Наука, 1979, с. 83–90.
- [3] Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Об устойчивости релейных систем управления ориентацией деформируемых спутников. *Управление в пространстве*, т. 1. Москва, Наука, 1973, с. 37–43.
- [4] Павлов Ю.Н., Северова Л.В. Об использовании многолистных фазовых поверхностей в динамике космического аппарата. *Тр. XIV Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Механика космического полета»*. Москва, ИИЕТ АН СССР, 1980, с. 101–108.
- [5] Северова Л.В. К определению динамических характеристик развращаемых космических конструкций. *Тр. XV Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Механика космического полета»*. Москва, ИИЕТ АН СССР, 1981, с. 21–28.
- [6] Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. *Теория колебаний*. Москва, Физматгиз, 1959.

Статья поступила в редакцию 05.02.2014

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Северова Л.В., Северов С.П. К анализу систем ориентации деформируемых космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2014, вып. 1. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/1190.html>

Северова Людмила Васильевна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Теоретическая механика». Окончила МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1965 г. и на протяжении 48 лет постоянно работает в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Северов Станислав Павлович родился в 1937 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Подводные роботы и аппараты» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 68 научных статей и 54 изобретений в области динамики машин, приборов и аппаратов ракетно-космической и подводной робототехники, а также в области теории и креативных методов высшего инженерного профессионального образования. e-mail: sseverov@mail.ru

On the analysis of the orientation of deformable spacecraft

© L.V. Severova, S.P. Severov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The problem under consideration is formulated as follows. There is a spacecraft (SC) with external elastic elements of solar panel type. The main design parameters of the spacecraft and dynamic characteristics (shape, frequency and damping) are assumed to be theoretically determined and experimentally confirmed by flight or ground simulation tests. SC has a system of sensors that determine its orientation to the specified object in the sky, as well as an active complex of executive bodies — the engines. The craft must keep the specified orientation in the definitely small area of variations. At the preliminary design stage it is required to synthesize a nonlinear system of orientation of the deformed craft. The study is aimed at using the flywheel rotor as the executive body and the method of poly-phase plane for algorithmization of orientation management processes. In accordance with the method of bi-plane, the paper looks at the portable motion of the vehicle on a single sheet and the relative motion of solar cells on the second sheet of the phase bi-plane. The results could be used to detect the closed limit cycles of self-oscillation, and to assess the accuracy of the craft orientation.

Keywords: spacecraft, solar panels, the system of orientation, the phase plane.

REFERENCES

- [1] Raushenbakh B.V., Tokar' E.N. *Upravlenie orientatsiyey kosmicheskikh apparatov* [Orientation control of spacecraft]. Moscow, Nauka Publ., 1974.
- [2] Popov V.I., Severova L.V. *Dinamika makhovichnoi sistemy upravleniya dvizheniem kosmicheskogo letatel'nogo apparata otnositel'no tsentra mass s uchetom uprugikh elementov* [Dynamics of flywheel motion control system of the spacecraft relative to the center of mass taking into account elastic elements]. Moscow, Nauka Publ., 1979, pp. 83–90.
- [3] Rutkovskiy V.Yu., Sukhanov V.M. *Upravlenie v prostranstve, tom 1* [Space control, vol. 1]. Moscow, Nauka Publ., 1973, pp. 37–43.
- [4] Pavlov Yu.N., Severova L.V. *Ob ispol'zovanii mnogolistnykh fazovykh poverkhnostey v dinamike kosmicheskogo apparata* [On the use of multi-sheeted phase surfaces in the dynamics of spacecraft]. *Tr. XIV Chteniy K.E. Tsiolkovskogo. Sektsiya «Mekhanika kosmicheskogo poleta»* [Proc. XIV, K.E. Tsiolkovsky Read. Section “The mechanics of space flight”]. Moscow, Inst. Hist. Sci. Tech. Acad. Sci. USSR, 1980, pp. 101–108.
- [5] Severova L.V. *K opredeleniyu dinamicheskikh kharakteristik razvertyvaemykh kosmicheskikh konstruktsey* [On the dynamic characteristics of deployable space structures]. *Tr. XIV Chteniy K.E. Tsiolkovskogo. Sektsiya «Mekhanika kosmicheskogo poleta»* [Proc. XIV, K.E. Tsiolkovsky Read. Section “The mechanics of space flight”]. Moscow, Inst. Hist. Sci. Tech. Acad. Sci. USSR, 1981, pp. 21–28.
- [6] Andronov A.A., Vitt A.A., Khaikin S.E. *Teoriya kolebaniy* [Theory of oscillations]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1959.

Severova L.V. graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1965. Ph.D., assoc. professor of the Theoretical Mechanics Department at Bauman Moscow State Technical University.

Severov S.P. (b. 1937), Dr. Sci. (Eng.), Professor of the Underwater Robots and Machines Department at Bauman Moscow State Technical University. Author of 68 scientific papers and 54 inventions in the field of dynamics of machines, instruments and apparatus of rocket-space and underwater robotics, as well as in the theory and techniques of creative engineering in higher professional education. e-mail: sseverov@mail.ru