

## УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАБЛЮДАТЕЛЯ ДЛЯ РАСШИРЕННОГО ВЕКТОРА СОСТОЯНИЯ

Предложен регулятор для управления ориентацией солнечной электростанции космического базирования. В составе регулятора использован внутренний контур оценки неточностей математической модели станции как объекта управления. Показаны преимущества предложенного подхода по сравнению с использованием традиционного пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора.

Запропоновано регулятор для керування орієнтацією сонячної електростанції космічного базування. У складі регулятора використано внутрішній контур оцінки неточностей математичної моделі станції як об'єкта керування. Показано переваги запропонованого підходу в порівнянні з використанням традиційного пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора.

Controller for orientation of a solar space-based power station is proposed. The controller includes an inner contour for estimating inaccuracies in the mathematical station model as an object of control. Advantages of the proposed approach are examined comparing with a traditional proportional integral and differential controller.

**Введение.** В настоящее время все больший интерес проявляется к альтернативным источникам и средствам получения энергии. Одним из возможных путей развития энергетики является создание солнечных электростанций космического базирования (СЭКБ) [1]. Создание СЭКБ, предназначенных для энергоснабжения потребителей из космоса, возможно. Однако проблемы, которые предстоит при этом разрешить, серьезны и многочисленны. Одной из таких проблем является управление большими гибкими системами в космосе. Система управления СЭКБ должна обеспечить требуемое положение в пространстве большой солнечной батареи для непрерывного слежения за Солнцем и направление микроволновых или лазерных пучков энергии потребителям. Важность и необходимость тщательной проработки этой проблемы связана с тем, что солнечные электростанции как объекты управления существенным образом отличаются от космических аппаратов, эксплуатируемых на орбите в настоящее время [2]. Среди особенностей СЭКБ следует отметить значительную неопределенность в значениях массово-инерционных и упругих характеристик и, как следствие, внешних возмущений. Кроме того, в случае СЭКБ частоты собственных колебаний конструкции могут быть крайне низкими. Так, например, расчетное значение первой формы собственных колебаний для СЭКБ „Abacus” составляет 0,002 Гц [3].

Несмотря на достижения современной теории автоматического управления, на практике в 9 из 10 случаев используется достаточно простой пропорционально-интегрально-дифференциальный (ПИД) регулятор [4]. Такой регулятор успешно применяется и в системах управления ориентацией многих космических аппаратов (КА). Однако точная настройка такого регулятора во многом зависит от полноты информации об объекте управления. В случаях КА с упругими элементами проблема взаимовлияния системы управления угловым положением и упругих колебаний конструкции часто решается путем выбора соответствующей полосы пропускания ПИД регулятора. Попытка применения ПИД регулятора с низкой полосой пропускания может привести к значительным погрешностям ориентации СЭКБ из-за действия возмущений, таких как гравитационный момент, солнечное давление, излучение передающей антенны. Для решения различных задач управления в условиях неопределенностей разработано достаточно большое количество методов,

например методы адаптивного управления [5] и робастного управления [6]. Однако с учетом особенностей СЭКБ, а также принимая во внимание разумный компромисс между сложностью синтеза закона управления и необходимыми эксплуатационными требованиями, наиболее перспективным представляется использование регулятора с наблюдателем для оценки неопределенностей и возмущений [7 – 9]. Именно такой подход и рассмотрен в этой статье.

Целью настоящей статьи является синтез и анализ регулятора системы управления ориентацией солнечной электростанции космического базирования, использующего контур оценки значений различных возмущений для их последующей компенсации.

**Постановка задачи.** Будем рассматривать СЭКБ, расположенную на околоземной орбите. Необходимо обеспечить постоянную ориентацию панелей солнечной батареи на Солнце при наличии возмущений и низких частот собственных колебаний элементов конструкции. Управляющие воздействия осуществляются при помощи гипотетических исполнительных органов, создающих необходимые моменты относительно трех ортогональных осей.

**Системы координат.** Для описания движения вокруг центра масс СЭКБ будем использовать следующие правые ортогональные системы координат:

$O_z x_I y_I z_I$  – геоцентрическая экваториальная система координат, используемая в качестве инерциальной системы координат (ИСК), ось  $O_z x_I$  направлена в точку весеннего равноденствия,  $O_z z_I$  совпадает с осью вращения Земли и направлена на север;

$O_z x_s y_s z_s$  – солнечно-эклиптическая система координат (СЭСК), ось  $O_z x_s$  направлена по линии Земля – Солнце, ось  $O_z y_s$  – по касательной к эклиптике в сторону движения Солнца по эклиптике;

$O x_c y_c z_c$  – связанная система координат (ССК), начало которой связано с центром масс СЭКБ, в ориентированном положении ось  $O x_c$  совпадает с направлением оси  $O_z x_s$  СЭСК.

**Математическая модель динамики СЭКБ.** Будем рассматривать СЭКБ как твердое тело, предполагая, что проблема взаимовлияния углового движения станции и упругих деформаций решается путем выбора соответствующей полосы пропускания регулятора. В таком случае уравнения движения СЭКБ вокруг центра масс могут быть получены на основании закона об изменении кинетического момента в следующем виде [10]:

$$\dot{\bar{\omega}}_{cI}^c = \left( \bar{J}^c + \Delta \bar{J}^c \right)^{-1} \left( \bar{M}_v^c + \bar{M}_u^c - \bar{\omega}_{cI}^c \times \left( \bar{J}^c + \Delta \bar{J}^c \right) \bar{\omega}_{cI}^c \right), \quad (1)$$

где  $\bar{\omega}_{cI}^c$  – вектор абсолютной угловой скорости СЭКБ;  $\bar{J}^c$  – расчетное значение тензора инерции СЭКБ;  $\Delta \bar{J}^c$  – разница между фактическим и расчетным значением тензора инерции СЭКБ;  $\bar{M}_v^c$  – значение суммарного вектора возмущающих моментов, действующих на СЭКБ;  $\bar{M}_u^c$  – вектор управляющего момента СЭКБ.

Здесь и далее верхний индекс при векторных и тензорных величинах обозначает систему координат, в которых они записаны.

Погрешность ориентации ССК относительно СЭСК будем задавать углами Крылова  $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$  [11]. Кинематические соотношения, связывающие производные углов ориентации с проекциями угловой скорости СЭКБ на оси СЭСК, записаны таким образом [10]:

$$\begin{vmatrix} \dot{\varphi}_1 \\ \dot{\varphi}_2 \\ \dot{\varphi}_3 \end{vmatrix} = \frac{1}{\cos \varphi_3} \begin{vmatrix} \cos \varphi_2 & 0 & \sin \varphi_2 \\ \cos \varphi_2 \sin \varphi_3 & \cos \varphi_3 & \sin \varphi_2 \sin \varphi_3 \\ -\sin \varphi_2 \cos \varphi_3 & 0 & \cos \varphi_2 \cos \varphi_3 \end{vmatrix} \overline{\omega}_{cs}^c, \quad (2)$$

где  $\overline{\omega}_{cs}^c$  – вектор угловой скорости СЭКБ относительно СЭСК.

Вектор  $\overline{\omega}_{cs}^c$  определяется выражением

$$\overline{\omega}_{cs}^c = \overline{\omega}_{cI}^c - T_{cs} \overline{\omega}_{sI}^c, \quad (3)$$

где  $T_{cs}$  – матрица перехода от СЭСК к ССК;  $\overline{\omega}_{sI}^c$  – вектор угловой скорости СЭСК относительно ИСК.

Уравнение (2) и выражение (3) могут быть линеаризованы с учетом того, что основной задачей системы управления ориентацией СЭКБ является обеспечение ориентации станции на Солнце с минимально допустимыми угловыми погрешностями  $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ . После линеаризации, подставив выражение (3) в уравнение (2) и пренебрегая малыми величинами, получим

$$\overline{\omega}_{cI}^c = \begin{vmatrix} \dot{\varphi}_1 \\ \dot{\varphi}_2 + 2\varphi_1 \Omega_s \\ \dot{\varphi}_3 + \Omega_s \end{vmatrix}, \quad (4)$$

где  $\Omega_s = 0,2 \cdot 10^{-6} \text{ c}^{-1}$  – угловая скорость вращения Земли вокруг Солнца.

Подставив выражение (4) в уравнение (1) с учетом малости величин  $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \Omega_s$  и пренебрегая недиагональными элементами  $\overline{\overline{J}}^c$ , получим уравнения вращательного движения СЭКБ в следующем виде:

$$\ddot{\varphi}_i = \frac{m_{ui} + m_{vi}}{j_i + \Delta j_i}, \quad i = 1, 2, 3, \quad (5)$$

где  $m_{ui}, m_{vi}$  – составляющие соответствующих векторов  $\overline{M}_u^c, \overline{M}_v^c$ ;  $j_i$  – диагональные элементы тензора  $\overline{\overline{J}}^c$ .

Представим уравнения (5) в следующем виде:

$$\ddot{\varphi}_i = \frac{m_{ui}}{j_i} + w_i, \quad (6)$$

где  $w_i$  – возмущение, вызванное  $\overline{M}_v^c$  и отличием фактического значения  $\overline{\overline{J}}^c$  от расчетного.

Таким образом, необходимо обеспечить  $\varphi_i \rightarrow 0$  путем приложения управляющих воздействий  $m_i$  при наличии возмущений  $w_i$ . Для решения такой задачи синтезируем регулятор, состоящий из основного контура с низ-

кой полосой пропускания и дополнительного контура, который выполняет оценивание возмущения  $w_i$ .

**Синтез наблюдателя.** Введем новые переменные

$$\Psi_{1i} = \varphi_i, \Psi_{3i} = w_i.$$

Используя эти переменные, представим уравнения (6) в форме пространства состояний

$$\dot{\Psi}_{1i} = \Psi_{2i}, \dot{\Psi}_{2i} = \Psi_{3i} + u_i/j_i, \dot{\Psi}_{3i} = \dot{w}_i = h_i, y_i = \Psi_{1i}.$$

Следуя результатам работы [7], наблюдатель для такого расширенного вектора состояния может быть синтезирован в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{\eta}_{1i} &= \eta_{2i} - l_{1i}(\eta_{1i} - \Psi_{1i}), \\ \dot{\eta}_{2i} &= \eta_{3i} - l_{2i}(\eta_{1i} - \Psi_{1i}) + u_i/j_i, \\ \dot{\eta}_{3i} &= -l_{3i}(\eta_{1i} - \Psi_{1i}), \end{aligned} \quad (7)$$

где  $\eta_{1i}, \eta_{2i}, \eta_{3i}$  – оценки величин  $\Psi_{1i}, \Psi_{2i}, \Psi_{3i}$ ;  $l_{1i}, l_{2i}, l_{3i}$  – коэффициенты усиления наблюдателя.

Наблюдатель (8) можно представить в форме пространства состояний следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{H}_i &= A_i H_i + B_i U_i + L_i (Y_i - \tilde{Y}_i), \\ Y_i &= C_i \Psi_i, \tilde{Y}_i = C_i H_i, \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} A_i &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, H_i = \begin{bmatrix} \eta_{1i} \\ \eta_{2i} \\ \eta_{3i} \end{bmatrix}, B_i = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/j_i \\ 0 \end{bmatrix}, L_i = \begin{bmatrix} l_{1i} \\ l_{2i} \\ l_{3i} \end{bmatrix}, \Psi_i = \begin{bmatrix} \Psi_{1i} \\ \Psi_{2i} \\ \Psi_{3i} \end{bmatrix}, \\ C_i &= [1 \quad 0 \quad 0]. \end{aligned}$$

В работе [7] показано, что ошибка такого наблюдателя ограничена в случае выбора вектора  $L_i$  из условия гурвицевости матрицы  $A_i - L_i C_i$  и при условии ограниченности возмущения  $w_i$ .

Характеристическое уравнение наблюдателя может быть получено следующим образом:

$$\lambda_i(s) = |sI - (A_i - L_i C_i)|.$$

Для биномиального распределения корней [4] вектор коэффициентов усиления наблюдателя имеет следующий вид:

$$L_i = [\mathfrak{Z}\omega_{ni} \quad \mathfrak{Z}\omega_{ni}^2 \quad \omega_{ni}^3],$$

где  $\omega_{ni}$  – верхняя граница полосы пропускания наблюдателя.

**Синтез регулятора.** Используя полученную с помощью наблюдателя оценку  $w_i \approx \eta_{3i}$ , представим закон управления следующим образом:

$$m_{ui} = j_i (m_{ui}^0 - \eta_{3i}). \quad (8)$$

Использование такого закона управления позволяет преобразовать систему уравнений (6) к виду

$$\ddot{\phi}_i = m_{ui}^0. \quad (9)$$

Для управления объектом, описываемым системой уравнений (8), можно использовать пропорционально-дифференциальный ПД регулятор, для которого закон управления имеет следующий вид:

$$m_{ui}^0 = -k_{pi}\dot{\phi}_i - k_{di}\phi_i, \quad (10)$$

где  $k_{pi}$ ,  $k_{di}$  – коэффициенты закона управления.

Коэффициенты  $k_{pi}$ ,  $k_{di}$  могут быть выбраны, например, путем решения задачи модального управления. Для биномиального распределения корней характеристического уравнения эти коэффициенты имеют следующие значения:

$$k_{pi} = \Omega_{ri}^2, \quad k_{di} = 2\Omega_{ri}, \quad (11)$$

где  $\Omega_{ri}$  – верхняя граница полосы пропускания регулятора.

Подставив выражение (10) в (8), получим закон управления СЭКБ

$$m_{ui} = j_i (-k_{pi}\dot{\phi}_i - k_{di}\phi_i - \eta_{3i}). \quad (12)$$

В работе [8] с использованием теории сингулярно возмущенных систем доказано, что существует нижняя граница полосы пропускания наблюдателя, начиная с которой обеспечивается устойчивость регулятора с контуром оценки возмущений.

#### **Численное моделирование процесса поддержания ориентации СЭКБ.**

При проведении численных расчетов использованы характеристики СЭКБ «Abacus» [3]. Осевые моменты инерции станции приняты  $J_1 = 4,6 \cdot 10^{13}$  кг·м<sup>2</sup>,  $J_2 = 2,8 \cdot 10^{13}$  кг·м<sup>2</sup>,  $J_3 = 1,8 \cdot 10^{13}$  кг·м<sup>2</sup>.

В состав вектора возмущающего момента входит гравитационный момент  $\overline{M}_g^c$ , моменты сил солнечного давления  $\overline{M}_s^c$  и передающей антенны  $\overline{M}_a^c$ . Значения этих моментов заданы следующим образом:

$$\overline{M}_g^c = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1,5\Omega_o^2(J_1 - J_2)\sin 2\Omega_o t \end{vmatrix}, \quad \overline{M}_s^c = \begin{vmatrix} 0 \\ m_1 \\ m_2 \end{vmatrix}, \quad \overline{M}_a^c = \begin{vmatrix} -m_3 \sin \Omega_o t \\ -m_3 \cos \Omega_o t \\ 0 \end{vmatrix}, \quad (13)$$

где  $\Omega_o = 7,29 \cdot 10^{-5}$  рад/с – орбитальная частота;  $m_1 = 12000$  Н·м;  $m_2 = 1200$  Н·м;  $m_3 = 11900$  Н·м.

Для иллюстрации эффективности предложенных законов управления рассмотрено два варианта:

Вариант 1 – применение регулятора с контуром оценки возмущений (РКОВ).

Вариант 2 – использование ПИД регулятора, закон управления которого имеет вид

$$m_{ui}^0 = -\Omega_{ri}^3 \varphi_i - 3\Omega_{ri}^2 \dot{\varphi}_i - 3\Omega_{ri} \int \varphi_i dt.$$

На рис. 1 – 3 представлены графики, отражающие результаты расчетов для канала 3 при следующих выбранных параметрах:  $\Omega_{ri} = 2 \cdot 10^{-4}$  рад/с и  $\Omega_{ni} = 0,01$  рад/с. На рис. 1 линиями 1 и 2 показаны зависимости управляющего момента от времени для случая применения ПИД регулятора и РКОВ соответственно. Линией 3 на этом рисунке показана составляющая ПД регулятора в предложенном законе управления.

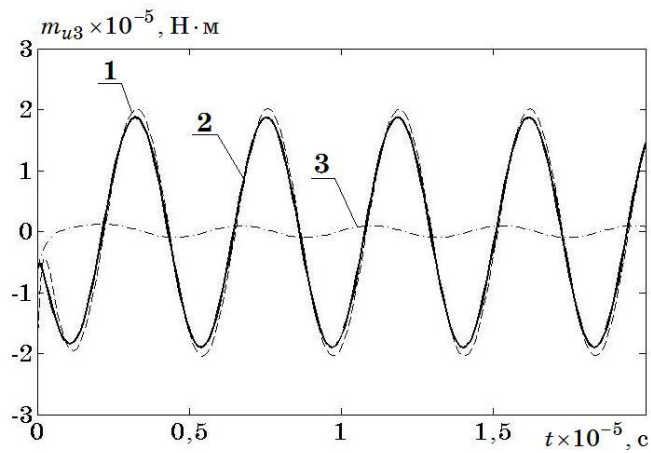


Рис. 1

На рис. 2 и 3 приведены графики изменения угла  $\varphi_3$  и угловой скорости  $\dot{\varphi}_3$  соответственно. Здесь линией 1 отображены зависимости для ПИД регулятора, а линией 2 для РКОВ.

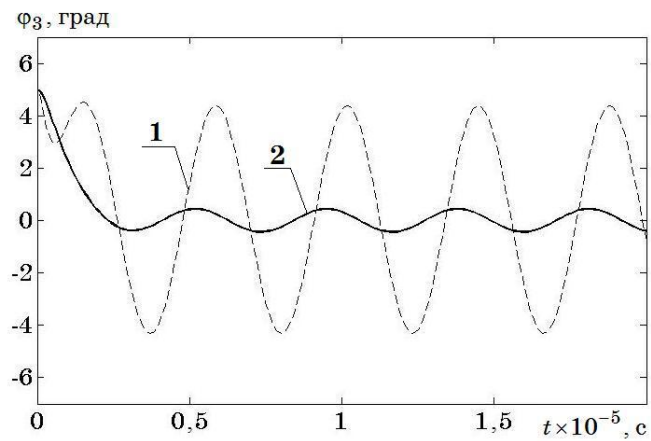


Рис. 2

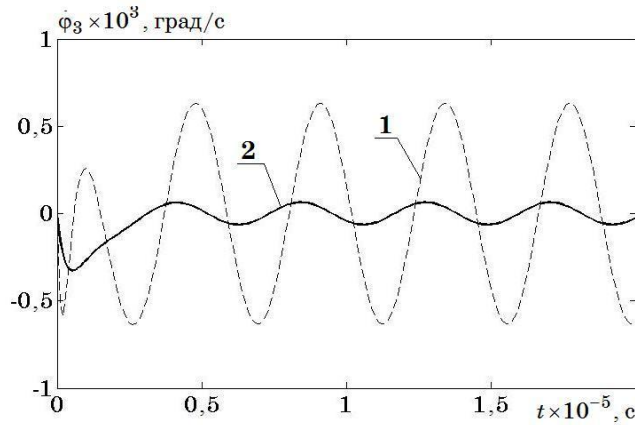


Рис. 3

Из рис. 2 – 3 видно, что предложенный регулятор обеспечивает значительно меньшую ошибку ориентации при выбранном значении  $\Omega_{ni}$ . Увеличение значения  $\Omega_{ni}$  позволяет обеспечить лучшую оценку возмущения и добиться практически нулевой ошибки ориентации в рассматриваемом расчетном случае. На практике выбор верхней границы  $\Omega_{ni}$  ограничен шумами измерителей.

Используя выражения для определения предельных ошибок оценивания типовых неопределенностей, полученные в работе [8], определим погрешности расчета возмущений для рассмотренного случая. С учетом действующих на СЭКБ возмущений используем следующие выражения:

$$w = const, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} E(t) = 0,$$

$$w = M \sin \Omega_v t, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} E(t) \leq \left| \left( I + \frac{A^2}{\Omega_v^2} \right)^{-1} B M + \left( I + \frac{A^2}{\Omega_v^2} \right)^{-1} AB \frac{M}{\Omega_v} \right|,$$

где  $M$  – амплитуда возмущения,  $\Omega_v$  – частота возмущения.

Для возмущений (13) получим следующие ошибки оценивания: канал 1 –  $\lim_{t \rightarrow \infty} E_1(t) = 260 \text{ Н} \cdot \text{м}$ , канал 2 –  $\lim_{t \rightarrow \infty} E_2(t) = 260 \text{ Н} \cdot \text{м}$ , канал 3 –

$$\lim_{t \rightarrow \infty} E_3(t) = 6 \cdot 10^3 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

**Анализ устойчивости системы «регулятор – СКЭБ».** В классической теории управления используют показатели запасов устойчивости по амплитуде и фазе для демонстрации робастности системы в частотной области. Для вычисления этих показателей получим передаточную функцию системы «регулятор – СКЭБ». Принимая во внимание уравнение (6), передаточная функция объекта управления имеет следующий вид

$$W_{oi}(s) = \frac{1}{s^2}.$$

Для получения передаточной функции регулятора используем систему уравнений (7). На основании этой системы с использованием преобразования

Лапласа выражение для оценки возмущения может быть представлено следующим образом:

$$\tilde{\eta}_{3i}(s) = \frac{j_i M_3 s^2 \tilde{\psi}_{1i}(s) - \tilde{M}_3 \tilde{u}_i(s)}{j_1 (s^2 + M_1 s^2 + M_2 s + M_3)} \quad (14)$$

После применения преобразования Лапласа к выражению (12), имеем

$$H_{ui}(s) = j_i (-k_{pi} \tilde{\varphi}_i(s) - k_{di} s \tilde{\varphi}_i(s) - \tilde{\eta}_{3i}(s)). \quad (15)$$

Подставив выражение (14) в (15), получим

$$H_{ui}(s) = j_i \left( H_{ui}^0(s) + \frac{M_3 (H_{ui}^0(s)/s - s \tilde{\psi}_{1i}(s))}{s^2 + M_1 s + M_2} \right). \quad (16)$$

Анализ выражения (15) показывает, что предложенное управление представляет собой закон традиционного ПД регулятора, дополненный фильтрованными интегралом сигнала ПД регулятора и производной от угловой скорости. Таким образом, регулятор обладает непрямым эффектом интегратора.

Передаточную функцию такого регулятора можно представить следующим образом:

$$W_{ri}(s) = k_{pi} + k_{di} s + \frac{s^2 + k_{di} M_3 s + M_3 k_{pi}}{s^3 + M_1 s^2 + M_2 s + M_3}.$$

Передаточную функцию системы «регулятор – СКЭБ» запишем в виде

$$W_{ori}(s) = W_{oi}(s) W_{ri}(s).$$

В табл. 1 представлены вычисленные запасы устойчивости для систем с предложенным и ПИД регуляторами.

Таблица 1

№	Название	ПИД регулятор	РКОВ
1	Полоса пропускания, рад/с	$\Omega_{ri} = 2 \cdot 10^{-4}$	$\Omega_{ri} = 2 \cdot 10^{-4}$ , $\Omega_{ni} = 1,8$
2	Запас устойчивости по амплитуде, дБ	19,1	34,5
3	Запас устойчивости по фазе, град	71,2	85,4

**Заключение.** В настоящей статье предложены законы управления СКЭБ, использующие наблюдатель для оценки неточностей математической модели. Показаны преимущества предложенных законов управления в частотной и временной областях по сравнению с традиционным ПИД регулятором. Так, предложенный регулятор обеспечивает меньшую погрешность ориентации



при больших запасах устойчивости по амплитуде и фазе в сравнении с ПИД регулятором.

Исследования, результаты которых изложены в настоящей статье, целесообразно продолжить с учетом особенностей реальных исполнительных органов, таких как гиродины и электроракетные двигатели, шумов измерителей, а также с учетом упругости конструкции в математической модели объекта управления.

1. Сысоев В. К. Анализ возможных схем построения космических солнечных электростанций / В. К. Сысоев, К. М. Пичхадзе, Е. А. Аранов // Полет. – 2010. – № 6. – С.37–45.
2. Nurre G. Dynamics and Control of Large Space Structure / G. Nurre, R. Ryan, H. Scotfield, J. Slims // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 1984. – Vol. 7. – No. 5. – P. 514 – 526.
3. Integrated Orbit, Attitude, and Structural Control Systems Design for Space Solar Power Satellites : NASA Contract NAS1-00122 Final Report : NASA Langley Research Center / B. Wie, C. Roithmayr. – Hampton, 2001. – 124 p.
4. Ang K. H. PID control system analysis, design, and technology / K. H. Ang, G. Chong, Y. Li // IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 2005. – Vol. 13. – No. 4. – P. 559-576.
5. Astrom K. J. Adaptive Control / K. J. Astrom and B. Wittenmark. – MA : Addison-Wesley, 1995. – 580 p.
6. Zhou K. Robust and optimal Control / K. Zhou, J. C. Doyle, K. Glover. – NJ : Prentice-Hall, 1996. – 596 p.
7. Gao Z. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design / Z. Gao // Proceeding of the American Control Conference. – 2006 – P. 2399 – 2405.
8. Zhou W. A stability study of active disturbance rejection control problem by a singular perturbation approach / S. W. Zhou, Z. Shao, A. Gao // Applied Mathematical Sciences. – 2009. – Vol. 3. – No. 10. – P. 491 – 508.
9. Yang X. Capabilities of extended state observer for estimating uncertainties / X. Yang, Y. Huang // Proceeding of the American Control Conference. – 2009. – P. 3700 – 3705.
10. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н Токарь. – М. : Наука. – 1974. – 600 с.
11. Лурье А. И. Аналитическая механика / А. И. Лурье. – М. : Физматгиз, 1961. – 824 с.

Институт технической механики  
НАН Украины и НКА Украины,  
Днепропетровск

Получено 06.06.11,  
в окончательном варианте 08.06.11