

УДК 629.7

А. Л. Макаров¹, С. В. Хорошилов²

¹Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

²Інститут технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ

УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ И ПЕРЕДАЮЩЕЙ АНТЕННЫ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Розглянуто задачу керування орієнтацією сонячної батареї та передавальної антени сонячної електростанції космічного базирования з урахуванням великої невизначеності масово-інерційних характеристик об'єкту керування і взаємодію впливу каналів регулювання. Для розв'язування цієї задачі запропоновано регулятор, у складі якого використано внутрішній контур оцінки неточностей математичної моделі станції як об'єкту керування.

ВВЕДЕНИЕ

Ограниченные запасы топлива, используемого в традиционной энергетике, а также усиливающиеся экологические проблемы заставляют человечество искать новые средства и методы получения энергии для удовлетворения своих потребностей. Одной из альтернатив традиционной электроэнергетике могут служить солнечные электростанции космического базирования (СЭКБ) [2]. Предполагается, что такие электростанции будут располагаться на орбите, где плотность солнечного излучения значительно выше, чем на поверхности Земли. Солнечная электростанция космического базирования должна выполнять сбор и преобразование энергии солнечного излучения, а также передачу этой энергии потребителям. Идея СЭКБ не нова [5], однако высокая себестоимость электроэнергии и технологические проблемы сдерживают процесс их разработки и внедрения. Тем не менее, быстрое развитие новых технологий и значительные успехи в области солнечных батарей, электроники, композитных материалов усилили интерес к СЭКБ. Так, на последнем Международном астронавтическом конгрессе в секции косми-

ческая энергетика участниками из США, стран Евросоюза, Японии, Китая и других государств были представлены десятки докладов, посвященных этой тематике [7].

Конструкция СЭКБ среди прочих возможных элементов, как правило, включает панели солнечной батареи (СБ) и передающую антенну (ПА). При этом панели СБ ориентируются на Солнце, а ПА — на приемную ректенну на Земле. Выполнение этих задач возлагается на систему управления ориентацией СЭКБ. Здесь следует отметить, что несмотря на достаточно большое количество публикаций, посвященных СЭКБ, вопросы управления ориентацией таких электростанций и ее элементов слабо освещены в печати. Среди немногочисленных публикаций следует отметить работу [6], в которой представлены результаты предварительной проработки системы управления СЭКБ «Abacus». Также представляет интерес работа [1], где рассматривается задача оптимального управления ориентацией СЭКБ на геостационарной орбите; при этом СБ и ПА станции активно стабилизируются по двум различным направлениям.

Сложность проведения полномасштабных экспериментов в случае СЭКБ приводит к значительной неопределенности значений массово-инерционных и других характеристик объекта

управления. Учитывая эту особенность, применение результатов работы [1] на практике представляется затруднительным.

В работе [3] с учетом особенностей СЭКБ как объекта управления предложен регулятор системы ориентации, использующий контур оценки значений различных возмущений для их последующей компенсации. Показаны преимущества такого регулятора при управлении СЭКБ по сравнению с традиционными подходами. Однако рассматривалась лишь задача ориентации панели СБ на Солнце. При этом движения панели СБ и ПА могут быть взаимосвязаны. В связи с этим в нашей работе будет рассматриваться ориентация СБ и ПА при наличии взаимовлияния между этими каналами управления.

Целью настоящей работы является синтез и анализ регуляторов систем управления ориентацией СБ и ПА солнечной электростанции космического базирования с учетом значительной неопределенности значений массово-инерционных характеристик объекта управления и взаимовлияния в каналах регулирования.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Будем рассматривать СЭКБ, расположенную на околоземной орбите. Солнечная электростанция космического базирования представляет собой двухсоставной искусственный спутник, состоящий из панели СБ, преобразующей лучистую энергию Солнца в электроэнергию, и антенны, передающей эту энергию на приемную станцию в виде СВЧ-излучения. Необходимо обеспечить постоянную ориентацию панелей СБ на Солнце и стабилизировать положение ПА относительно направления на приемную станцию при наличии возмущений и низких частот собственных колебаний элементов конструкции. Предполагается, что плоскость орбиты совпадает с плоскостью эклиптики. В таком случае процесс наведение СБ и ПА может быть представлен в виде их угловых перемещений в плоскости и из плоскости эклиптики. В целях краткости будем рассматривать лишь ориентацию элементов станции в плоскости эклиптики. Управляющие воздействия осуществляются при помощи гипотетических исполнительных органов, созда-

ющих необходимые управляющие моменты. Предполагается, что проблема взаимовлияния углового движения станции и ее упругих деформаций решается путем выбора соответствующей полосы пропускания регулятора.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для синтеза законов управления используем предложенную в работе [1] модель СЭКБ, описывающую движение СБ и ПА в плоскости эклиптики.

Модель СЭКБ состоит из двух твердых абсолютно жестких штанг, соединенных шарниром (рис. 1). На одной штанге закреплена плоская СБ, а на другой — антенна. Штанги перпендикулярны к плоскостям СБ и антенны соответственно. На противоположных концах штанги закреплены противовесы m_c , m_a . В дальнейшем для краткости СБ называется подсистема, состоящая из штанги с солнечной батареей и противовеса, а антенной — остальные части модели СЭКБ. Считается, что точка соединения штанг O является центром масс каждой из двух подсистем СЭКБ. Предполагается, что станция движется равномерно по орбите, плоскость которой совпадает с плоскостью эклиптики, штанги батареи и антенны находятся в этой плоскости.

Для описания движения СЭКБ использованы следующие системы координат: oxy — инерциальная система координат, плоскость которой совпадает с плоскостью эклиптики, $Ox_s y_s$ — солнечная система координат, ось Ox_s направлена на Солнце, а ось Oy_s — по вектору орбитальной скорости Земли, $Ox_o y_o$ — орбитальная система координат, ось Ox_o направлена по радиусу-вектору, соединяющему центр масс Земли и СЭКБ, а ось Oy_o лежит в плоскости орбиты, $Ox_c y_c$ — связанная с панелью СБ система координат, оси Ox_c и Oy_c направлены по главным центральным осям инерции СБ, $Ox_a y_a$ — связанная с передающей антенной система координат, оси Ox_a и Oy_a направлены по главным центральным осям инерции антенны.

Ориентация панели солнечной батареи СЭКБ и ее передающей антенны задается следующими углами: φ_c — отклонение оси панели СБ от на-

правления на Солнце, φ_a — отклонение оси антенны от направления на приемную ректенну.

Долгота Земли, отсчитываемая от точки весны, определяется из выражения

$$\alpha_0 = \alpha_0^0 + \omega_0 t,$$

где α_0^0 — начальное значение долготы Земли, ω_0 — угловая скорость вращения Земли вокруг своей оси, t — время.

Долгота Солнца от точки весны задается так:

$$\alpha_s = \alpha_s^0 + \omega_s t,$$

где α_s^0 — начальное значение долготы Солнца, ω_s — угловая скорость вращения Земли вокруг Солнца.

Уравнения движения относительно центра масс СБ и антенны получены с использованием закона изменения кинетического момента в следующем виде:

$$j_c^z \ddot{\varphi}_c = 3\omega_0^2 (j_c^y - j_c^x) \cos(\alpha_0 + \alpha_s - \varphi_c) - (1 - \varepsilon_c) p S_c l_c |\cos(\varphi_c)| \sin(\varphi_c) + K(\dot{\varphi}_c + \omega_s - \dot{\varphi}_a - \omega_0) + M_c^u, \quad (1)$$

$$j_a^z \ddot{\varphi}_a = -3\omega_0^2 (j_a^y - j_a^x) \cos(\varphi_a) \sin(\varphi_a) - (1 - \varepsilon_a) p S_a l_a |\cos(\varphi_a + \alpha_0 - \alpha_s)| \times \sin(\varphi_a + \alpha_0 - \alpha_s) + K(\dot{\varphi}_a + \omega_0 - \dot{\varphi}_c - \omega_s) + M_a^u, \quad (2)$$

где j_c^z , j_c^x , j_c^y — диагональные элементы тензора инерции СБ, ε_c — коэффициент отражения лучей от поверхности СЭКБ, p — величина светового давления на орбите Земли, S_c — площадь поверхности СБ, K — коэффициент трения в шарнире, M_c^u — управляющий момент, действующий на СБ; j_a^z , j_a^x , j_a^y — диагональные элементы тензора инерции антенны, ε_a — коэффициент отражения лучей от поверхности антенны, S_a — площадь поверхности антенны, M_a^u — управляющий момент, действующий на антенну СЭКБ.

СИНТЕЗ ЗАКОНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Математическая модель объекта управления описывается уравнениями (1), (2). Это связанная система нелинейных уравнений. В связи с этим, а также учитывая значительные возможные от-

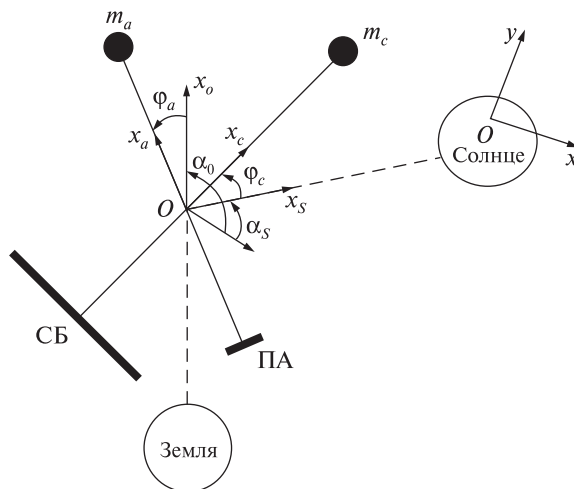


Рис. 1. Схема солнечной электростанции космического базирования

клонения расчетных параметров от их реальных значений, для синтеза законов управления преобразуем систему уравнений (1) — (2), используя следующие обозначения:

$$M_c^v = 3\omega_0^2 (j_c^y + \Delta j_c^y - j_c^x - \Delta j_c^x) \cos(\alpha_0 + \alpha_s - \varphi_c) - p(1 - \varepsilon_c)(S_c + \Delta S_c)(l_c + \Delta l_c) \times |\cos(\varphi_c)| \sin(\varphi_c) + (K + \Delta K)(\dot{\varphi}_c + \omega_s - \dot{\varphi}_a - \omega_0), \quad (3)$$

$$M_a^v = -3\omega_0^2 (j_a^y + \Delta j_a^y - j_a^x - \Delta j_a^x) \cos(\varphi_a) \sin(\varphi_a) - p(1 - \varepsilon_a)(S_a + \Delta S_a)(l_a + \Delta l_a) \times |\cos(\varphi_a + \alpha_0 - \alpha_s)| \sin(\varphi_a + \alpha_0 - \alpha_s) + (K + \Delta K)(\dot{\varphi}_a + \omega_0 - \dot{\varphi}_c - \omega_s). \quad (4)$$

Здесь и далее символ Δ обозначает разницу между расчетным и фактическим значением соответствующей величины.

С учетом (3), (4) система уравнений имеет вид

$$\ddot{\varphi}_c = \frac{M_c^v + M_c^u}{j_c^z + \Delta j_c^z},$$

$$\ddot{\varphi}_a = \frac{M_a^v + M_a^u}{j_a^z + \Delta j_a^z}.$$

Представим эти уравнения таким образом:

$$\ddot{\varphi}_c = \frac{M_c^u}{j_c^z} + w_c, \quad (5)$$

$$\ddot{\phi}_a = \frac{M_a^u}{j_a^z} + w_a, \quad (6)$$

где w_c — возмущение, вызванное моментом M_c^v и отличием фактического значения j_c^z от расчетного, w_a — возмущение, обусловленное моментом M_a^v и отличием фактического значения j_a^z от расчетного.

Вводя новые переменные

$$\psi_{1c} = \varphi_c, \quad \psi_{3c} = w_c,$$

$$\psi_{1a} = \varphi_a, \quad \psi_{3a} = w_a,$$

представим уравнение (5) в форме метода пространства состояния:

$$\dot{\psi}_{1c} = \psi_{2c}, \quad \dot{\psi}_{2c} = \psi_{3c} + M_c^u / j_c^z,$$

$$\dot{\psi}_{3c} = \dot{w}_c = h_c, \quad y_c = \psi_{1c}.$$

Аналогичным образом уравнение (6) можно записать в виде

$$\dot{\psi}_{1a} = \psi_{2a}, \quad \dot{\psi}_{2a} = \psi_{3a} + M_a^u / j_a^z,$$

$$\dot{\psi}_{3a} = \dot{w}_a = h_a, \quad y_a = \psi_{1a}.$$

Следуя результатам работы [4], наблюдатель для расширенного вектора состояния канала управления СБ может быть синтезирован в следующем виде:

$$\dot{\eta}_{1c} = \eta_{2c} - l_{1c} (\eta_{1c} - \psi_{1c}),$$

$$\dot{\eta}_{2c} = \eta_{3c} - l_{2c} (\eta_{1c} - \psi_{1c}) + u_c / j_c^z, \quad (7)$$

$$\dot{\eta}_{3c} = -l_{3c} (\eta_{1c} - \psi_{1c}),$$

где $\eta_{1c}, \eta_{2c}, \eta_{3c}$ — оценки величин $\psi_{1c}, \psi_{2c}, \psi_{3c}$; величины l_{1c}, l_{2c}, l_{3c} — коэффициенты усиления наблюдателя в канале СБ.

Аналогично наблюдатель для расширенного вектора состояния канала управления ПА имеет вид

$$\dot{\eta}_{1a} = \eta_{2a} - l_{1a} (\eta_{1a} - \psi_{1a}),$$

$$\dot{\eta}_{2a} = \eta_{3a} - l_{2a} (\eta_{1a} - \psi_{1a}) + u_a / j_a^z, \quad (8)$$

$$\dot{\eta}_{3a} = -l_{3a} (\eta_{1a} - \psi_{1a}),$$

где $\eta_{1a}, \eta_{2a}, \eta_{3a}$ — оценки величин $\psi_{1a}, \psi_{2a}, \psi_{3a}$; l_{1a}, l_{2a}, l_{3a} — коэффициенты усиления наблюдателя в канале ПА.

Коэффициенты наблюдателя могут быть выбраны следующим образом [5]:

$$l_{1c} = 3\Omega_c, \quad l_{2c} = 3\Omega_c^2, \quad l_{3c} = \Omega_c^3,$$

$$l_{1a} = 3\Omega_a, \quad l_{2a} = 3\Omega_a^2, \quad l_{3a} = \Omega_a^3,$$

где Ω_c, Ω_a — верхние границы полосы пропускания наблюдателя в канале СБ и антенны соответственно.

Используя полученную с помощью наблюдателя (7) оценку $w_c \approx \eta_{3c}$, представим закон управления для канала ориентации СЭКБ в виде

$$M_c^u = j_c^z (M_c^{u0} - \eta_{3c}). \quad (9)$$

Аналогично для канала антенны с учетом $w_a \approx \eta_{3a}$ получим

$$M_a^u = j_a^z (M_a^{u0} - \eta_{3a}). \quad (10)$$

Использование таких законов управления позволяет преобразовать систему уравнений (5), (6) к виду

$$\ddot{\phi}_c = M_c^{u0}, \quad (11)$$

$$\ddot{\phi}_a = M_a^{u0}. \quad (12)$$

Для управления объектом, описываемым системой уравнений (11), (12), можно использовать пропорционально-дифференциальный регулятор, для которого закон управления имеет вид

$$M_c^{u0} = -k_{pc} \phi_c - k_{dc} \dot{\eta}_{2c}, \quad (13)$$

$$M_a^{u0} = -k_{pa} \phi_a - k_{da} \dot{\eta}_{2a}, \quad (14)$$

где $k_{pc}, k_{dc}, k_{pa}, k_{da}$ — коэффициенты закона управления.

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

$$k_{pc} = \Omega_{rc}^2, \quad k_{dc} = 2\Omega_{rc},$$

$$k_{pa} = \Omega_{ra}^2, \quad k_{da} = 2\Omega_{ra},$$

где Ω_{rc}, Ω_{ra} — верхняя граница полосы пропускания регулятора в канале СБ и антенны соответственно.

Подставив выражение (13) в (9) и (14) в (10), получим законы управления СЭКБ в следующем виде:

$$M_c^u = j_c^z (-k_{pc} \phi_c - k_{dc} \dot{\eta}_{2c} - \eta_{3c}),$$

$$M_a^u = j_a^z (-k_{pa} \phi_a - k_{da} \dot{\eta}_{2a} - \eta_{3a}).$$

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОРИЕНТАЦИИ ПАНЕЛИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ И ПЕРЕДАЮЩЕЙ АНТЕННЫ

Для иллюстрации эффективности предложенных алгоритмов управления проведены расчеты с использованием следующих исходных данных:

$$S_c = 1.9 \cdot 10^7 \text{ м}^2, S_a = 5.54 \cdot 10^5 \text{ м}^2, l_c = 5.675 \cdot 10^3 \text{ м},$$

$$l_a = 800 \text{ м}, \varepsilon_c = 0.01, \varepsilon_a = 0.85 \dots 1,$$

$$K = 8 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 / \text{с}, j_c^x = 4.432 \cdot 10^{13} \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$j_c^y = 6.648 \cdot 10^{13} \text{ кг} \cdot \text{м}^2, j_c^z = 4.432 \cdot 10^{13} \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$j_a^x = 9.844 \cdot 10^{11} \text{ кг} \cdot \text{м}^2, j_a^y = 9.844 \cdot 10^{11} \text{ кг} \cdot \text{м}^2,$$

$$j_a^z = 5.045 \cdot 10^{11} \text{ кг} \cdot \text{м}^2, p = 4.62 \cdot 10^{-6} \text{ Н} / \text{м}^2.$$

При расчетах рассматривалась возможность отклонения конструктивных параметров СЭКБ

на величину, не превышающую 50 % от номинального значения.

На рис. 2—4 представлены результаты расчетов, полученные при следующих параметрах закона управления: $\Omega_{rc} = 0.2$ рад/с, $\Omega_{ra} = 0.2$ рад/с, $\Omega_c = 0.5$ рад/с, $\Omega_a = 0.5$ рад/с.

На рис. 2 показаны зависимости от времени возмущений w_c, w_a и их оценок η_{3c}, η_{3a} . Графики изменения управляющих моментов в каналах СБ и антенны показаны на рис. 3, а, б соответственно. Зависимости от времени углов ориентации СБ и антенны показаны на рис. 4.

На рис. 5 и 6 представлены результаты расчетов, полученные при следующих параметрах закона управления: $\Omega_{rc} = 0.2$ рад/с, $\Omega_{ra} = 0.2$ рад/с, $\Omega_c = 5$ рад/с, $\Omega_a = 5$ рад/с. Использование более широкой полосы пропускания наблюдате-

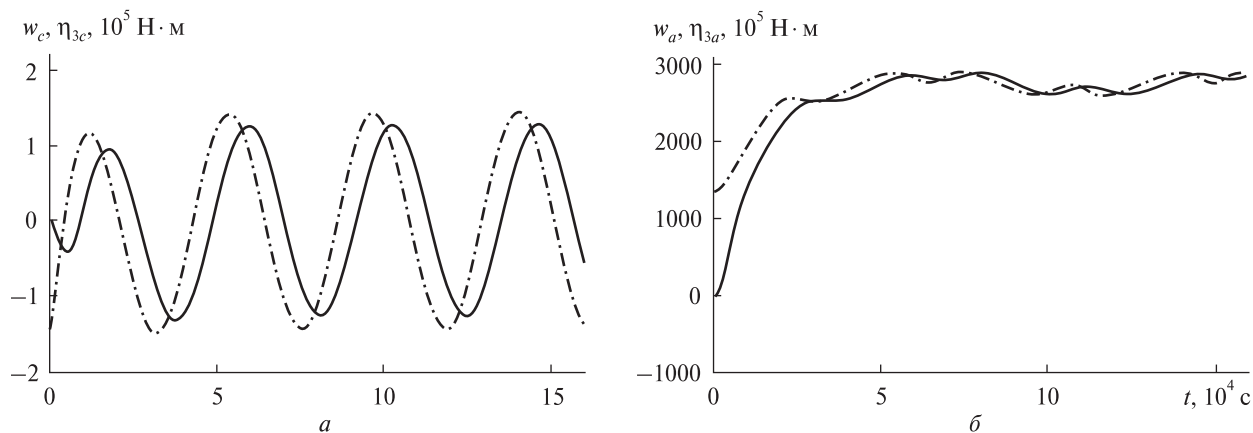


Рис. 2. Зависимость возмущений w_c, w_a (штрих-пунктир) и их оценок η_{3c}, η_{3a} (сплошная линия) от времени

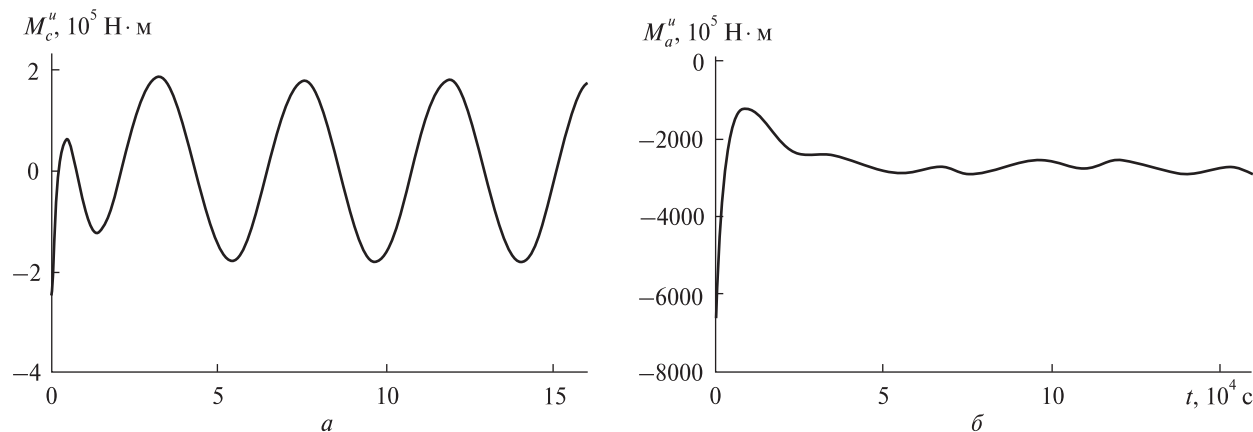


Рис. 3. Изменение управляющего момента солнечной батареи (а) и антенны (б) от времени

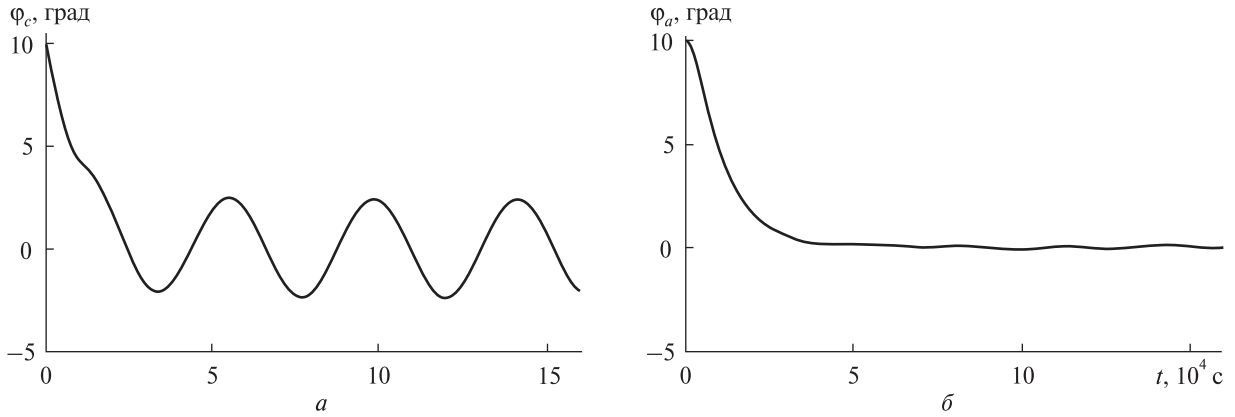


Рис. 4. Изменение угла ориентации солнечной батареи (а) и антенны (б) от времени

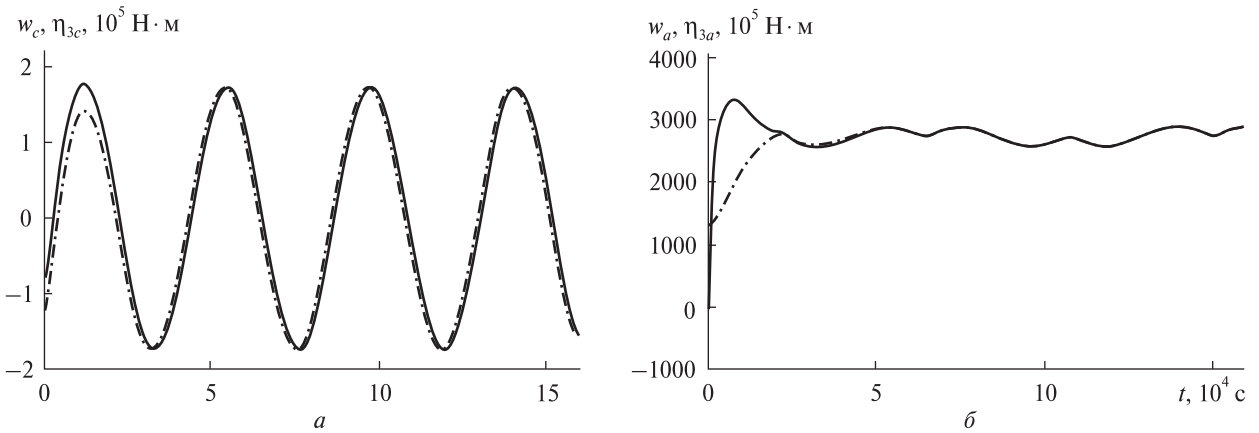


Рис. 5. Зависимость возмущения w_c, w_a (штрих-пунктир) и его оценки η_{3c}, η_{3a} (сплошная линия) от времени

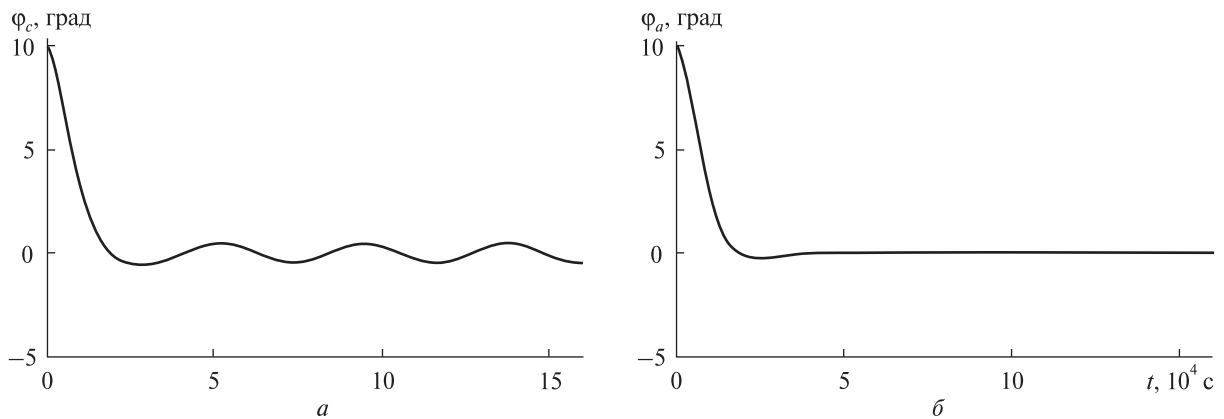


Рис. 6. Изменение угла ориентации солнечной электростанции космического базирования (а) и антенны (б) от времени

ля позволяет получить лучшую оценку величин возмущений (рис. 5). Более точные оценки величин возмущений позволяют обеспечить меньшую погрешность ориентации (рис. 6) в сравнении с предыдущим расчетным случаем (рис. 4) при выбранной полосе пропускания регулятора.

Как показали результаты расчетов, применение предложенного регулятора, включающего наблюдатель для расширенного вектора состояния, позволяет обеспечить необходимую точность управления СБ и антенной при значительных отклонениях между реальными и расчетными значениями конструктивных параметров.

ВЫВОДЫ

Мы получили алгоритмы управления наведением панели солнечной батареи и передающей антенны электростанции космического базирования. Использование в составе регулятора наблюдателя для расширенного вектора состояния позволило разбить математическую модель процесса наведения солнечной батареи и антенны, представляющую собой связанную нелинейную систему уравнений, на две независимые подсистемы. Такой подход дает возможность значительно упростить синтез законов управления при обеспечении необходимых точностных характеристик. При этом полученные алгоритмы управления обеспечивают необходимую точность наведения панели солнечной батареи и антенны при значительных отклонениях их реальных конструктивных параметров от расчетных. Исследования целесообразно продолжить с учетом пространственной математической модели динамики электростанции.

1. Белецкий В. В., Ковалева Е. Д. Оптимизация управления ориентацией солнечной космической электростанции. — М, 1987. — 21 с. — (Препринт / АН СССР. Ин-т прикладной математики).
2. Сысоев В. К., Пичхадзе К. М., Фельдман Л. И., Арапов Е. А. Концепция разработки космической солнечной электростанции // Вестник ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина». — 2011. — № 2. — С. 12—19.
3. Хорошилов С. В. Управление ориентацией солнечной электростанции космического базирования с использованием наблюдателя для расширенного вектора состояния // Техническая механика. — 2011. — Вып. 3. — С. 117—125.
4. Gao Z. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design // Proceeding of the American Control Conference. — 2006. — P. 2399—2405.
5. Glaser P. E. Power from the Sun: Its Future // Science. — 1968. — N 22 (162). — P. 857—861.
6. Wie B., Roithmayr C. Attitude and Orbit Control of a Very Large Geostationary Solar Power Satellite // J. Guidance, Control, and Dynamics. — 2005. — 28, N 3. — P. 439—451.
7. 62nd International Astronautical Congress. Final Program. — Cape Town: African astroissance, 2011. — 182 p.

Надійшла до редакції 02.04.12

A. L. Makarov, S. V. Khoroshilov

ATTITUDE CONTROL OF SOLAR BATTERY AND TRANSMITTING ANTENNA FOR SPACE SOLAR POWER SATELLITE

We consider the problem of attitude control of a solar battery and transmitting antenna for a space solar power satellite with taking into account substantial value uncertainty of mass-inertial characteristics of the control object and controller channel interference. A controller with the inner loop for the estimation of station mathematical model inaccuracy is proposed.