

УДК 629.78 : 681.51

РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ-МАНИПУЛЯТОРОМ ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА СВЯЗИ

© 2022 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²

¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия

² Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 15.08.2022

Разработаны методы робастного управления космическим роботом-манипулятором при полётном обслуживании геостационарного спутника связи – замене топливных баков, панелей солнечных батарей и других сменяемых компонентов системы управления движением спутника, что приводит к значительным изменениям инерционных параметров жесткого сцепления космического робота с геостационарным спутником. Представляются результаты компьютерной имитации типовых динамических процессов при техническом обслуживании геостационарного спутника связи.

Ключевые слова: геостационарный спутник связи, космический робот, полётное обслуживание, робастное управление.

DOI: 10.37313/1990-5378-2022-24-4-161-167

Работа поддержанна РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

В противовес многоярусным низкоорбитальным космическим системам связи традиционная космическая связь планирует своё развитие на основе геостационарных платформ, которые собираются на орбите космическими роботами-манипуляторами (КРМ) из сменных и пополняемых компонентов, а затем регулярно обслуживаются КРМ в течение нескольких десятилетий.

В системе управления движением (СУД) КРМ применяются кластер четырёх гиродинов (ГД) и электрореактивные двигательные установки (ЭДУ) на основе как плазменных, так и каталитических электрореактивных двигателей (ЭРД) [1,2]. Измерение координат КРМ выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС) с коррекцией сигналами

Сомов Евгений Иванович, ведущий научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail e_somov@mail.ru

Бутырин Сергей Анфимович, старший научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; начальник лаборатории «Моделирования систем управления» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail butyrinsa@mail.ru

Сомов Сергей Евгеньевич, научный сотрудник отдела «Динамики и управления движением» СамНЦ РАН; научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail s_somov@mail.ru

Сомова Татьяна Евгеньевна, научный сотрудник отдела «Навигации, наведения и управления движением» НИИ Проблем надежности механических систем СамГТУ. E-mail te_somova@mail.ru

от навигационных спутников GPS/ ГЛОНАСС и звездных датчиков. В результате стыковки КРМ с геостационарным спутником связи (ГСС) [3,4] обеспечивается их жесткое соединение, когда возможно удобное техническое обслуживание ГСС с помощью бортового манипулятора робота.

В статье рассматриваются вопросы пространственной стабилизации связи КРМ с ГСС в орбитальной системе координат (ОСК) при техническом обслуживании ГСС – замены топливных баков ЭДУ, панелей солнечных батарей (СБ), аккумуляторов бортовой системы электропитания и других сменяемых компонентов служебного модуля СУД. При таких механических перемещениях существенно изменяются как положение центра масс, так и значение тензора инерции связки.

Цель статьи состоит в обеспечении робастности СУД КРМ – слабой зависимости показателей качества её работы от изменения инерционных свойств жёсткой связки КРМ и ГСС. Определяются требования к электромеханическим приводам СУД робота, его манипулятора и представляются результаты компьютерной имитации динамических процессов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В работе [2] авторы исследовали динамику СУД КРМ при смене топливных баков ЭДУ ГСС, где предполагалось, что КРМ и ГСС жестко состыкованы и механические манипуляции со сменными топливными баками массой 90 кг происходят в автоматическом режиме. На рисунке 1 приведены используемые формы и размеры (в метрах) механической связки КРМ

с ГСС, для компактности без отображения панелей СБ, а рис. 2 представляет кинематическую схему бортового манипулятора антропоморфной структуры с 4 звенями ($i = 1, 2, \dots, 4 \equiv 1 \div 4$) и 6 степенями свободы, которым соответствуют угловые координаты q_s , $s = 1 \div 6$. Здесь указаны концы звеньев манипулятора в точках A, B, C и концевая точка D ключа замкового механизма. В точках A и C применяются двухстепенные шарниры, которые однозначно формализуются двумя стандартными одноосными шарнирами при значениях длины фиктивных звеньев $l_{01} = l_{03} = 0$, рис. 2. Последний шарнир обеспечивает вращение ключа замкового механизма, а остальные – совмещение точки C манипулятора с заданной точкой при произвольной ориентации последнего звена. Манипулятор закреплен на корпусе КРМ стойкой (master) в начале O_m системы координат $O_m x_m y_m z_m$, которая фиксирована в системе координат $O_r x_r y_r z_r$ робота в его центре масс O_r , см. рис. 1.

Применяемая в [2] стратегия смены топливных баков ЭДУ использовала такие положения:

1) пустые баки поочередно перемещаются манипулятором из контейнеров ГСС в контейнеры КРМ, а заполненные топливом баки – наоборот, из контейнеров КРМ в контейнеры ГСС;

2) установка баков в контейнеры завершается их автоматической механической фиксацией;

3) включение /отключение системы подачи

топлива от каждого бака к ЭДУ осуществляется роботизированным мехатронным модулем, встроенным в каждый контейнер ГСС.

При математическом описании движения механической связки КРМ с ГСС применяются (i) экваториальная инерциальная системы координат (ИСК) I_{\oplus} с началом в центре Земли O_{\oplus} , (ii) связанная система координат (ССК) B ($Oxyz$) с началом в полюсе O , которая совпадает с системой координат $O_r x_r y_r z_r$ КРМ; (iii) орбитальная система координат (ОСК) O ($Ox^o y^o z^o$) с началом в полюсе O и ортами r^o, τ^o, n^o , которая имеет следующие направления осей и ортов: ось Ox^o направлена по радиали r^o , ось Oz^o – по нормали n^o к плоскости орбиты, а ось Oy^o – по трансверсали τ^o и направлена в сторону орбитального движения. На рисунке 1 представлена также система координат $O_t x_t y_t z_t$, связанная с корпусом ГСС (цель, target) в его центре масс O_t . Далее используются обозначения $\text{col}(\cdot) = \{\cdot\}$, $\text{line}(\cdot) = [\cdot]$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $[\cdot \times \cdot]$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times \cdot]$ и $\circ, \tilde{\cdot}$ для векторов, матриц и кватернионов, а также матриц $[\alpha]_i$, стандартного элементарного поворота вокруг i -ой оси на угол α , $i = 1 \div 3$.

Для управления ориентацией связки КРМ с ГСС применяется силовой гироскопический кластер (СГК) на основе четырех ГД по схеме 2-SPE с ортами векторов кинетических моментов (КМ) $\mathbf{h}_p (\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, рис. 3, где приведена

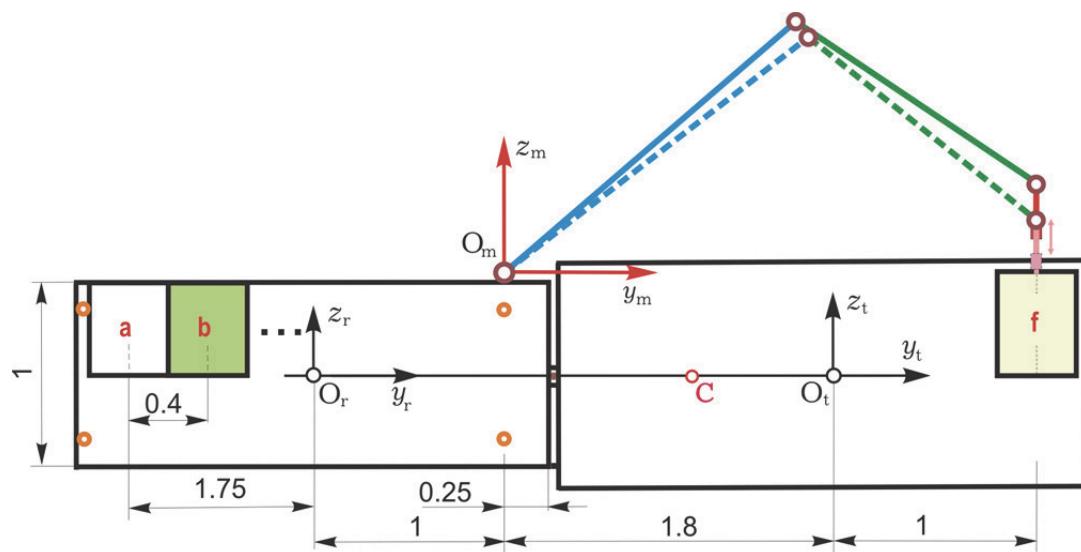


Рис. 1. Схема управления манипулятором при смене топливных баков ЭДУ

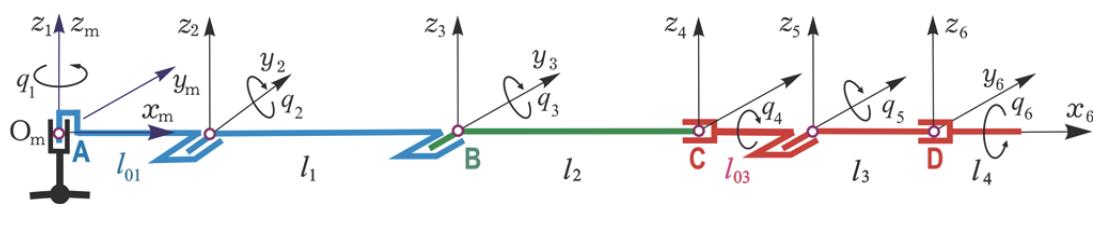


Рис. 2. Кинематическая схема бортового манипулятора

также область вариации нормированного вектора КМ $\mathbf{h}(\beta) = \sum \mathbf{h}_p(\beta_p)$ кластера со столбцом $\beta = \{\beta_p\}$ и ее проекции на плоскости гироскопического базиса $Ox_c^g y_c^g z_c^g$. Применяемый явный закон настройки СГК (распределения вектора его управляющего момента $\mathbf{M}^g = \{M_i^g\}$ между четырьмя ГД) позволяет исключить избыточность данного кластера с вектором кинетического момента $\mathbf{H} = h_g \mathbf{h}(\beta)$, где h_g – одноковое для всех четырех ГД постоянное значение модуля собственного КМ.

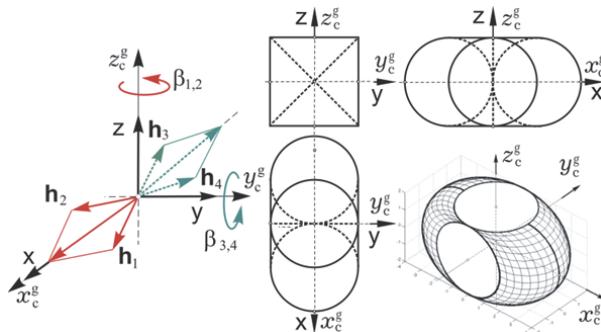


Рис. 3. Схема СГК и область вариации его КМ

Ориентация ССК \mathbf{B} в ИСК I_{\oplus} определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$, где $\lambda = \{\lambda_i\}$, вектором модифицированных параметров Родрига (МПР) $\sigma = \{\sigma_i\} = \mathbf{e} \tan(\Phi / 4)$ с ортом \mathbf{e} оси Эйлера и углом Φ собственного поворота. В ИСК I_{\oplus} кинематические уравнения для вектора \mathbf{r}_r расположения КРМ, кватерниона Λ и вектора МПР σ имеют вид

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{r}}_r &= \mathbf{r}'_r + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_r; \quad \dot{\Lambda} = \Lambda \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \\ \dot{\sigma} &= \frac{1}{4}(1 - \sigma^2)\boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2}\sigma \times \boldsymbol{\omega} + \frac{1}{2}\langle \sigma, \boldsymbol{\omega} \rangle \sigma,\end{aligned}\quad (1)$$

где вектор $\boldsymbol{\omega}$ представляет угловую скорость корпуса КРМ и используется обозначение $(\cdot)'$ локальной производной по времени.

Ориентация базиса \mathbf{O} относительно базиса I_{\oplus} определяется кватернионом Λ^o , углами рыскания $\phi_1 = \psi$, крена $\phi_2 = \varphi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$ в последовательности 132, а также матрицей направляющих косинусов координатного перехода от ОСК к ССК $\mathbf{C}^o = [\phi_2]_2 [\phi_3]_3 [\phi_1]_1$.

Погрешность ориентации базиса \mathbf{B} в базисе \mathbf{O} определяется кватернионом $\mathbf{E} = \tilde{\Lambda}^o \circ \Lambda \equiv (e_0, \mathbf{e})$, где $e_0 = \cos(\Phi^e / 2)$, вектор $\mathbf{e} = \{e_i\} = \cos(\Phi^e / 2)\mathbf{e}^e$ с ортом \mathbf{e}^e оси Эйлера и углом Φ^e , матрицей $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, а также вектором угловой погрешности $\delta\phi \equiv \{\delta\phi_i\} = \{2e_0 e_i\}$ и вектором МПР $\sigma^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e}^e \tan(\Phi^e / 4)$. При этом вектор $\delta\omega$ погрешности по угловой скорости определяется соотношением $\delta\omega = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^o(t)$.

При математическом моделировании движения связки КРМ с ГСС применяется векторная форма классических уравнений Эйлера-Лагранжа [5]. В ССК $Oxyz$ с полюсом O векторы ρ_i , $i = 1 \div 4$ определяют положения центров масс c_i звеньев манипулятора с массами m_i и собственными тензорами инерции \mathbf{J}_i^c , а векторы $\rho_r = 0$ и ρ_t – положения центров масс O_r и O_t робота (индекс r) и цели (индекс t) с массами и собственными тензорами инерции m_r, \mathbf{J}_r^c и m_t, \mathbf{J}_t^c соответственно. Положение центра масс C связки КРМ и ГСС (робот, манипулятор с 4 звеньями и цель, см. рис. 1) суммарной массы $m = m_r + \sum m_i + m_t$ определяется вектором $\rho_c = \{x_c, y_c, z_c\}$ по соотношению

$\mathbf{L} \equiv m \rho_c = m_r \rho_r + \sum m_i \rho_i + m_t \rho_t$,
где введен вектор статического момента \mathbf{L} . Тензор инерции \mathbf{J} механической системы в полюсе O вычисляется по соотношению

$$\mathbf{J} \equiv \| J_{ij} \| = \mathbf{J}_r^c + \sum \mathbf{J}_i^c + \mathbf{J}_t^c, \quad (2)$$

где при единичном тензоре \mathbf{E} имеем

$$\mathbf{J}_r^c = \mathbf{J}_r^c; \quad \mathbf{J}_i^c = \mathbf{J}_i^c + m_i (\mathbf{E} \rho_i^t \rho_i - \rho_i \rho_i^t);$$

$$\mathbf{J}_t^c = \mathbf{J}_t^c + m_t (\mathbf{E} \rho_t^t \rho_t - \rho_t \rho_t^t).$$

При векторе \mathbf{v}_o скорости полюса O поступательное движение связки КРМ с ГСС описывается векторным уравнением

$$\begin{aligned}m \dot{\mathbf{v}}_o - \mathbf{L} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} &= \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{L} \times \boldsymbol{\omega}) - \\ - \sum_i (m_i (2\boldsymbol{\omega} \times \rho'_i + \rho''_i)) &+ \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^{gr},\end{aligned}\quad (3)$$

где $\dot{\mathbf{v}}_o = \mathbf{v}'_o + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_o$; $\rho'_i = \sum_s (\partial \rho_i / \partial q_s) \dot{q}_s$; $\rho''_i = \sum_s (\partial \rho_i / \partial q_s) \ddot{q}_s + \sum_k (\partial^2 \rho_i / \partial q_k \partial q_s)$,

векторы \mathbf{P}^e и \mathbf{F}^{gr} представляют силы тяги ЭДУ, центрированной в полюсе O , и гравитации.

Через $\boldsymbol{\omega}_i$ обозначим вектор угловой скорости i -го звена манипулятора в ССК. Производная этого вектора по времени имеет вид $\dot{\boldsymbol{\omega}}_i = \boldsymbol{\omega}'_i + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega}_i$. В ССК $Oxyz$ с полюсом O вращательное движение связки указанных твердых тел описывается векторным уравнением

$$\begin{aligned}\mathbf{L} \times \dot{\mathbf{v}}_o + \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} &= -\mathbf{L} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_o) - \\ - \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}) - \mathbf{R} + \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^{gr},\end{aligned}\quad (4)$$

где

$$\begin{aligned}\mathbf{R} &= \sum_i (\mathbf{J}_i^o \dot{\boldsymbol{\omega}}_i + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_i^o \boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{J}_i^o (\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}_i) \\ &+ m_i \rho_i \times (\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \rho_i) + 2\boldsymbol{\omega} \times \rho'_i + \rho''_i)),\end{aligned}$$

векторы $\mathbf{M}^g = -\mathbf{H}'$ и $\mathbf{M}^e \equiv \mathbf{M}$ представляют управляющие моменты СГК с вектором КМ \mathbf{H} и ЭДУ на основе 8 каталитических ЭРД, а вектор \mathbf{M}^{gr} – гравитационный момент.

Векторные уравнения Эйлера (3), (4) дополняются стандартными уравнениями Лагранжа по степеням подвижности q_s манипулятора, где в правых частях наряду с обобщенными силами

Q_s , представляющими моменты электромеханических приводов, имеются механические моменты [5], которые обусловлены пространственным движением связки КРМ с ГСС.

При цифровом управлении $\mathbf{u}_k^g(t) = \{\mathbf{u}_{pk}^g(t)\}$ СГК с периодом T_u , где для $k \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots]$ компоненты $\mathbf{u}_k^g(t) = \{\mathbf{u}_{pk}^g(t)\} \quad \forall t \in [t_k, t_{k+1})$, $t_{k+1} = t_k + T_u$ формируют вектор управляющего момента СГК

$$\mathbf{M}_k^g(t) = -h_g \mathbf{A}_h(\beta(t)) \mathbf{u}_k^g(t); \dot{\beta}(t) = \mathbf{u}_k^g(t), \quad (5)$$

где матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\beta) = \partial \mathbf{h}(\beta) / \partial \beta$.

В процессе угловой стабилизации связки указанных космических аппаратов (КА) в ОСК при законе наведения $\Lambda^o(t), \omega^o(t), \dot{\omega}^o(t) = \varepsilon^o(t)$ после дискретной фильтрации измеренных значений вектора углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_l^a \equiv -\delta\phi_l, l \in N_0$ с периодом $T_q = T_u / 4$ формируются значения вектора $\boldsymbol{\varepsilon}_k^{af}, k \in N_0$, которые применяются в алгоритме управления СГК с периодом T_u в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1}^a &= \mathbf{B}^a \mathbf{g}_k^a + \mathbf{C}^a \boldsymbol{\varepsilon}_k^{af}; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = \mathbf{K}^a (\mathbf{g}_k^a + \mathbf{P}^a \boldsymbol{\varepsilon}_k^{af}); \\ \mathbf{M}_k^g &= \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J} (\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\varepsilon}_k^o + [\mathbf{C}_k^e \boldsymbol{\omega}_k^o \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k). \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь вектор $\mathbf{G}_k = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_k + \mathbf{H}_k$ и используются постоянные диагональные матрицы $\mathbf{K}^a, \mathbf{B}^a, \mathbf{C}^a$ и \mathbf{P}^a . Далее вектор \mathbf{M}_k^g с помощью явного закона распределения команд между четырьмя ГД [6] «пересчитывается» в столбец $\mathbf{u}_k^g = \{\mathbf{u}_{pk}^g\}$ командных сигналов управления гиродинами, которые фиксируются на полуинтервалах цифрового управления СГК с периодом T_u при формировании его управляющего момента $\mathbf{M}_k^g(t)$ по соотношениям (5).

Обоснование параметров манипулятора и расчет рабочей зоны при ограничениях

$$\begin{aligned} -\pi &\leq q_1 \leq \pi, \quad 0 \leq q_2 \leq \pi; \\ -\pi &\leq q_i \leq \pi, \quad i = 3 \div 6 \end{aligned} \quad (7)$$

на его угловые координаты подробно представлены в [2]. Здесь с каждым i -ым звеном манипулятора ($i = 1 \div 4$) связывается система координат (СК) с началом в точке сопряжения i -ой пары звеньев, см. рис. 2. Кинематическая модель манипулятора включает формулы решения прямой и обратной задачи кинематики [7].

Прямая задача состоит в расчете векторов декартовых координат $\mathbf{r}(\mathbf{q})$, линейных скоростей $\mathbf{v}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}})$ и ускорений $\mathbf{w}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}})$ заданных точек в кинематической цепи манипулятора, а также кватернионов либо матриц ориентации, векторов угловых скоростей и ускорений звеньев в СК манипулятора $O_m x_m y_m z_m$ при заданных значениях векторов координат $\mathbf{q} = \{q_s\}$, $s = 1 \div 6$, скоростей $\dot{\mathbf{q}}$ и ускорений $\ddot{\mathbf{q}}$. Для решения прямой задачи кинематики использу-

ется обратный рекуррентный переход из i -ой в $(i-1)$ -ую СК, начиная с последнего звена до стойки при $i = 1$ [7].

Обратная задача заключается в вычислении вектора угловых координат $\mathbf{q} = \{q_s\}$ по заданным декартовым координатам вектора $\mathbf{r}_D = \{x_D, y_D, z_D\}$ точки D схвата и ориентации СК последнего звена манипулятора относительно этой же СК $O_m x_m y_m z_m$ стойки (master) при ограничениях (6). В общем случае решение обратной задачи неоднозначно, но для схемы на рис. 2 гарантируется единственное решение при наличии возможности перемещения звена 3 с точкой D в отрицательном направлении оси $O_m z_m$, см. рис. 1.

Представленные в [2] законы наведения схвата манипулятора при переходах между целевыми состояниями с краевым условиям по каждой из угловых координат q_s учитывают два важных аспекта: (i) расчет значений времени начала t_i (initial), завершения t_f (final) и длительности $T_m = t_f - t_i$ выполнения каждого этапа и (ii) формирование временных зависимостей углов $q_s(t)$, скоростей $\dot{q}_s(t)$ и ускорений $\ddot{q}_s(t)$ при ограничениях на углы (6), а также на модули скоростей и ускорений

$$|\dot{q}_s(t)| \leq \dot{q}^*, |\ddot{q}_s(t)| \leq \ddot{q}^* \quad \forall t \in T_m \equiv [t_i, t_f] \quad (8)$$

при заданных значениях параметров \dot{q}^* и \ddot{q}^* . Здесь каждый из последовательных этапов перемещения содержит стандартные участки разгона, движения с постоянной скоростью и торможения. При цифровом управлении редукторными электроприводами по степеням подвижности манипулятора применяются аддитивно-робастные алгоритмы с эталонной моделью наведения [8].

В [2] для простейшей оценки потребных моментных характеристик электромеханических приводов манипулятора вычисляются обобщенные силы – крутящие моменты на выходных валах приводов, когда их нагрузка представлена только обобщенными силами инерции при движении звеньев, а разнообразные моменты сил сопротивления такому движению не учитываются. В этом случае вектор обобщенных сил $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}(t) = \{Q_s(t)\}$ вычисляются по соотношению

$$\mathbf{Q}(t) = \mathbf{A}(\mathbf{q}(t)) \ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{b}(\mathbf{q}(t), \dot{\mathbf{q}}(t)), \quad (9)$$

где $\mathbf{A}(\mathbf{q}) = \mathbf{A}(\mathbf{q}(t))$ – симметричная матрица инерции и $\mathbf{b}(\mathbf{q}(t), \dot{\mathbf{q}}(t))$ – вектор центробежных и кориолисовых сил, приведенных к выходным валам приводов в шарнирах манипулятора.

В статье решаются задачи синтеза законов цифрового робастного управления при замене оборудования с массой 300 кг и 400 кг, оценки потребных характеристик электромеханических приводов манипулятора и компьютерного анализа динамики СУД в указанных условиях.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ ПРИ ЗАМЕНЕ ОБОРУДОВАНИЯ

Анализ динамики СУД при замене оборудования выполнен на основе методов и средств компьютерной имитации для следующих значений инерционных параметров механической системы твердых тел:

$$m_r = 3100 \text{ кг}; J_r^c = 10^3 \text{ diag}\{5, 3, 4\} \text{ кгм}^2;$$

$$m_t = 3500 \text{ кг}; J_t^c = 10^3 \text{ diag}\{20, 18, 13\} \text{ кгм}^2;$$

массы первых трёх звеньев манипулятора равны 50, 35 и 15 кг соответственно; масса 4-го звена составляет 300 кг либо 400 кг, а сцепка КРМ и ГСС со всеми заполненными топливными баками имеет массу $m = 6800$ кг. Как и в [2], было принято, что период цифрового управления СГК $T_u = 4$ с, каждый ГД имеет собственный КМ $h_g = 30$ Нмс и ограничение $\bar{u}^g = 1$ рад/с по угловой скорости прецессии.

При смене топливных баков массой 90 кг манипулятор выполняет такие действия: 1) схват переводится из транспортного положения $r_D = \{x_D, y_D, z_D\} = \{0, 0, 0\}$ сначала к контейнеру ГСС с пустым баком **f**, который затем перемещается в пустой контейнер **a** КРМ; 2) схват переходит к контейнеру **b** КРМ и далее перемещает полный бак **b** в контейнер **f** ГСС, см рис. 1. Декартовые координаты целевых точек рабочей зоны манипулятора в его СК $O_m x_m y_m z_m$ и последовательность действий

манипулятора во времени представлены в таблице 1 статьи [2]. Изменения угловых координат манипулятора при замене оборудования приведены на рис. 4. Здесь в отличие от смены топливных баков отсутствует этап первого перемещения пустого бака, поэтому основные динамические процессы начинаются только с 195 секунды.

Робастность цифрового алгоритма управления СГК (6) достигается за счёт рекуррентного перерасчета значения тензора инерции (2) по явным аналитическим соотношениям с использованием измеренных значений угловых координат манипулятора с периодом дискретности, кратном периоду управления СГК. На рисунках 5 – 8 представлены результаты компьютерной имитации динамических процессов при замене оборудования массой 300 кг. Так, на рис. 5 приведены угловые отклонения связки КА относительно ОСК и её угловая скорость, на рис. 6 – управляющий момент СГК и скорости прецессии гиродинов, на рис. 7 – изменения смещения и поступательной скорости центра масс и на рис. 8 – оценки потребных моментов приводов манипулятора.

Угловые отклонения связки КА в ОСК и скорости прецессии гиродинов при замене оборудования массой 400 кг представлены на рис. 9. Нетрудно убедиться в наличии свойства робастности СУД космического робота при таком существенном изменении массы заменяемого оборудования.

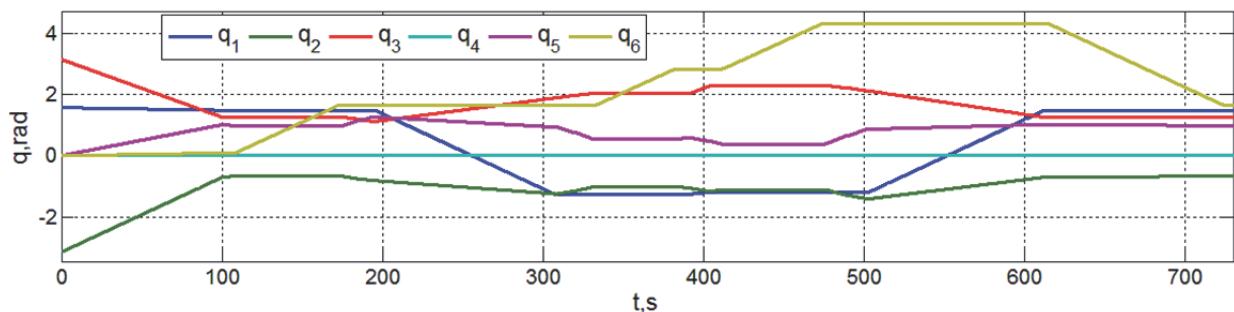


Рис. 4. Изменение угловых координат манипулятора при замене оборудования

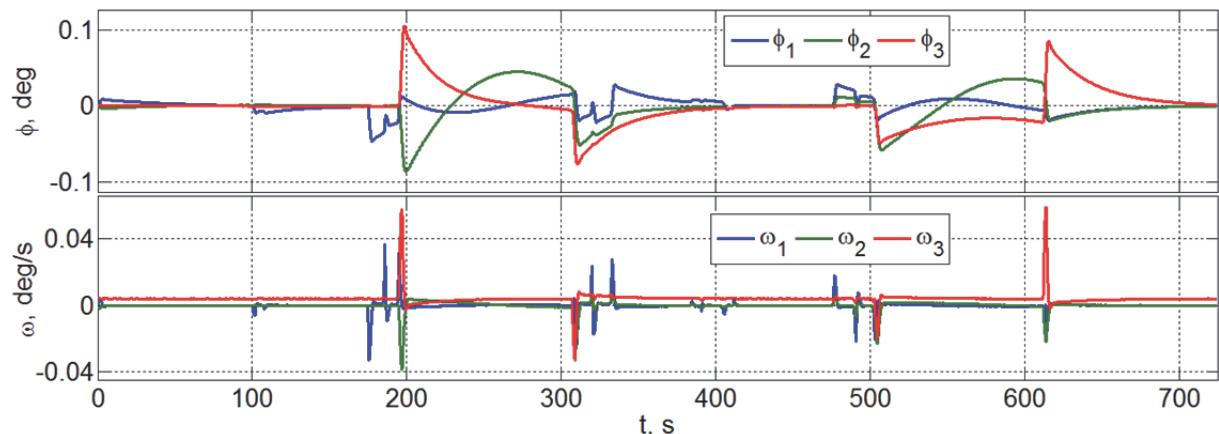


Рис. 5. Угловые отклонения и угловая скорость при замене оборудования массой 300 кг

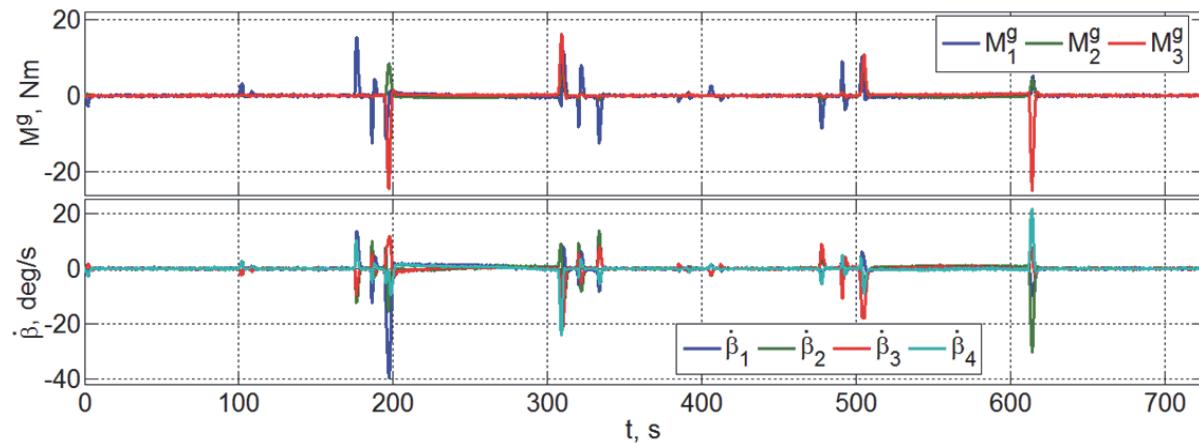


Рис. 6. Управляющий момент СГК и скорости ГД при замене оборудования массой 300 кг

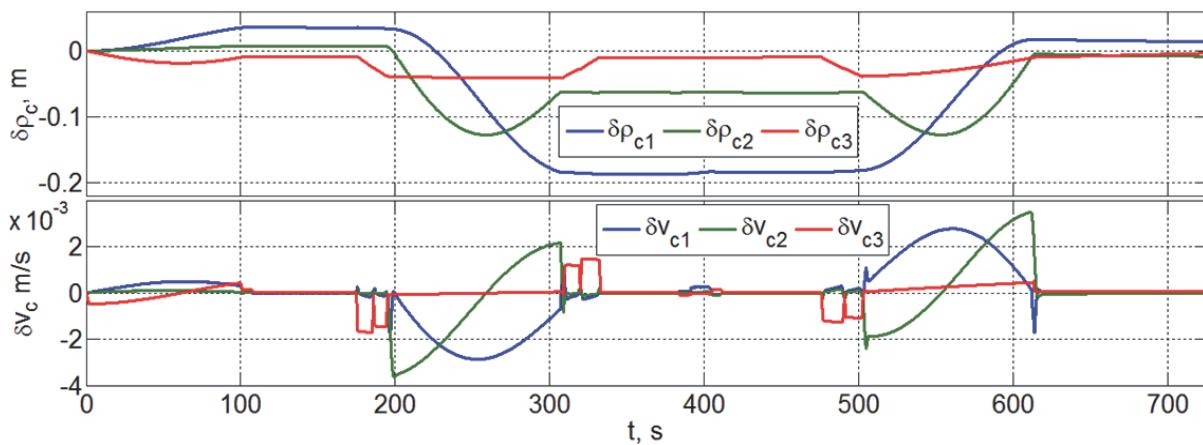


Рис. 7. Изменения смещения и скорости центра масс при замене оборудования массой 300 кг

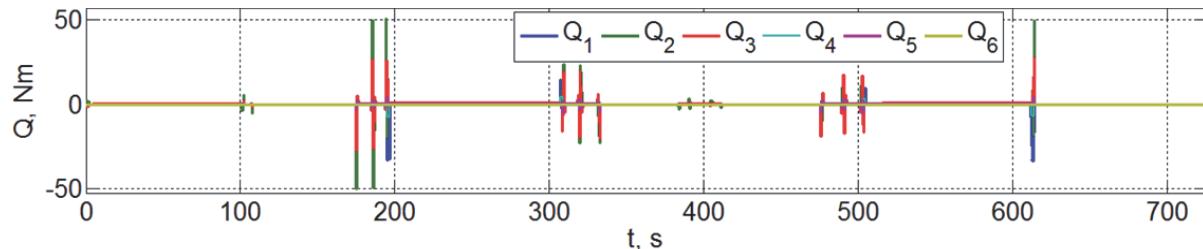


Рис. 8. Оценки потребных моментов приводов манипулятора при замене оборудования массой 300 кг

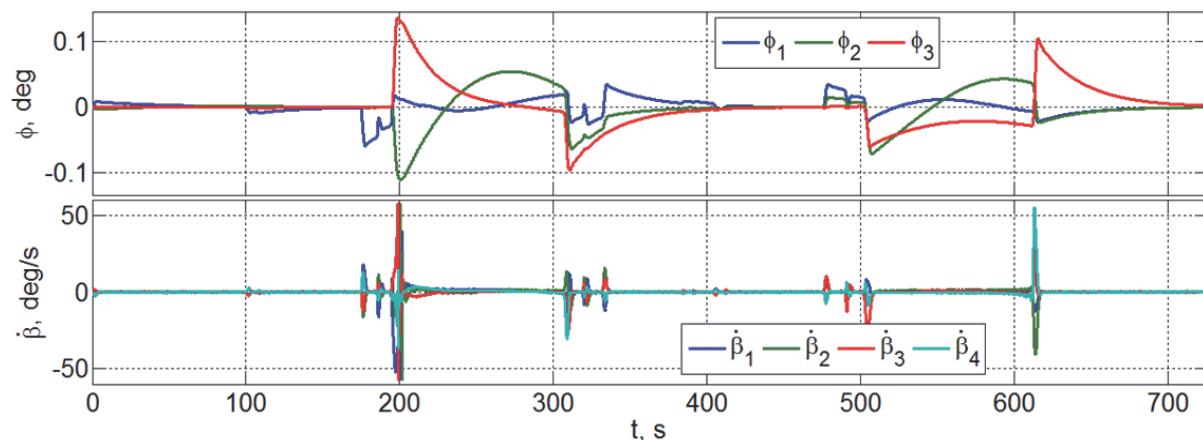


Рис. 9. Угловые отклонения связки КА в ОСК и скорости ГД при замене оборудования массой 400 кг

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены разработанные методы робастного управления космическим роботом-манипулятором при полётом обслуживании геостационарного спутника связи – замене топливных баков, панелей солнечных батарей и других сменяемых компонентов системы управления движением спутника, что приводит к значительным изменениям инерционных параметров жесткого сцепления робота с геостационарным спутником.

Для конкретных исходных данных установлены требования к электромеханическим приводам манипулятора и представлены результаты компьютерной имитации типовых динамических процессов при техническом обслуживании геостационарного спутника связи с одновременной угловой стабилизацией связки робота и геостационарного спутника в орбитальной системе координат.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Дополнительное выведение и сближение космическо-го робота для обслуживания геостационарного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Том 23, № 2. С. 75-83.
2. Бутырин С.А., Сомов Е.И., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Управление роботом-манипулятором при смене топливных баков двигательной установки геостационарного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Том 24, № 1. С. 96-104.
3. Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И. Сравнение моментных свойств кластеров маховиков и гиродинов пристыковке космического робота с геостационарным спутником // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Том 24, № 1. С. 105-113.
4. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Динамика причаливания истыковки космического робота-манипулятора с геостационарным спутником связи // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Том 24, № 4. С. 123-128.
5. Лурье А.И. Аналитическая механика. М.: Физматлит, 1961. 824 с.
6. Сомов Е.И. Анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки гирокомплексов кратных схем // Гирроскопия и навигация. 2013. № 1(80). С. 134-148.
7. Фу К., Гонсалес Р., Ли К. Робототехника. М.: Мир, 1989. 624 с.
8. Крутко П.Д. Управление исполнительными системами роботов. М.: Наука, 1991. 336 с.

ROBUST CONTROL OF A SPACE ROBOT-MANIPULATOR WHEN SERVICING A GEOSTATIONARY COMMUNICATIONS SATELLITE

© 2022 S.A. Butyrin^{1,2}, Ye.I. Somov^{1,2}, S.Ye. Somov^{1,2}, T.Ye. Somova²

¹ Samara Federal Research Scientific Center, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia

² Samara State Technical University, Samara, Russia

Methods have been developed for robust control of a space robot-manipulator during the in-flight maintenance of a geostationary communications satellite – replacement of fuel tanks, solar array panels and other replaceable components of the satellite attitude and orbit control system, which leads to significant changes in the inertial parameters of the hard clutch of a space robot with a geostationary satellite. The results of computer simulation for typical dynamic processes at such maintenance of a geostationary communications satellite are presented.

Key words: geostationary communications satellite, space robot, in-flight servicing, robust control

DOI: 10.37313/1990-5378-2022-24-4-161-167

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Center, Russian Academy of Sciences; Head of Department for "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail e_somov@mail.ru
Sergey Butyrin, Senior Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Center, Russian Academy of Sciences; Head of Laboratory for "Modeling of Control systems", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical

University. E-mail butyrinsa@mail.ru
Sergey Somov, Researcher Of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Center, Russian Academy of Sciences; Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail s_somov@mail.ru
Tatyana Somova, Researcher of Department "Navigation, Guidance, and Motion Control", Research Institute for Problems of Mechanical Systems Reliability, Samara State Technical University. E-mail te_somova@mail.ru