

УДК 629.78 : 681.51

ДИНАМИКА ПРИЧАЛИВАНИЯ И СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА-МАНИПУЛЯТОРА С ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ СПУТНИКОМ

© 2022 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, С.Е. Сомов^{1,2}, Т.Е. Сомова²¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия² Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 15.08.2022

Рассматриваются задачи управления космическим роботом-манипулятором в процессе причаливания и стыковки с геостационарным спутником связи при стыковочном механизме класса «штырь – конус». Выполнен анализ динамики при вариации условий причаливания и представлены результаты компьютерной имитации.

Ключевые слова: геостационарный спутник, космический робот, причаливание, стыковка, управление, динамика.

DOI: 10.37313/1990-5378-2022-24-4-155-160

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

Современные геостационарные спутники связи (ГСС) имеют гарантированный срок активного существования до 17 лет. Для продления срока службы перспективных ГСС предусмотрено их обслуживание с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ), которые стыкуются с ГСС и обеспечивают стабилизацию формируемой конструкции в орбитальной системе координат (ОСК).

В системе управления движением (СУД) КРМ используются такие приводы: кластер гиродинов (ГД) и электрореактивные двигательные установки (ЭДУ) на основе как плазменных, так и каталитических электрореактивных двигателей (ЭРД). Измерение координат движения КРМ выполняется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС) с коррекцией

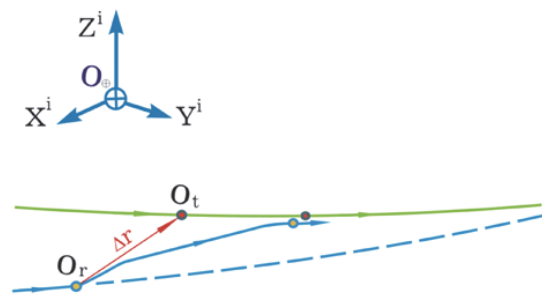


Рис. 1. Схема сближения КРМ с ГСС

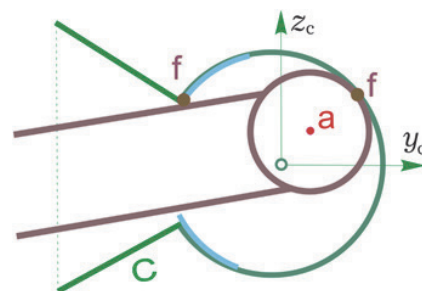


Рис. 2. Схема стыковки типа «штырь – конус»

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

сигналами от спутников GPS/ГЛОНАСС и звездных датчиков. При дальности до ГСС менее 100 м в СУД робота применяются также видеокамеры и лидары.

Вопросы выведения КРМ на геостационарную орбиту (ГСО) и его сближения с ГСС рассмотрены авторами [1-4], см. рис. 1 с траекториями перемещения центров масс спутника (цели, target) O_t и робота (robot) O_r в инерциальной системе координат (ИСК) $O_{\oplus} X^i Y^i Z^i$. В данной статье исследуется динамика КРМ в процессе его швартовки (причаливания) и далее жёсткой фиксации к корпусу ГСС с применением стыковочного механизма (СМ) класса «штырь – конус».

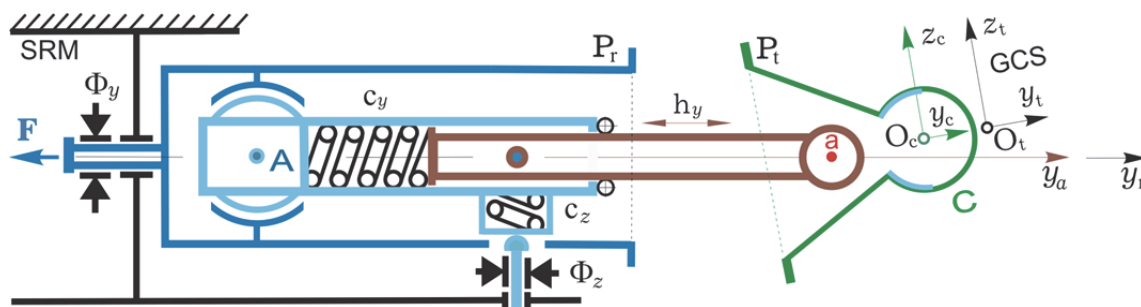


Рис. 3. Схема перемещения активного агрегата при швартовке КРМ к ГСС

ОПИСАНИЕ ЗАДАЧИ

Основы теории и техники стыковки космических аппаратов (КА) представлены в известной монографии В.С. Сыромятникова [5]. В рассматриваемом классе конструкций стыковки КА выделяются активный агрегат, содержащий штырь, и пассивный агрегат в виде приёмного конуса, рис. 2. На одном конце штыря (коричневый цвет) закреплена сферическая головка увеличенного диаметра с центром в точке a (красный цвет), см. рис. 2. Штырь со сферической головкой входит в состав СМ активного агрегата, рис. 3. Здесь другой конец штыря упруго закреплён во внутренней обойме (голубой цвет) активного агрегата, которая допускает как линейное перемещение штыря вдоль продольной оси y_a , так и его угловое перемещение вокруг поперечных осей x_a и z_a относительно точки A , см. рис. 3. При этом внешняя обойма (тёмно-синий цвет) активного агрегата с плоским стыковочным кольцом P_r может перемещаться вдоль продольной оси y_r космического робота-манипулятора (space robot-manipulator, SRM), см. рис. 3. Пассивный агрегат в виде приёмного конуса C (cone, зелёный цвет) с гнездом и плоским стыковочным кольцом P_t жёстко закреплён на корпусе геостационарного спутника связи (geostationary communications satellite, GCS), см. рис. 3.

Конструкции СМ класса «штырь – конус» для перспективных КА представлены в [6,7], а математические модели взаимодействия активного и пассивного агрегатов при стыковке двух КА – в статьях [8,9,10]. Стыковка КРМ с ГСС содержит три последовательно выполняемых этапа, именно 1) причаливание, 2) стягивание, 3) выравнивание и фиксация, которые кратко описываются ниже.

1. При швартовке (причаливании) КРМ к ГСС головка штыря после нескольких соударений с поверхностью приёмного конуса C проникает внутрь гнезда через его горловину с электромеханическим затвором, который отмечен голубым цветом как на рис. 2, так и на рис. 3. При этом событии затвор срабатывает и уменьшает проходной диаметр горловины гнезда до диаметра поперечного сечения штыря. В результа-

те между штырем и внутренней поверхностью гнезда вместе с затвором возникает первичная механическая связь, в общем случае в двух точках f , см. рис. 2. Далее происходит поглощение кинетической энергии пространственного относительного движения двух КА в стыковочном механизме за счёт его упругодемпфирующих механических связей при линейных деформациях h_i , $i = x, y, z$, пружин с коэффициентами жёсткости c_i и обобщенных сил как вязкого, так и сухого трения, реализуемых фрикционными Φ_i , см. обозначения на рис. 3. После затухания скоростей всех координат СМ до приемлемого уровня причаливание завершается и формируется сцепка агрегатов с малыми изменениями их линейных и угловых рассогласований.

2. Стягивание агрегатов вдоль продольной оси y_r КРМ реализуется электромеханическим приводом класса «винт – гайка» с вектором силы F для внешней обоймы активного агрегата, рис. 3.

3. Выравнивание стыковочных колец P_r активного и P_t пассивного агрегатов и фиксация их взаимного положения выполняется электромеханическими приводами стыковочного механизма.

На рисунке 4 приведена упрощенная схема результирующей жёсткой механической связки КРМ и ГСС после завершения их стыковки. Здесь не представлены панели солнечных батарей (СБ) КРМ и ГСС, бортовой манипулятор антропоморфной структуры с 4 звеньями и 6 степенями свободы [11] находится в походном состоянии и размеры всех элементов конструкции, включая топливные баки электрореактивной двигательной установки (ЭДУ), указаны в метрах.

При описании движения КРМ и ГСС в рассматриваемом режиме применяются (i) экваториальная инерциальная система 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 ($Ox^0 y^0 z^0$) с началом в полюсе O и ортами r^0, τ^0, n^0 , которая имеет следующие направления осей и ортов: ось Ox^0 направлена по радиали r^0 , ось Oz^0 – по нормали

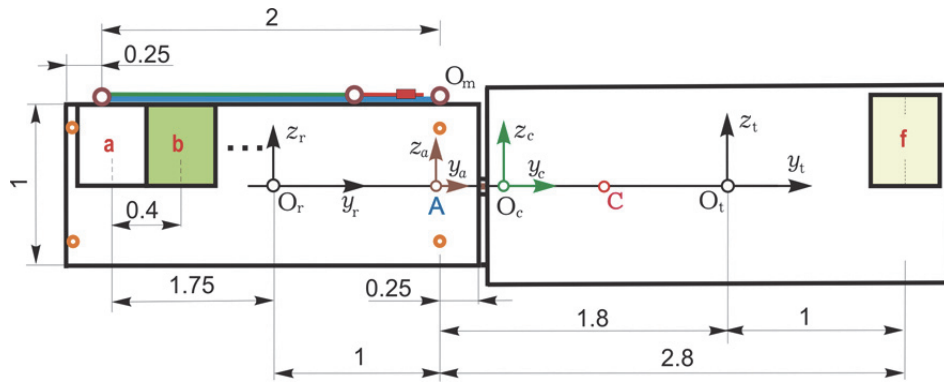


Рис. 4. Схема результирующего соединения космического робота с геостационарным спутником

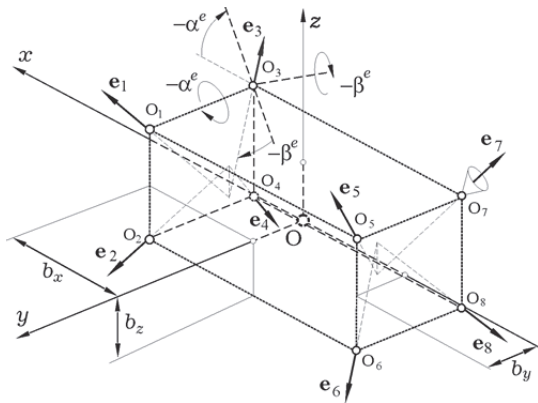


Рис. 5. Схема ЭДУ с 8 каталитическими ЭРД

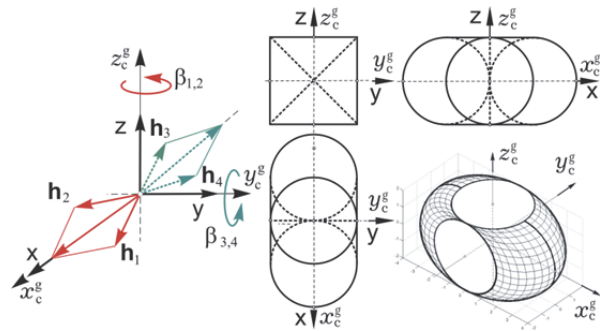


Рис. 6. Схема СГК и область вариации его КМ

\mathbf{n}^0 к плоскости орбиты, а ось Oy^0 – по трансверсали τ^0 и направлена в сторону орбитального движения КРМ; система координат $O_t x_t y_t z_t$, связанная с ГСС (цель, target) в центре масс O_t спутника; система координат $Ax_a y_a z_a$, связанная со штырём активного агрегата, и система координат $O_c x_c y_c z_c$ приёмного конуса С пассивного агрегата, см. рис. 4. Используются также обозначения $\text{col}(\cdot) = \{\cdot\}$, $\text{line}(\cdot) = [\cdot]$, $\langle \cdot, \cdot \rangle$, $[\times \cdot]$, $(\cdot)^t$, $[\mathbf{a} \times]$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов, а также матриц $[\alpha]_i$ стандартного элементарного поворота вокруг i -ой оси на угол α при $i = 1, 2, 3 \equiv 1 \div 3$.

В данном режиме приводами СУД роботоманипулятора являются ЭДУ с 8 каталитическими электрореактивными двигателями (ЭРД) (рис. 5) при широтно-импульсной модуляции (ШИМ) их тяги и силовой гироскопический кластер (СГК) на основе четырех гиродинов (ГД) по схеме 2-SPE с ортами векторов кинетических моментов (КМ) $\mathbf{h}_p(\beta_p)$, $p = 1 \div 4$, рис. 6, где приведена также область вариации нормированного вектора КМ $\mathbf{h}(\beta) = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$ 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 ГД) позволяет исключить избыточность кластера с вектором КМ

$\mathbf{H} = h_g \mathbf{h}(\beta)$, где h_g – одинаковое для всех четырех ГД постоянное значение модуля его собственного КМ.

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

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

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

Ориентация базиса \mathbf{O} в базисе \mathbf{I}_\oplus определяется углами рыскания $\phi_1 = \Psi$, крена $\phi_2 = \varphi$ и тангажа $\phi_3 = \theta$ в последовательности 132, кватернионом Λ^0 и матрицей $\mathbf{C}^0 = [\phi_2]_2 [\phi_3]_3 [\phi_1]_1$ направляющих косинусов координатного перехода от ОСК к ССК.

Погрешность ориентации базиса \mathbf{B} в орбитальном базисе \mathbf{O} определяется кватернионом $\mathbf{E} = \tilde{\Lambda}^0 \circ \Lambda \equiv (e_0, \mathbf{e})$, где $e_0 = \cos(\Phi^e/2)$, $\mathbf{e} = \sin(\Phi^e/2)\mathbf{e}^e$ с ортом \mathbf{e}^e оси Эйлера и

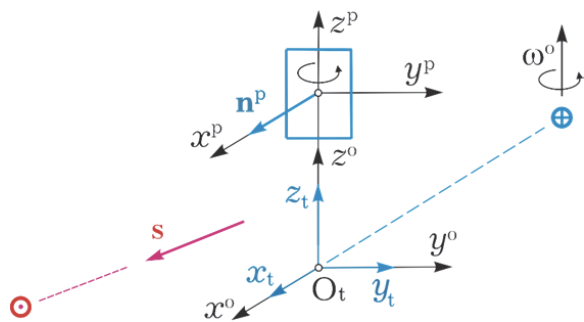


Рис. 7. Штатная ориентация ГСС в ОСК

углом Φ^e , матрицей $C^e = I_3 - 2[ex]Q_e^t$, где $Q_e = I_3 e_0 + [ex]$, вектором угловой погрешности $\delta\phi \equiv \{\delta\phi_i\} = \{2e_0 e_i\}$ и вектором МПР $\sigma^e = \{\sigma_i^e\} = e^e \tan(\Phi^e / 4)$. При этом вектор погрешности по угловой скорости вычисляется в виде $\delta\omega = \omega - C^e \omega^o(t)$, где вектор $\omega^o(t)$ представляет скорость вращения базиса O в базисе I_\oplus .

Если считать КРМ твёрдым телом с массой m_r и тензором инерции J_r , то модель динамики его пространственного перемещения в проекции на оси ССК $O_r xuz$ имеет вид

$$m_r (\dot{v}_r + \omega \times v_r) = P^e + F^d; \tag{2}$$

$$J_r \dot{\omega} + \omega \times G = M^g + M^e + T^d.$$

Здесь $G = J\omega + H$ является вектором КМ робота, векторы P^e , M^e и $M^g \equiv -H$ представляют соответственно управляющие силы РДУ, моменты РДУ и СГК, а векторы F^d и T^d – внешние возмущающие силы и моменты. Применяемые в СУД робота дискретные алгоритмы широтно-импульсного управления ЭДУ и цифрового управления СГК детально представлены в [12].

На рисунке 7 представлена штатная ориен-

тация системы координат $O_t x_t y_t z_t$ ГСС в ОСК. Здесь орт s нормали к рабочей плоскости панелей СБ регулярно наводится на Солнце, а электрические оси его приёмно-передающих антенн ориентируются на Землю – в надир.

При исследовании динамики причаливания и стыковки КРМ с ГСС анализировались вариации разностей векторов скоростей их поступательного $\Delta v = \{\Delta v_i\}$ и углового $\Delta \omega = \{\Delta \omega_i\}$ движений, а также изменения вектора $\Delta \phi = \{\Delta \phi_i\}$ взаимной угловой ошибки.

Автоматические режимы причаливания и стыковки как грузовых, так и пилотируемых космических кораблей с международной космической станцией (МКС) на низкой орбите давно и успешно применяются в отечественной космонавтике. Здесь отношение массы КРМ m_r к массе МКС (цели) m_t составляет $\approx 1/30 = 0.033$. В данной работе исследования выполнялись при значениях $m_r = 3100$ кг и $m_t = 3500$ кг, т.е. для отношения масс $3.1/3.5 \approx 0.89$ (в 27 раз больше) для КА на геостационарной орбите. Основная цель статьи заключается в анализе динамики автоматического причаливания и стыковки КРМ с ГСС при их сопоставимых инерционных характеристиках по массе и тензору инерции, включая приведение сформированной жесткой связки этих двух КА в орбитальную систему координат с последующей угловой стабилизацией.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИМИТАЦИИ ДИНАМИКИ СТЫКОВКИ

Исследование выполнено при значениях параметров систем управления космического робота и ГСС, представленных в статьях авторов [13,14]. В таблице 1 приведена информация об

Таблица 1. Этапы причаливания и стыковки космического робота с геостационарным спутником связи

№ п/п	Служебные операции этапа	Полуинтервал времени t	Управление СГК КРМ	Управление ЭДУ КРМ
1	Наведение штыря на приёмный конус, терминальное управление	$t \in [0, 137), s$	Наведение и управление ориентацией	Управление с ШИМ тяги
2	Ударные перемещения штыря в конусе до захода его головки в гнездо	$t \in [137, 141.8), s$	Стабилизация и компенсация возмущения	Разгрузка СГК с ШИМ тяги
3	Перемещения головки в гнезде, поглощение энергии, причаливание	$t \in [141.8, 161.7), s$	Стабилизация и компенсация возмущения	Разгрузка СГК с ШИМ тяги
4	Стягивание до уровня 10 мм между стыковочными плоскостями	$t \in [161.7, 211), s$	Стабилизация и компенсация возмущения	Разгрузка СГК с ШИМ тяги
5	Угловое выравнивание стыковочных плоскостей, завершение стыковки	$t \in [211, 261), s$	Стабилизация и компенсация возмущения	Разгрузка СГК с ШИМ тяги

этапах причаливания и стыковки КРМ с ГСС. Рисунок 8 представляет траекторию перемещения центра головки штыря (точка а, красный цвет, см. рис. 2.) при швартовке КРМ к ГСС. Здесь 3-D отображение траектории показано на рис. 8а, а проекция этой траектории на плоскость $x_c O_c y_c$ системы координат приёмного конуса – на рис. 8б.

Изменение координат взаимного перемещения КРМ и ГСС, а также деформации пружин активного агрегата в процессе причаливания КРМ к ГСС приведены на рис. 9 и 10 соответственно. Здесь исследованы потенциальные возможности увеличения вязкого демпфирования координат активного агрегата при использовании реологических суспензий, управляемых магнитным полем.

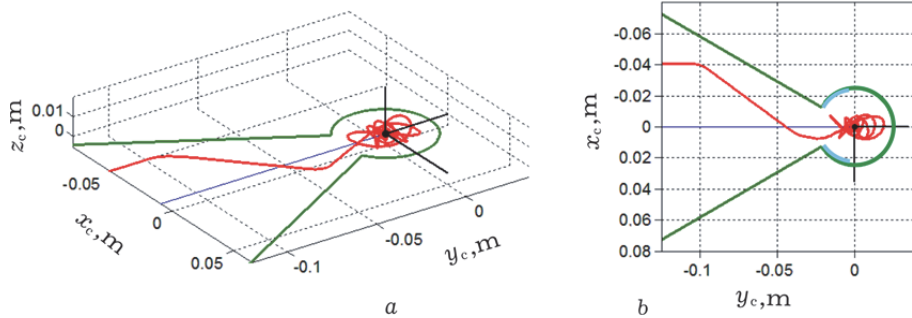


Рис. 8. Траектория перемещения центра головки штыря при швартовке КРМ к ГСС

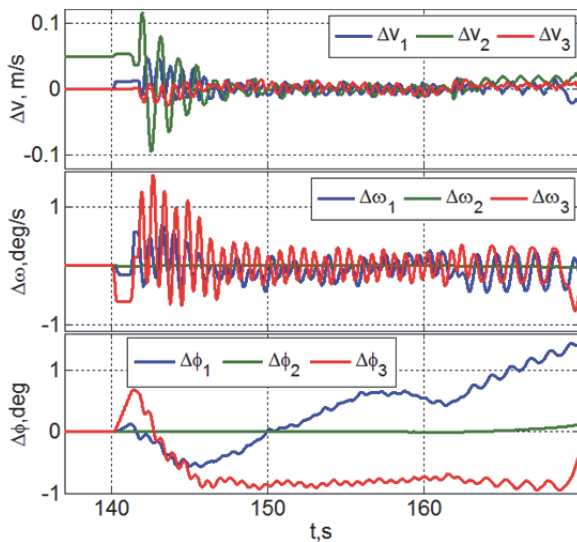


Рис. 9. Изменение координат взаимного движения КРМ и ГСС при швартовке

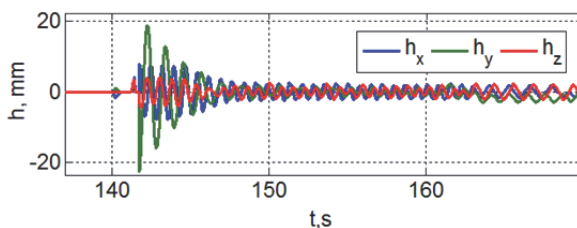


Рис. 10. Деформации пружин активного агрегата в процессе причаливания КРМ к ГСС

Рисунки 11, 12 и 13 представляют динамические процессы приведения сформированной жесткой связки этих двух КА в ОСК с последующей угловой стабилизацией.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены задачи управления космическим роботом-манипулятором в процессе его причаливания и стыковки с геостационарным спутником связи при использовании стыковочного механизма класса «штырь – конус». Выполнен анализ динамики при вариации терминальных условий причаливания и кратко представлены результаты компьютерной имитации.

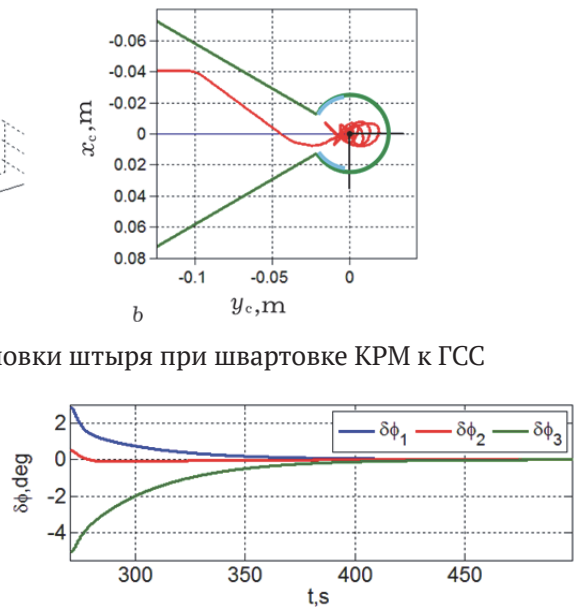


Рис. 11. Ошибки ориентации после стыковки

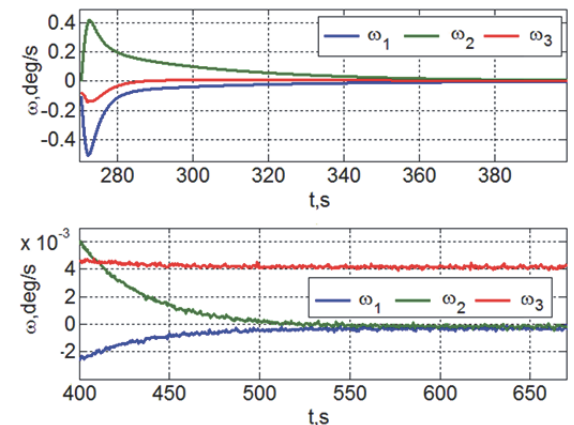


Рис. 12. Угловая скорость после стыковки

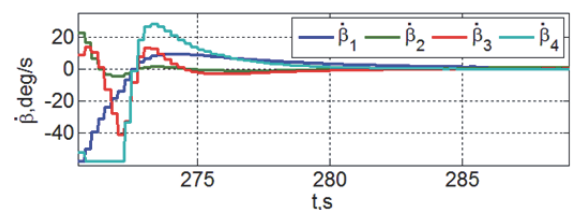


Рис. 13. Цифровые команды управления СГК

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е. Дополнительное выведение и сближение космического робота для об-служивания геостационарного спутника // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Том 23, № 2. С. 75-83.
2. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Attitude and orbit control of a space robot at launching, rendezvous and checking the geostationary satellite state. *Mathematics in Engineering, Science and Aerospace*. 2022. Vol. 13, no. 1, pp. 11-24.
3. Somov Ye., Butyrin S., Somova T. A space robot control at approaching and inspecting a geostationary satellite state. *Cybernetics and Physics*. 2022. Vol. 11, no. 1, pp. 30-36.
4. Somov Ye., Butyrin S., Somov S. Attitude and orbit control of a space robot at additional launching and ap-proaching a geostationary satellite. *Current Chinese Science*. 2022. Vol. 2, no. 3, pp. 173-182.
5. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с.
6. Яскевич А.В. Кинематическая схема стыковочного механизма «штырь – конус» для перспективных космических кораблей // Космическая техника и технологии. 2017. № 4 (19). С. 95-104.
7. Яскевич А.В. Чернышев И.Е. Выбор параметров накопителя энергии для нового периферийного стыковочного механизма // Космическая техника и технологии. 2019. № 2(25). С. 55-66.
8. Яскевич А.В. Контактные силы в уравнениях движения космических аппаратов при стыковке и причаливании // Космическая техника и технологии. 2018. № 2(21). С. 80-92.
9. Яскевич А.В. Алгоритмы определения параметров контактов при моделировании стыковки и причаливания космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2018. № 3(22). С. 91-102.
10. Яскевич А.В. Особенности динамики стыковки космических аппаратов при использовании периферийного механизма с накоплением кинетической энергии сближения // Космическая техника и технологии. 2019. № 4(27). С. 109-120.
11. 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, № 2. С. 96-104.
12. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомов С.Е., Сомова Т.Е. Вывод на орбиту и сближение космического робота с геостационарным спутником // Известия Самарского научного центра РАН. 2020. Том 22. № 2. С. 124-131.
13. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сомова Т.Е. Анализ динамических свойств маховиков и гиродинов для управления космическим роботом на геостационарной орбите // Известия Самарского научного центра РАН. 2021. Том 23, № 2. С. 84-90.
14. Сомов С.Е., Сомова Т.Е., Бутырин С.А., Сомов Е.И. Сравнение моментных свойств маховиков и гиродинов при сцеплении космического робота с геостационарным спутником // Известия Самарского научного центра РАН. 2022. Том 24, № 1. С. 105-113.

DYNAMICS OF MOORING AND DOCKING OF A SPACE ROBOT-MANIPULATOR WITH A GEOSTATIONARY SATELLITE

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

The control problems of a space robot-manipulator in the process of mooring and docking with a geostationary satellite are considered when docking mechanism of the “rod-cone” class. A dynamic analysis is carried out with changing mooring conditions and the results of computer simulation are presented.

Key words: geostationary satellite, space robot, mooring, docking, control, dynamics.

DOI: 10.37313/1990-5378-2022-24-4-155-160

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