

УДК 629.78 : 681.51

ЦИФРОВОЕ И ШИРОТНО-ИМПУЛЬСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ РОБОТОМ ПРИ СБЛИЖЕНИИ С ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ СПУТНИКОМ

© 2020 Е.И. Сомов^{1,2}, С.А. Бутырин^{1,2}, С.Е. Сомов^{1,2}¹ Самарский федеральный исследовательский центр Российской академии наук, г. Самара, Россия² Самарский государственный технический университет, г. Самара, Россия

Статья поступила в редакцию 24.10.2020

Рассматриваются вопросы управления космическим роботом при его сближении с информационным геостационарным спутником. В системе управления движением робота применяется двигательная установка с 8 реактивными двигателями при широтно-импульсной модуляции значений их тяги и силовой гироскопический кластер на основе 4 гиродинов с цифровым управлением. Приводятся численные результаты, демонстрирующие эффективность разработанных дискретных алгоритмов наведения и управления.

Ключевые слова: геостационарный спутник, космический робот, сближение, управление

DOI: 10.37313/1990-5378-2020-22-5-74-78

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

Информационные спутники (связи, метеорологического наблюдения Земли) на геостационарной орбите (ГСО) имеют потребную длительность службы до 25 лет при наличии технического обслуживания с помощью космических роботов-манипуляторов (КРМ), в частности дозаправки топливом их электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ). Ограничения на допустимую массу затрат топлива при выведении крупногабаритного космического аппарата (КА) на ГСО приводят к проблеме «до-выведения» КА от переходной орбиты до геостационарной с помощью бортовой ЭРДУ[1]. В статье [2] представлены суть проблемы и бюджеты вывода КРМ массой $m \approx 3000$ кг на ГСО при его запуске с указанным «до-выведением». В системе управления движением (СУД) КРМ

применяются следующие приводы: ЭРДУ с тягой $P = 0.58$ Н, двигательная установка малой тяги (ДУМТ) на основе 8 реактивных двигателей (РД) с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ) тяги $P^m = 0.5$ Н каждого РД (рис. 1) и силовой гироскопический кластер (СГК) по схеме *2 Scissored Pair Ensemble (2-SPE)* на основе четырёх гиродинов (ГД) с собственным кинетическим моментом (КМ) $h_g = 30$ Нмс, рис. 2.

Данная статья посвящена проблемам наведения и управления пространственным движением КРМ при его сближении с геостационарным спутником (целью) с расстояния 5 км до дальности 50 м для последующей визуальной инспекции его технического состояния.

МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для описания движения КА применяются геоцентрическая $I_{\oplus} (O_{\oplus} X^i Y^i Z^i)$ и солнечно-эклиптическая I_s инерциальные системы координат (ИСК), обозначения $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов, $i = 1, 2, \dots, m \equiv 1 \div m$. Используются орбитальные системы координат (ОСК) $O_r x^o y^o z^o$ КРМ с полюсом O_r и цели $O_t x_t^o y_t^o z_t^o$ с полюсом O_t . Вектор тяги РДУ направлен по оси $O_r y$ связанной с корпусом КРМ системы координат (ССК) $O_r x y z$, а для инспекции цели на борту КРМ применяется телескоп с осью визирования параллельной этой же оси. Если КРМ считать твёрдым телом массой m , то модель

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

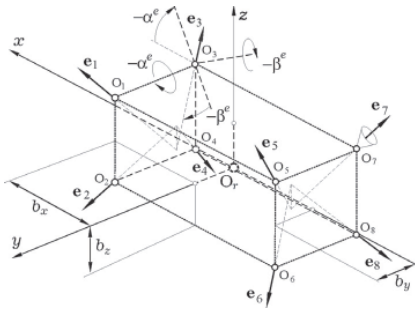


Рис. 1. Схема ДУМТ на основе восьми РД

его движения в ИСК I_{\oplus} в проекции на оси ССК O_rxyz имеет вид

$$\mathbf{r}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \mathbf{v}; \quad m(\mathbf{v}^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) = \mathbf{P}^e + \mathbf{F}^d; \quad (1)$$

$$\dot{\boldsymbol{\Lambda}} = \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{\omega} / 2; \quad \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^e + \mathbf{T}^d,$$

где кватернион $\boldsymbol{\Lambda}$ представляет ориентацию КРМ в ИСК, вектор $\mathbf{G} = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{H}$, где \mathbf{H} – вектор КМ СГК, используются векторы тяги \mathbf{P}^e и момента \mathbf{M}^e двигательной установки, момента $\mathbf{M}^g \equiv -\mathbf{H}^*$ СГК, векторы внешних возмущений \mathbf{F}^d , \mathbf{T}^d и символ $(\cdot)^*$ локальной производной.

При законе углового наведения робота, заданного кватернионом $\boldsymbol{\Lambda}^p(t)$, погрешность ориентации его ССК O_rxyz определяется кватернионом $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\boldsymbol{\Lambda}}^p \circ \boldsymbol{\Lambda}$ при $\mathbf{e} = \{e_i\}$, которому соответствуют матрица ошибки ориентации $\mathbf{C}^e = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$, где $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, вектор модифицированных параметров Родрига $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e} / (1 + e_0) = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e / 4)$ с ортом \mathbf{e}^e оси Эйлера и углом Φ^e собственного поворота, а также вектор угловой погрешности $\delta\boldsymbol{\phi} = \{\delta\phi_i\} = \{4\sigma_i^e\}$.

На рис. 1 орты \mathbf{e}_p , $p = 1 \div 8$ по осям сопел РД и параметры b_x, b_y, b_z задают вектор \mathbf{p}_p точки O_p приложения вектора тяги p -го РД. ШИМ тяги $p_p(t)$ представляется моделью $p_p(t) = P^m \operatorname{PWM}(t - T_{zu}^e, t_s, \tau_m, v_{pr}) \forall t \in [t_s, t_{s+1})$ при периоде T_u^e и запаздывании T_{zu}^e . Здесь P^m представляет тягу, одинаковую для всех РД, $t_s = sT_u^e$, $s \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$ и функции

$$\operatorname{PWM}(t, t_s, \tau_m, v_{ps}) \equiv \begin{cases} \operatorname{sign} v_{ps} & t \in [t_s, t_s + \tau_{ps}), \\ 0 & \dots t \in [t_s + \tau_{ps}, t_{s+1}); \end{cases}$$

$$\tau_{ps}(\tau_m) = \begin{cases} 0 & |v_{ps}| \leq \tau_m; \\ \operatorname{sat}(T_u^e, |v_{ps}|) & |v_{ps}| > \tau_m. \end{cases}$$

Вектор тяги РД $\mathbf{p}_p(t) = -p_p(t) \mathbf{e}_p$, векторы тяги \mathbf{P}^e и момента \mathbf{M}^e ДУМТ формируются как $\mathbf{P}^e = \Sigma \mathbf{p}_p(t)$ и $\mathbf{M}^e = \Sigma [\mathbf{p}_p \times] \mathbf{p}_p(t)$.

Столбец $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = h_g \mathbf{h} = \Sigma \mathbf{h}_p(\boldsymbol{\beta}_p)$ представляет вектор КМ СГК, где $|\mathbf{h}_p| = 1$, $p = 1 \div 4$. При цифровом управлении скоростями ГД

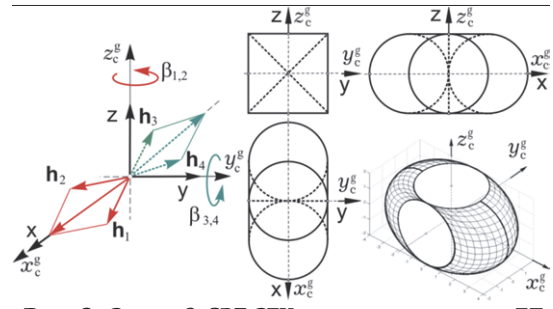


Рис. 2. Схема 2-SPE СГК на основе четырех ГД

$\mathbf{u}_k^g(t) = \{u_{pk}^g(t)\}$, $u_{pk}^g(t) = u_{pk}^g \forall t \in [t_k, t_{k+1})$ в моменты $t_k = kT_u$ с периодом T_u , $k \in N_0$, вектор $\mathbf{M}^g = \{M_i^g\}$ управляющего момента СГК представляется соотношениями $\mathbf{M}_k^g(t) = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)) \mathbf{u}_k^g(t)$; $\dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^g(t)$, где столбец $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ и матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$.

Предполагается, что СУД КРМ имеет бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС) с инерциальным измерительным модулем гироскопов и акселерометров, которая корректируется сигналами спутников ГЛОНАСС/GPS, а при дальности менее 500 м координаты траекторного и углового движения КРМ относительно цели определяются также оптико-электронными камерами наблюдения и лидарами [3].

Задача состоит в синтезе законов наведения и управления пространственным движением КРМ при изменении его дальности до цели с 5000 м до 50 м, а также в нелинейном анализе динамики СУД КРМ при таком сближении на основе компьютерной имитации.

АЛГОРИТМЫ НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

В начальный момент времени t_1 в ИСК известны векторы расположения и скорости поступательного движения КРМ $\mathbf{r}_r(t_1)$, $\mathbf{v}_r(t_1)$ и цели $\mathbf{r}_i(t_1)$, $\mathbf{v}_i(t_1)$. При введении опорной круговой орбиты радиуса $r_r(t_1) = \operatorname{const}$ в плоскости земного экватора удобно использовать цилиндрическую систему координат (ЦСК) [4]. Здесь координатами являются значения радиуса r и угла u её отклонения от произвольного направления в плоскости опорной орбиты, а также смещения z в направлении, ортогональном этой плоскости.

Пусть w^r, w^t и w^z представляют радиальную, тангенциальную и боковую компоненты вектора управляющего ускорения КРМ, а μ – гравитационный параметр Земли. Движение КРМ при его сближении с целью (рис. 3) в центральном гравитационном поле на интервале времени $t \in [t_1, t_f]$ описывается уравнениями

$$\ddot{r} - r\dot{u}^2 + \mu/r^2 = w^r;$$

$$r\ddot{u} + 2\dot{r}\dot{u} = w^t; \quad \ddot{z} + \mu z/r^3 = w^z$$

при известных краевых условиях по орбитальным переменным ЦСК. Здесь на основе аналитических соотношений [4] выполняются прогноз положения $\mathbf{r}_i^p(t)$ и скорости $\mathbf{v}_i^p(t)$ цели на интервале времени $t \in [t_i, t_f]$ и аналитический расчет векторов $\mathbf{r}_i(t_f)$, $\mathbf{v}_i(t_f)$. Синтез закона наведения КРМ в его поступательном движении выполняется на основе параметризации его сближения в виде векторных сплайнов времени $t \in [t_i, t_f]$ с тремя участками постоянно управляющего ускорения для радиали $r(t)$, угла $u(t)$ и отклонения $z(t)$, где ускорение отсутствует на среднем участке. Такой закон наведения определяет векторы $\mathbf{r}_r^p(t)$, $\mathbf{v}_r^p(t)$ и $\mathbf{w}_r^p(t)$, где аналитически вычисляются моменты времени переключения ускорения $\mathbf{w}_r^p(t)$, и позволяет далее вычислять разности между расположениями цели и КРМ $\Delta \mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_r(t)$, их скоростями $\Delta \mathbf{v}(t) = \mathbf{v}_i(t) - \mathbf{v}_r(t)$ и разности $\Delta \mathbf{r}^p(t) = \mathbf{r}_i^p(t) - \mathbf{r}_r^p(t)$, $\Delta \mathbf{v}^p(t) = \mathbf{v}_i^p(t) - \mathbf{v}_r^p(t)$.

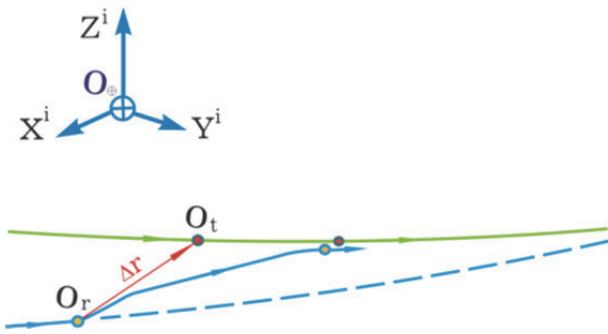


Рис. 3. Схема сближения КРМ с целью

Закон углового наведения КРМ в ИСК определяется программными значениями кватерниона $\Lambda^p(t)$, векторов угловой скорости $\boldsymbol{\omega}^p(t) = \{\omega_i^p(t)\}$ и углового ускорения $\boldsymbol{\varepsilon}^p(t) = \{\varepsilon_i^p(t)\}$.

В дискретном алгоритме управления ДУМТ используется вектор $\delta \Delta \mathbf{r}_s = \Delta \mathbf{r}_s^p - \Delta \mathbf{r}_s$ рассогласования между программной разностью $\Delta \mathbf{r}_s^p \equiv \Delta \mathbf{r}^p(t_s)$ и измеренной разностью $\Delta \mathbf{r}_s \equiv \Delta \mathbf{r}(t_s)$ расположений цели и робота, причём значения вектора $\delta \Delta \mathbf{r}_s$ формируются в ССК робота с периодом T_u^c в моменты времени t_s , $s \in \mathbb{N}_0$. В этом упрощенном алгоритме сначала вычисляется командный вектор \mathbf{I}_s^c импульса тяги ДУМТ на интервале времени $t \in [t_s, t_{s+1})$ по формулам

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{s+1}^c &= k_b^c \mathbf{g}_s^c - k_c^c \delta \Delta \mathbf{r}_s; \\ \tilde{\mathbf{p}}_s &= k_u^c (\mathbf{g}_s^c - k_p^c \delta \Delta \mathbf{r}_s); \\ \mathbf{I}_s^c &= T_u^c m (\mathbf{C}_s^c \mathbf{w}_s^p + \tilde{\mathbf{p}}_s), \end{aligned} \quad (2)$$

а затем для его реализации с помощью ШИМ тяги

всех 8 РД вычисляются длительности $\tau_{ps} \leq \tau_m$ их включения по явным соотношениям.

В алгоритме цифрового управления ориентацией КРМ с периодом T_u определяются векторы углового рассогласования $\boldsymbol{\varepsilon}_k = -\delta \phi_k$ и угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_k$ для вычисления требуемого управляющего момента СГК \mathbf{M}_k^g в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_{k+1}^g &= k_b^g \mathbf{g}_k^g + k_c^g \boldsymbol{\varepsilon}_k; \quad \tilde{\mathbf{m}}_k = k_u^g (\mathbf{g}_k^g + k_p^g \boldsymbol{\varepsilon}_k); \\ \mathbf{M}_k^g &= \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J} (\mathbf{C}_k^c \boldsymbol{\varepsilon}_k^p + [\mathbf{C}_k^c \boldsymbol{\omega}_k^p \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k), \end{aligned} \quad (3)$$

где вектор $\mathbf{G}_k = \mathbf{J} \boldsymbol{\omega}_k + \mathbf{H}_k$, а затем вектор \mathbf{M}_k^g распределяется между ГД по явным соотношениям и формируется вектор цифрового управления $\mathbf{u}_k^g(t) = \beta(t)$ СГК $\forall t \in [t_k, t_{k+1})$.

НЕЛИНЕЙНЫЙ АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

Компьютерный анализ выполнялся для модели (1) при указанных законах наведения и управления (2), (3). В стратегии сближения КРМ с целью от 5 км до дальности 50 м предусмотрено два этапа:

1) подход КРМ с применением ЭРДУ и СГК на расстояние 500 м вслед за целью вдоль её орбиты, близкой к геостационарной;

2) сближение КРМ с целью до дальности 50 м с помощью ДУМТ и СГК, подготовка КРМ к инспекции цели с номинальной точкой стояния $\Omega_g = 76$ град ВД на ГСО с номинальным радиусом $r_g = 42164172.93$ м.

При стандартных обозначениях перигея r_p , апогея r_a , наклонения i и долготы восходящего узла Ω орбиты были приняты начальные параметры орбит цели $r_p = r_g$, $r_a = r_g + 1000$ м, $i = 0$, $\Omega = \Omega_g + 24.46$ угл. сек и робота $r_p = r_g - 500$ м, $r_a = r_g + 2000$ м, $i = -20$ угл. сек, $\Omega = \Omega_g$ при нулевых значениях аргументов перигея и моментов времени их прохождения. При имитации сближения робота с массой $m = 3000$ кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(3248, 2348, 3640)$ кгм² применялись период ШИМ тяги РД в составе ДУМТ $T_u^c = 4$ с при запаздывании $T_{zu}^c = 0.25$ с, период цифрового управления ГД в составе СГК $T_u = 0.25$ с и отсчет времени от значения $t = t_0 = 0$.

В начале этапа 1 на полуинтервале времени $t \in [0, 70)$ с выполняются обработка измерений БИНС, прогноз движения цели и синтез закона наведения робота для достижения дальности 500 м до цели. Далее следуют:

(i) первый пространственный поворотный маневр (ПМ-1) КРМ $\forall t \in [70, 170)$ на угол 26 град и угловая стабилизация $\forall t \in [170, 270)$ с;

(ii) разгонный импульс тяги ЭРДУ $\forall t \in [270, 4498)$ с, ПМ-2 $\forall t \in [5660, 5860)$ с на угол 156 град, тормозной импульс тяги ЭРДУ $\forall t \in [5960, 10168)$ с и, наконец,

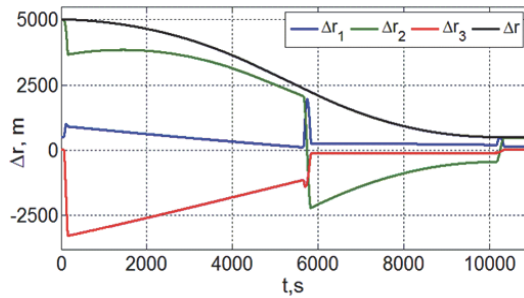


Рис. 4. Расположение цели в ССК КРМ

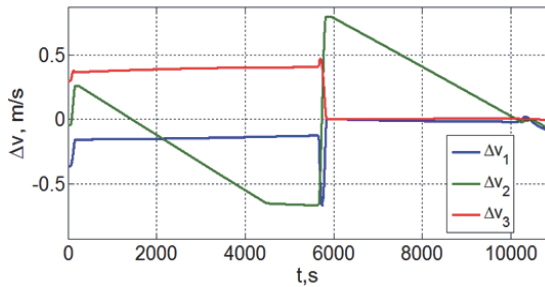


Рис. 5. Разность скоростей цели и КРМ в ССК

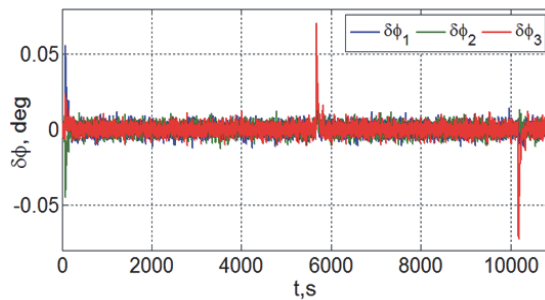


Рис. 6. Погрешности угловой стабилизации КРМ

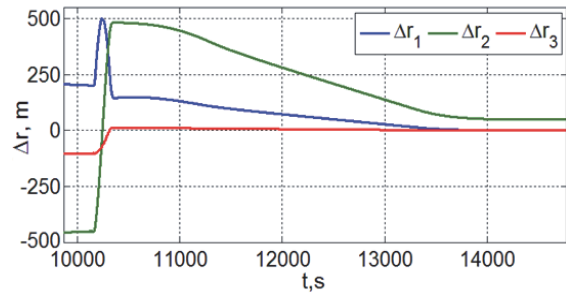


Рис. 7. Расположение цели в ССК КРМ

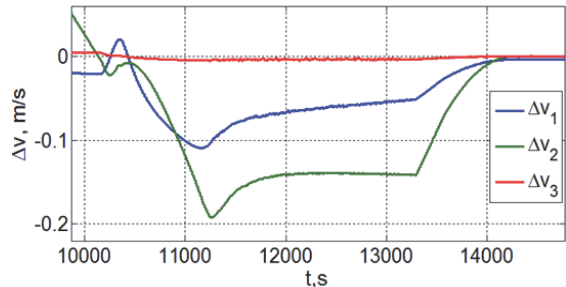


Рис. 8. Разность скоростей цели и КРМ в ССК

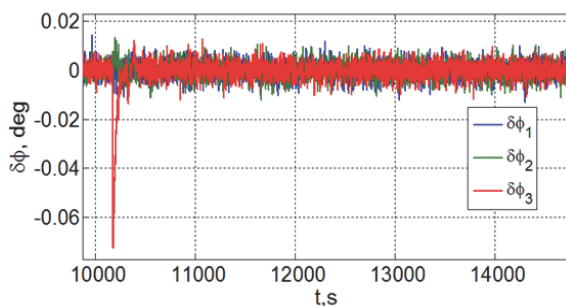


Рис. 9. Погрешности угловой стабилизации КРМ

(iii) поворотный маневр ПМ-3 $\forall t \in [10168, 10368)$ с на угол 138,7 град.

Этап 2 сближения КРМ с целью от расстояния 500 м до дальности 50 м имитировался на интервале времени $t \in [10368, 14468]$ с, когда координаты пространственного движения КРМ относительно геостационарного спутника определяются бортовыми электронными приборами.

Полученные результаты приведены на рис. 4 – 9 с малым перекрытием по времени, где цветом выделены изменения переменных по рысканию (синий, ось x), крену (зеленый, ось y) и тангажу (красный цвет, ось z), а модуль расстояния на рис. 4 представлен черным цветом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены методы наведения, цифрового и широтно-импульсного управления пространственным движением робота при его сближении с геостационарным спутником, а также численные результаты, демонстрирующие эффективность разработанных алгоритмов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Spitzer A. Near optimal transfer orbit trajectory using electric propulsion // Proceedings of AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Conference. Albuquerque. 1995, 95-215, pp. 1-10.
2. 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. Т. 22. № 2. С. 125–131.
3. Somov Ye., Butyrin S., Somov S., Somova T. Control of robot-manipulator during its preparation and capture of a passive satellite // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2019. Vol. 10, no. 3. P. 421–432.
4. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Либроком, 2011. 544 с.

**DIGITAL AND PULSE-WIDTH CONTROL OF A SPACE ROBOT
WHEN APPROACHING A GEOSTATIONARY SATELLITE**

© 2020 Ye.I. Somov^{1,2}, S.A. Butyrin^{1,2}, S.Ye. Somov^{1,2}

¹ Samara Federal Research Centre, Russian Academy of Sciences, Samara, Russia

² Samara State Technical University, Samara, Russia

The control problems on a space robot during its approach to an information geostationary satellite are considered. The robot motion control system uses an electric propulsion system with 8 engines at the pulse-width modulation of their thrust values and a gyroscopic moment cluster based on 4 gyrodines with digital control. Numerical results are presented that demonstrate the effectiveness of the developed discrete guidance and control algorithms.

Key words: geostationary satellite, a space robot, an approaching, control.

DOI: 10.37313/1990-5378-2020-22-5-74-78

Yevgeny Somov, Leading Researcher of Department "Dynamics and Motion Control", Samara Federal Research Centre, 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 Centre, 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 Centre, 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