

**ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ВЫВЕДЕНИЕ И СБЛИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА
ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНОГО СПУТНИКА**© 2021 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 05.04.2021

Рассматриваются проблемы до-выведения космического робота на геостационарную орбиту и сближения с геостационарным спутником для его технического обслуживания. Система управления движением робота использует электрореактивную двигательную установку, двигательную установку на базе восьми термокаталитических электрореактивных двигателей с широтно-импульсной модуляцией их тяги и силовой гироскопический кластер на базе четырех двухстепенных силовых гироскопов (гиродинов). Представлены численные результаты, демонстрирующие эффективность разработанных дискретных алгоритмов наведения и управления.

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

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-2-75-83

Работа поддержана РФФИ, грант 20-08-00779.

ВВЕДЕНИЕ

Информационные спутники (связи, телевидения, метеорологического наблюдения Земли) на геостационарной орбите (ГСО) имеют необходимый срок службы до 25 лет, если они обслуживаются космическими роботами-манипуляторами (КРМ), например при дозаправке топливом их электрореактивных двигательных установок (ЭДУ). Ограничения по допустимой массе расхода топлива при запуске крупногабаритного космического аппарата (КА) на ГСО приводят к проблеме дополнительного выведения (до-выведения) космического аппарата с переходной орбиты на геостационарную с использованием собственных ЭДУ [1]. В связи с этим проблемными задачами являются использование электрической тяги как при до-выведении КРМ, так и при сближении с геостационарным спутником для его технического обслуживания.

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 «Моделирование 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

Для запуска геостационарных КА используются ракеты-носители с разгонным блоком, способным выполнять необходимые маневры для перевода КА с начальной эллиптической геопереходной орбиты (ГПО) на ГСО. Такая схема требует наличия на борту КА собственной химической двигательной установки (ХДУ) с большой тягой, что не является эффективным решением: масса топлива для этого дополнительного выведения может составлять до 50% стартовой массы КА. В то же время электрореактивные двигатели (ЭРД) малой тяги в составе ЭДУ значительно увеличивают время вывода космических аппаратов, а также время их нахождения в районе наиболее опасных внутренних радиационных поясов на высотах от 2000 до 12000 км, что предъявляет высокие требования к радиационной защите как полезной нагрузки, так и обслуживающих систем, в том числе панелей солнечных батарей (СБ). Поэтому для успешной доставки КРМ к ГСО с минимальным расходом топлива за приемлемое время рационально использовать комбинированную схему, основанную на последовательной работе ХДУ для формирования переходной орбиты, когда КА быстро проходит внутренние радиационные пояса Земли, и плазменной ЭДУ, которая используется для последующего до-выведения КРМ на ГСО.

Для реализации такой комбинированной схемы в течение последних двух десятилетий интенсивно проводились исследования и разработки. Первые американские спутники на базе платформы Boeing 702SP с электрической тягой были дополнительно выведены на ГСО в

2015 году. ОАО ИСС им. Решетнева также начали решать эти проблемы на практике [2], первые российские спутники связи Экспресс-АМ5/АМ6 были доставлены на ГСО с использованием собственных плазменных ЭДУ в 2013-2014 годах и в 2015 году, соответственно.

В статье рассматриваются три задачи: (i) разработка рациональной стратегии до-выведения КРМ на ГСО с использованием ЭДУ малой тяги двух типов; (ii) синтез законов наведения и управления КРМ при его приближении к цели (геостационарному спутнику), а также (iii) нелинейный динамический анализ системы управления движением КРМ при этом сближении.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для движений КРМ и цели весьма сложно решить указанные ключевые задачи. Здесь необходимо исследовать поступательные и вращательные движения цели и управляемого КРМ по законам механики космического полета в гравитационных полях Земли, Луны и Солнца, а также учитывать влияние сил солнечного давления. Применяются инерциальная система координат (ИСК) $O_{\oplus}X^1Y^1Z^1$, системы координат, связанные с КРМ O_rxyz (ССК) и целью $O_tx_t y_t z_t$, а также стандартные символы $\{\cdot\} = \text{col}(\cdot)$, $[\cdot] = \text{line}(\cdot)$, $(\cdot)^t$, $[\cdot \times]$ и \circ, \sim для векторов, матриц и кватернионов, $S_{\alpha} \equiv \sin \alpha$, $C_{\alpha} \equiv \cos \alpha$ и $i = 1, 2, \dots, m \equiv 1 \div m$. Вектор тяги \mathbf{P}^c ЭДУ направлен вдоль оси $O_r y$, как и вектор тяги \mathbf{P}^e плазменной ЭДУ.

В схеме ЭДУ с 8 термокаталитическими ЭРД (рис. 1а) представлены орты \mathbf{e}_p . $p = 1 \div 8$ осей сопел ЭРД. Предположим, что вектор \mathbf{p}_p определяет точку O_p , в которой прикладывается вектор тяги p -го ЭРД. Каждый каталитический ЭРД имеет широтно-импульсную модуляцию (ШИМ) своей тяги $p_p(t)$, что описывается нелинейным

непрерывно-дискретным соотношением

$$p_p(t) = P^m \text{PWM}(t - T_{zu}^e, t_r, \tau_m, v_{pr})$$

$$\forall t \in [t_r, t_{r+1}), t_{r+1} = t_r + T_u^e$$

при периоде T_u^e и временном запаздывании T_{zu}^e . Здесь P^m представляет тягу, одинаковую для всех РД, $t_r = rT_u^e, r \in N_0 \equiv [0, 1, 2, \dots)$, и функция

$$\text{PWM}(t, t_r, \tau_m, v_{pr}) \equiv \begin{cases} \text{sign} v_{pr} & t \in [t_s, t_s + \tau_{pr}), \\ 0 & \dots t \in [t_r + \tau_{pr}, t_{r+1}), \end{cases}$$

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

В ССК вектор тяги p -го ЭРД вычисляется как $\mathbf{p}_p(t) = -p_p(t)\mathbf{e}_p$, а векторы силы $\mathbf{P}^e = \{P_i\}$ и момента \mathbf{M}^e каталитической ЭДУ рассчитываются по формулам $\mathbf{P}^e = \Sigma \mathbf{p}_p(t)$ и $\mathbf{M}^e = \Sigma [\mathbf{p}_p \times] \mathbf{p}_p(t)$.

Столбец $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \mathbf{h}_g \mathbf{h} = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$ представляет вектор кинетического момента (КМ) СГК по схеме 2-SPE на основе четырех гиродин (ГД), рис. 1б, где $|\mathbf{h}_p| = 1, p = 1 \div 4$ и \mathbf{h}_g – постоянный собственный КМ каждого гироина. При редукторе привода ГД с большим передаточным отношением командные $u_p^g(t) = \dot{\beta}_p^c(t)$ и фактические $\dot{\beta}_p^g(t)$ угловые скорости близки, поэтому вектор $\mathbf{M}^g = \{M_i^g\}$ управляющего момента СГК представляется нелинейными соотношениями

$$\mathbf{M}_k^g(t) = -\mathbf{H}^* = -h_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)) \mathbf{u}_k^g(t);$$

$$\dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^g(t) \equiv \{u_{pk}^g(t)\} \forall t \in [t_k, t_{k+1})$$

с управлением $u_{pk}^g(t) = \text{Zh}[\text{sat}(\text{qntr}(u_{pk}^g, u_g^0), u_g^m), T_u]$, $\forall k \in N_0$ и периодом T_u , где вектор $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$, матрица $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) / \partial \boldsymbol{\beta}$ и $(\cdot)^*$ – символ локальной производной по времени.

В ИСК ориентация робота определяется ква-

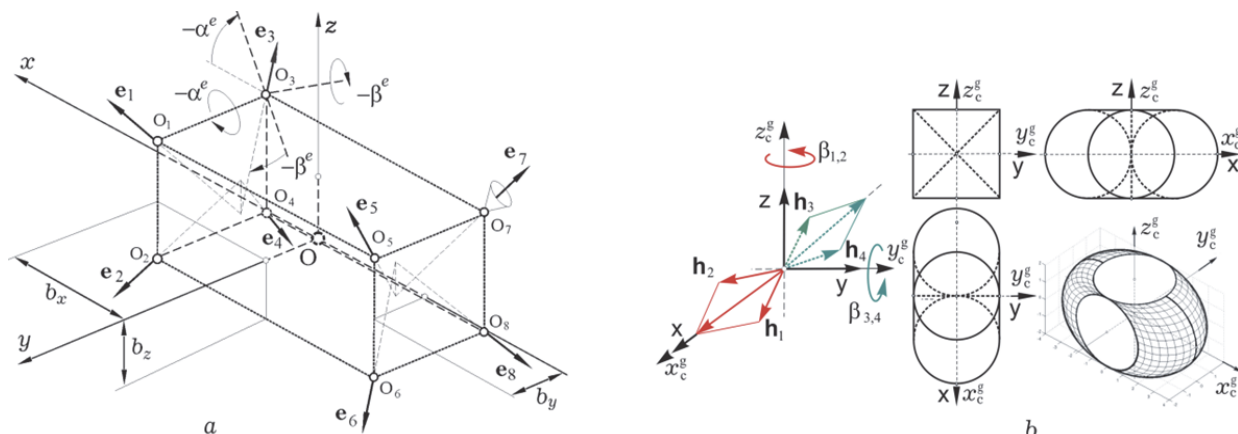


Рис. 1. Схемы ЭДУ с 8 термокаталитическими ЭРД (а) и СГК на основе 4 гироидов (б)

тернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}$ $i = 1 \div 3$. Мы используем вектор модифицированных параметров Родрига (МПР) $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{e} \operatorname{tg}(\Phi/4)$ с ортом Эйлера \mathbf{e} и углом Φ собственного поворота, который однозначно связан с кватернионом Λ явными соотношениями. Кинематические уравнения для вектора \mathbf{r}_r расположения КРМ и кватерниона Λ имеют вид $\dot{\mathbf{r}}_r^* + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_r = \mathbf{v}_r$ и $\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \boldsymbol{\omega} / 2$, а динамика его движения представляется соотношением

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

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{G} = \mathbf{M}^g + \mathbf{M}^c + \mathbf{M}^d.$$

Здесь \mathbf{v}_r (индекс r , *robot*) – вектор скорости поступательного движения КРМ; вектор КМ $\mathbf{G} = \mathbf{K} + \mathbf{H}(\boldsymbol{\beta})$, где $\mathbf{K} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}$ – вектор КМ робота, а \mathbf{F}^d и \mathbf{M}^d – векторы внешних возмущающих сил и моментов. Векторы \mathbf{r}_t и \mathbf{v}_t (индекс t , *target*) представляют положение спутника и скорость его поступательного движения. Векторы дальности до цели $\Delta \mathbf{r} = \{\Delta r_i\}$ и рассогласования $\Delta \mathbf{v} = \{\Delta v_i\}$ между скоростями КРМ и цели вычисляются как $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r}_t - \mathbf{r}_r$ и $\Delta \mathbf{v} = \mathbf{v}_t - \mathbf{v}_r$.

При законе углового наведения КА $\Lambda^p(t)$, $\boldsymbol{\omega}^p(t)$ и $\boldsymbol{\varepsilon}^p(t) = \dot{\boldsymbol{\omega}}^p(t)$ в ИСК кватернион ошибки ориентации $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \Lambda^p \circ \Lambda$ соответствует вектору параметров Эйлера $\mathbf{E} = \{e_0, \mathbf{e}\}$ с вектором $\mathbf{e} = \{e_i\}$, матрице угловой погрешности $\mathbf{C}^e = \mathbf{C}(\mathbf{E}) = \mathbf{I}_3 - 2[\mathbf{e} \times] \mathbf{Q}_e^t$ с матрицей $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$, вектору МПР $\boldsymbol{\sigma}^e = \{\sigma_i^e\} = \mathbf{e} / (1 + e_0) = \mathbf{e}^e \operatorname{tg}(\Phi^e/4)$ и вектору угловой погрешности $\delta \boldsymbol{\phi} = \{\delta \phi_i\} = \{2e_0 e_i\}$. Вектор $\delta \boldsymbol{\omega}$ погрешности по угловой скорости вычисляется по соотношению $\delta \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} - \mathbf{C}^e \boldsymbol{\omega}^p$.

Измерение кинематических параметров пространственного движения КРМ осуществляется бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС) с коррекцией по сигналам спутников GPS/ГЛОНАСС и звездных датчиков. Если расстояние становится меньше 500 м, то эти параметры относительно движущегося геостационарного спутника определяются с помощью оптико-электронных видеокамер и лидаров.

Предполагается, что запуск КРМ с массой 6300 кг на эллиптическую ГПО с перигеем $r_\pi = 6571$ км (высота 200 км), апогеем $r_\alpha = 42164$ км (высота 35793 км) и наклоном $i = 51.6$ град выполняется с космодрома Байконур ракетой-носителем *Протон-М* с разгонным блоком *Бриз*. Применяемая стратегия запуска КРМ на ГСО и сближения КРМ с целью содержит следующие этапы:

1) перемещение КРМ на ГПО с помощью ХДУ с тягой $P^c = 200$ Н при последовательном выполнении шагов 1а) обнуления наклона ор-

биты и 1б) подъема высоты перигея до 11000 км;

2) до-выведение КРМ от ГПО с перицентром $r_\pi = 17371$ км на ГСО с радиусом $r_g = 42164$ км (высота 35786 км) в плоскости $X^1 O_\oplus Y^1$ ИСК плазменной ЭДУ с тягой $P^c = 0.58$ Н и SGK при выполнении следующих шагов: сначала 2а) устранение накопленного наклона орбиты и затем 2б) многошаговый переход КРМ на орбиту, близкую к ГСО, с точностью не хуже 300 км;

3) приближение КРМ к геостационарному спутнику сначала 3а) на дальность около 5 км и затем 3б) на расстояние 500 м при использовании как плазменной ЭДУ, так и SGK;

4) приближение КРМ к цели на расстояние 50 м с помощью ЭДУ на основе 8 термokatалитических ЭРД с тягой $P^m = 0.5$ Н и SGK на основе 4 гиродиннов с собственным КМ $h_g = 30$ Нмс.

Оценки расхода топлива (3100 кг) и продолжительности (около 7 суток) орбитальных маневров КРМ на этапе 1) были получены [3] известными методами. Затем КРМ массой 3200 кг перемещается на ГСО и приближается к цели с помощью электрической тяги. На этапах 2) и 3) мы рассматриваем проблемы до-выведения и сближения КРМ как твердого тела (1), управляемого как плазменной ЭДУ, так и SGK, с разворотами корпуса КРМ [3].

В статье исследуются такие задачи: разработка рациональной стратегии до-выведения КРМ с помощью ЭДУ, синтез законов наведения и управления КРМ при сближении с целью, а также динамический анализ системы управления движением (СУД) робота при этом сближении.

ЗАКОНЫ НАВЕДЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ

Пусть в начальный момент времени t_i в ИСК известны векторы положения и скорости поступательного движения как КРМ $\mathbf{r}_r(t_i)$, $\mathbf{v}_r(t_i)$, так и цели $\mathbf{r}_t(t_i)$, $\mathbf{v}_t(t_i)$. При введении опорной круговой орбиты в плоскости экватора Земли удобно использовать цилиндрическую систему координат (ЦСК) со стандартными координатами r, u и z [4]. Поступательное перемещение КРМ определяется соотношениями $\mathbf{r}_r = \{r C_u, r S_u, z\}$; $\mathbf{v}_r = \{\dot{r} C_u - r S_u \dot{u}, \dot{r} S_u + r C_u \dot{u}, \dot{z}\}$. Пусть w^r, w^t и w^z представляют радиальную, трансверсальную и боковую компоненты вектора управляющего ускорения КРМ, формируемого плазменной РДУ, а μ – гравитационный параметр Земли. В этом случае приближение КРМ к цели в центральном гравитационном поле на интервале времени $t \in [t_i, t_f]$ описывается уравнениями $\ddot{r} - r\dot{u}^2 + \mu/r^2 = w^r$; $r\ddot{u} + 2\dot{r}\dot{u} = w^t$; $\ddot{z} + \mu z/r^3 = w^z$ при известных краевых усло-

виях в ЦСК. Здесь с использованием аналитических соотношений [4] выполняются прогноз положения и скорости цели на интервале времени $t \in [t_i, t_f]$, а также расчет векторов $\mathbf{r}_i(t_f)$, $\mathbf{v}_i(t_f)$.

При использовании каталитической ЭДУ закон наведения КРМ в его поступательном движении определяется векторным сплайном с тремя участками постоянного управляющего ускорения, когда ускорение отсутствует на среднем участке. Этот закон наведения формирует векторы $\mathbf{r}_r^p(t)$, $\mathbf{v}_r^p(t)$ и далее позволяет вычислить разности между положениями цели и КРМ $\Delta \mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_i(t) - \mathbf{r}_r(t)$, их скоростями $\Delta \mathbf{v}(t) = \mathbf{v}_i(t) - \mathbf{v}_r(t)$, а также разности $\Delta \mathbf{r}^p(t) = \mathbf{r}_i^p(t) - \mathbf{r}_r^p(t)$ и $\Delta \mathbf{v}^p(t) = \mathbf{v}_i^p(t) - \mathbf{v}_r^p(t)$. Дискретный алгоритм управления каталитической ЭДУ использует вектор $\delta \Delta \mathbf{r}_r = \Delta \mathbf{r}_r^p - \Delta \mathbf{r}_r$ рассогласования между программной разностью $\Delta \mathbf{r}_r^p \equiv \Delta \mathbf{r}^p(t_r)$ и измеренной разностью $\Delta \mathbf{r}_r \equiv \Delta \mathbf{r}(t_r)$, при этом значения $\delta \Delta \mathbf{r}_r$ формируются с периодом T_u^e в моменты времени t_r , $r \in \mathbb{N}_0$. Здесь сначала вычисляется вектор \mathbf{I}_r^e импульса тяги каталитической ЭДУ на полуинтервале $t \in [t_r, t_{r+1})$ по формулам

$$\mathbf{g}_{r+1}^e = k_b^e \mathbf{g}_r^e - k_c^e \delta \Delta \mathbf{r}_r; \tilde{\mathbf{p}}_r = k_u^e (\mathbf{g}_r^e - k_p^e \delta \Delta \mathbf{r}_r); \quad (2)$$

$$\mathbf{I}_r^e = T_u^e m (\mathbf{C}_r^e \mathbf{w}_r^p + \tilde{\mathbf{p}}_r),$$

а затем для реализации этого вектора импульса с помощью ШИМ тяги всех восьми ЭРД вычисляются длительности τ_{pr} их включения по явным соотношениям [5].

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

$$\mathbf{g}_{k+1}^g = k_b^g \mathbf{g}_k^g + k_c^g \boldsymbol{\varepsilon}_k; \tilde{\mathbf{m}}_k = k_u^g (\mathbf{g}_k^g + k_p^g \boldsymbol{\varepsilon}_k); \quad (3)$$

$$\mathbf{M}_k^g = \boldsymbol{\omega}_k \times \mathbf{G}_k + \mathbf{J} (\mathbf{C}_k^g \boldsymbol{\varepsilon}_k^p + [\mathbf{C}_k^g \boldsymbol{\omega}_k \times] \boldsymbol{\omega}_k + \tilde{\mathbf{m}}_k),$$

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 [6,7]. В результате формируется вектор $\mathbf{u}_k^g(t) = \mathbf{u}_k^g \quad \forall t \in [t_k, t_{k+1})$ цифрового управления СГК.

ДО-ВЫВЕДЕНИЕ РОБОТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Шаг 2а) обнуления наклона орбиты i , накопленного на этапе 1б) увеличения высоты перицентра орбиты до значения 11 000 км с помощью ХДУ, выполняется за один виток орбиты стандартным способом двумя включениями ХДУ.

Следующему витку орбиты присваивается номер $n = 0$, этим витком орбиты начинается этап 2б) до-выведения КРМ с помощью плазменной ЭРУ. Схема стратегии до-выведения КРМ на ГСО представлена на рис. 2, где достигнутая ГПО с долготой восходящего узла $\Omega = 95.6$ град, аргументом перигея $\omega_\pi = 270$ град, наклоном $i = -0.08333$ град, $r_\pi = 7371$ км, $r_\alpha = r_g$ (эксцентриситетом $e = 0.416445$) отмечена синим цветом, а ГСО – красным цветом. Положение КРМ на текущей орбите определяется вектором $\mathbf{r}(t)$ с модулем $r(t) = p(1 + e \cos \nu(t))$, где p представляет фокальный параметр орбиты, и углом истинной аномалии $\nu(t)$, см. рис. 2. Положения ортов радиали \mathbf{r}^o и трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$ отмечены голубым цветом.

Виток орбиты с номером $n = 0$ выполняется на полуинтервале времени $t \in [t_{10}, t_{11})$, где $t_{10} = t_{10}^f$ и $t_{11} = t_{11}^f$, а моменты времени t_{1n}^f и t_{2n}^f определяются условиями $\nu(t_{1n}^f) = \pi/2$ и $\nu(t_{2n}^f) = 3\pi/2$, когда $r(t_{1n}^f) = r(t_{2n}^f) = p$. Далее аналитически определяются моменты времени $t_{20} = t_{20}^i, t_{30}, t_{40}$ и последующие моменты $t_{in}, i = 1 \div 4 \forall n > 0$, см. рис. 2.

Разработанная стратегия до-выведения КРМ на ГСО основана на следующих положениях:

(i) вектор тяги плазменной ЭДУ \mathbf{P}^e всегда направлен вдоль текущего орта трансверсали $\boldsymbol{\tau}^o$ в окрестности апоцентра $\boldsymbol{\alpha}$ и противоположно этому орту вблизи перицентра $\boldsymbol{\pi}$, рис. 2;

(ii) на каждом n -ом витке орбиты ЭДУ включается только при ускорении поступательного движения КРМ (зеленая дуга) либо при его торможении (красная дуга), $n \in \mathbb{N}_0$, см. рис. 2;

iii) для расчета прогнозируемого движения КРМ на n -ом витке орбиты определяются моменты времени t_{1n}, t_{2n} с использованием измеряемых параметров $(n-1)$ -го витка орбиты, а моменты времени t_{3n}, t_{4n} вычисляются аналитически [8] с обеспечении условия $r_{\alpha n} = r_g$ для апогея орбиты;

(iv) этап 2б) до-выведения заканчивается при завершения n_* -го витка орбиты, когда $(n_* + 1)$ -й виток орбиты КРМ прогнозируется с разницей его большей полуоси относительно r_g , не превышающей по модулю заданного значения.

На рис. 3 приведена траектория перелета КРМ в проекции на плоскость $X^1 O_\oplus Y^1$ ИСК от достигнутой эллиптической ГПО (синий цвет) до геостационарной орбиты (красный цвет). Здесь зеленым цветом отмечены участки витков орбиты с ускорением КРМ для увеличения перигея его орбиты, красным цветом – участки с его замедлением для сохранения значения r_g апогея орбиты, а тон-

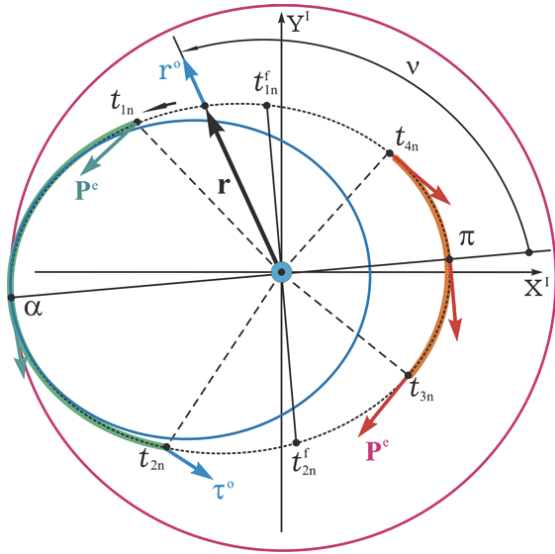


Рис. 2. Схема стратегии до-выведения робота на геостационарную орбиту

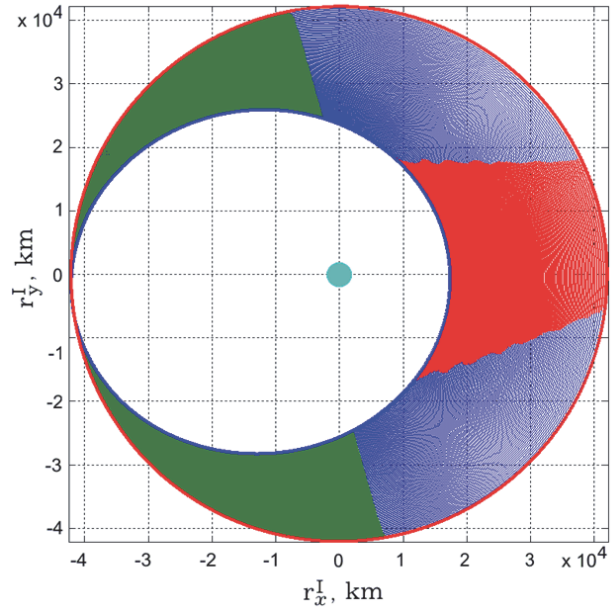


Рис. 3. Траектория до-выведения КРМ на ГСО

кими синими линиями показаны участки перемещения КРМ с выключенной плазменной ЭДУ. Изменение радиуса $r(t)$ орбиты КРМ при его до-выведении на ГСО представлено на рис. 4.

Проблемные задачи этапа 2b) до-выведения КРМ на ГСО заключаются в обеспечении электроэнергией плазменной ЭДУ за счет регулярного наведения крупногабаритных панелей СБ на Солнце при пространственных поворотных маневрах корпуса КРМ.

Космический робот необходимо вывести не просто на «идеальную» ГСО, а в окрестность

номинальной точки расположения (стояния) информационного спутника на его конкретной прогнозируемой орбите, близкой к ГСО. Поэтому на последних 6-7 витках до-выведения КРМ потребные направления векторов тяги плазменной ЭДУ и длительностей её включения формируются с учётом необходимости обеспечения как близости наклонений орбит КРМ и цели, так и пространственного положения КРМ, наиболее удобного для его последующего сближения с геостационарным спутником – вслед за целью вдоль её орбиты [9].

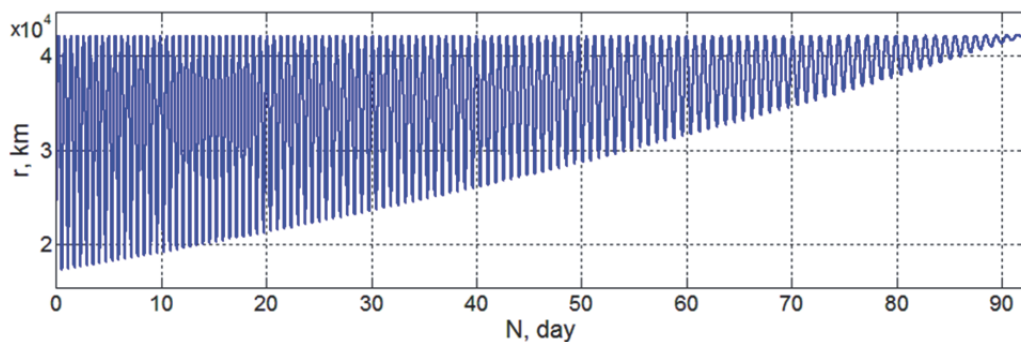


Рис. 4. Изменение радиуса орбиты КРМ в процессе его до-выведении на ГСО

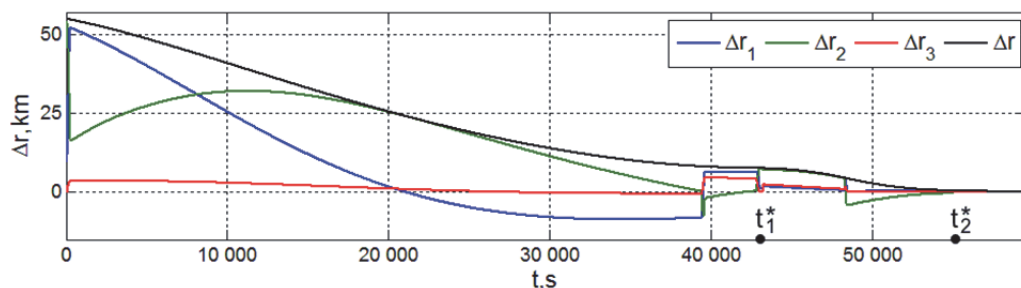


Рис. 5. Расположение цели в СКК КРМ при сближении от дальности 55 км до 50 м

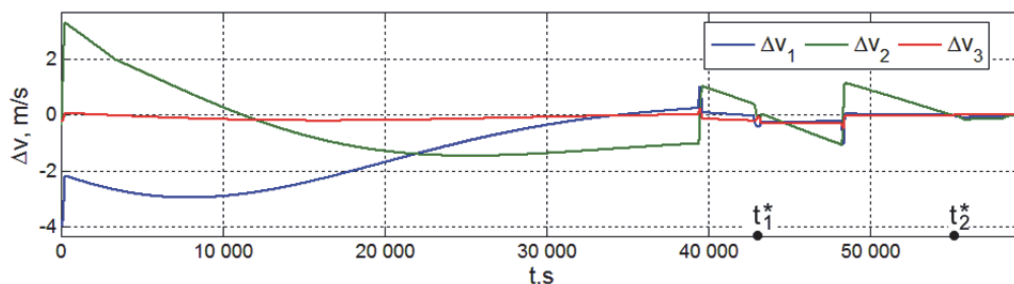


Рис. 6. Разность скоростей КРМ и цели при сближении от дальности 55 км до 50 м

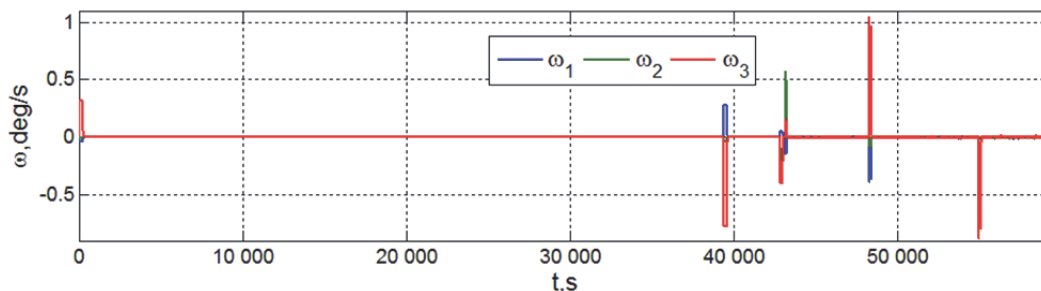


Рис. 7. Скорости разворота КРМ при сближении с целью от дальности 55 км до 50 м

Если принять, что многошаговый этап 2б) до-выведения КРМ в окрестность номинальной точки стояния цели на её прогнозируемой орбите завершается с точностью 55 км, то при указанных исходных данных получается продолжительность до-выведения 92.62 суток с числом витков орбиты $n_* = 124$ (см. рис. 4) и расходом топлива 197.32 кг.

НАВЕДЕНИЕ И УПРАВЛЕНИЕ ПРИ СБЛИЖЕНИИ РОБОТА С ЦЕЛЮ

В стратегии сближения КРМ с целью от 55 км до дальности 50 м предусмотрены такие этапы:

3) приближение КРМ к геостационарному спутнику с помощью плазменной ЭДУ малой тяги и СГК: сначала шаг 3а) от расстояния 55 км до дальности 5 км и затем шаг 3б) на расстояние 500 м;

4) сближение КРМ с целью с помощью каталитической ЭДУ и СГК от дальности 500 м до 50 м.

Синтез законов наведения и управления КРМ на шаге 3а) выполнен при минимизации затрат топлива плазменной ЭДУ с двумя включениями в процессе межорбитального перелета

длительностью 42502 с (11.806 ч) и приближенной компенсации влияния возмущений гравитационных полей Земли (второй гармоники геопотенциала), Луны и Солнца.

Синтез законов наведения и управления КРМ на шаге 3б) выполнен также при двух включениях ЭДУ при межорбитальном перелете длительностью 21635 с (6.01 ч) и малыми ошибками реализации заданных условий на правом конце траектории его поступательного движения.

Структура законов наведения и управления КРМ на этапе 4 его сближения представлена выше.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Компьютерный анализ выполнялся для модели (1) при законах наведения и управления (2), (3) в процессе сближения КРМ с целью до дальности 50 м и его подготовки к инспекции цели с параметрами орбиты $r_p = r_g$, $r_a = r_g + 1000$ м, $i = 0$, $\Omega = \Omega_g + 24.46$ угл. сек и номинальной точкой стояния $\Omega_g = 76$ град восточной долготы. При имитации сближения ро-

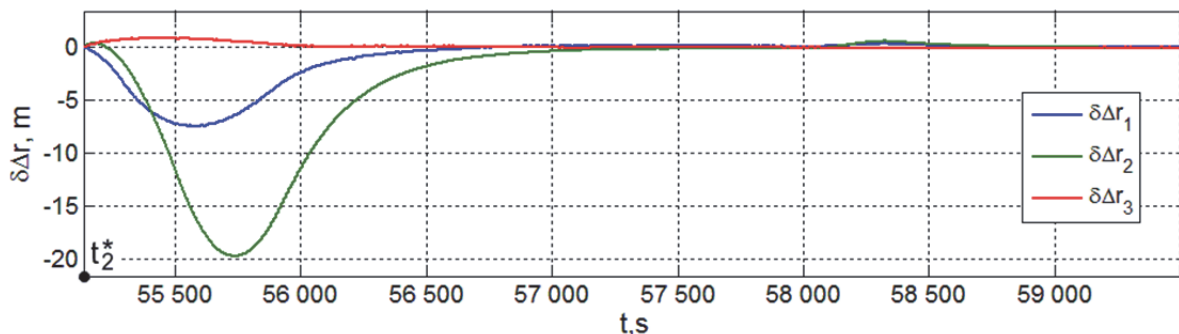


Рис. 8. Рассогласование в положении цели при сближении КРМ от дальности 500 м до 50 м

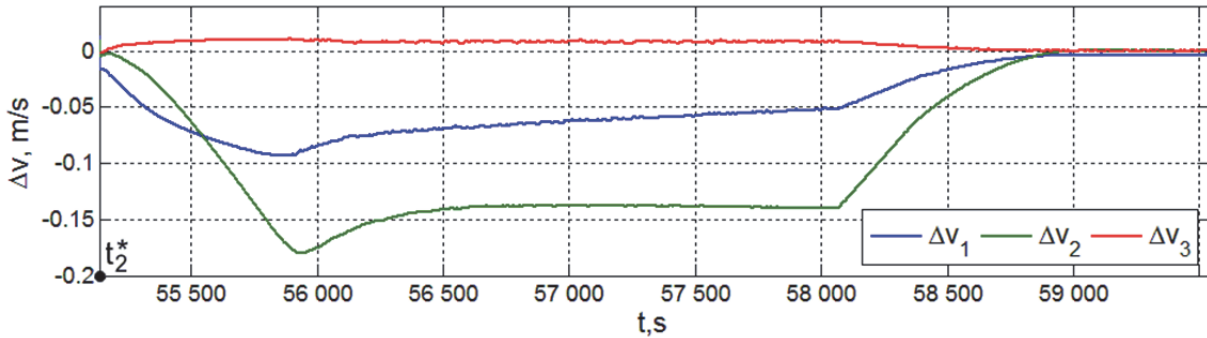


Рис. 9. Разность скоростей КРМ и цели при сближении от дальности 500 м до 50 м

бота с массой $m = 3000$ кг и тензором инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(3248, 2348, 3640)$ кгм² применялись период $T_u^c = 4$ с ШИМ тяги ЭРД в составе каталитической ЭДУ при запаздывании $T_{zu}^c = 0.25$ с, период цифрового управления $T_u = 0.5$ с ГД в составе SGK и отсчет времени от условного значения $t = t_0 = 0$, когда на борту КРМ принимается решение об его сближении с целью от дальности 55 км, более точно 54911 м.

Изменения расположения цели в ССК КРМ, разностей скоростей КРМ и цели, а также скоростей разворота КРМ при его сближении от дальности 55 км до 50 м, на полном интервале времени $t \in [0, 59540)$ с компьютерной имитации работы СУД представлены рис. 5 – 7. Здесь и далее цветом выделены изменения переменных по рысканию (синий, ось x), крену (зеленый, ось y) и тангажу (красный цвет, ось z), а модуль расстояния на рис. 5 представлен черным цветом.

В начале шага 3а) на полуинтервале времени $t \in [0, 58)$ с выполняются обработка измерений БИНС, прогноз движения цели и синтез закона

наведения робота для достижения дальности 5 км до цели. Далее следуют:

(ia) первый поворотный маневр (ПМ-1) КРМ $\forall t \in [58, 298)$ на угол 63.57 град;

(iia) разгонный импульс тяги ЭДУ $\forall t \in [298, 3382)$ с длительностью 3084 с, второй ПМ-2 $\forall t \in [39396, 39636)$ с на угол 162.79 град, тормозной импульс тяги ЭДУ $\forall t \in [39636, 42800)$ с длительностью 3164 с и, наконец,

(iia) третий ПМ-3 $\forall t \in [42800, 43040)$ с на угол 78.80 град, см. рис. 5 – 7.

Шаг 3а) завершается в момент времени $t_1^* = 43043$ с, когда начинается обработка измерений БИНС, выполняются прогноз движения цели и уточнённый синтез закона наведения робота для достижения дальности 500 м до цели.

Шаг 3б) начинается с четвертого ПМ-4 $\forall t \in [43150, 43250)$ с на угол 15.40 град. Далее следуют:

(ib) разгонный импульс тяги ЭДУ $\forall t \in [43255, 48248)$ с длительностью 4993 с,

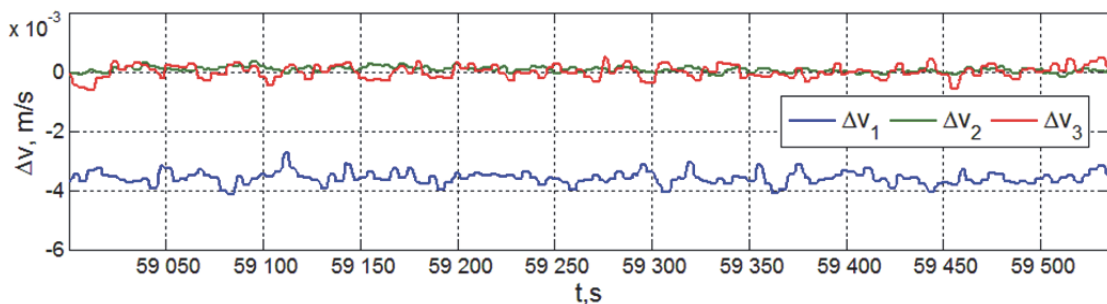


Рис. 10. Разность скоростей КРМ и цели на завершающем этапе сближения

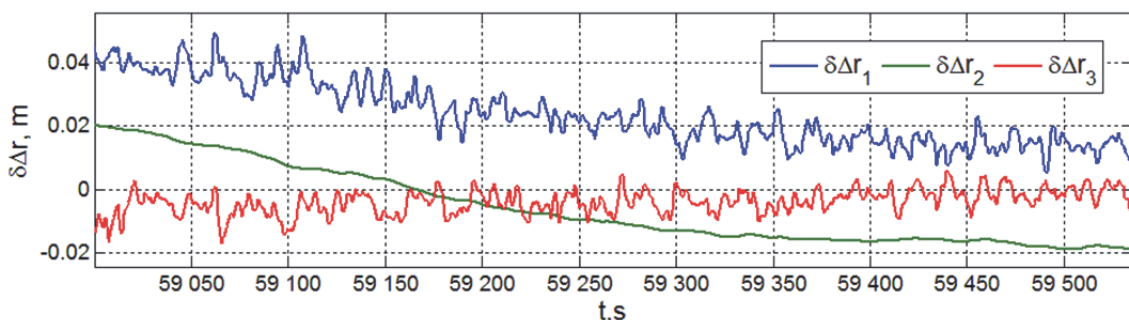


Рис. 11. Рассогласования в положении цели на завершающем этапе сближения

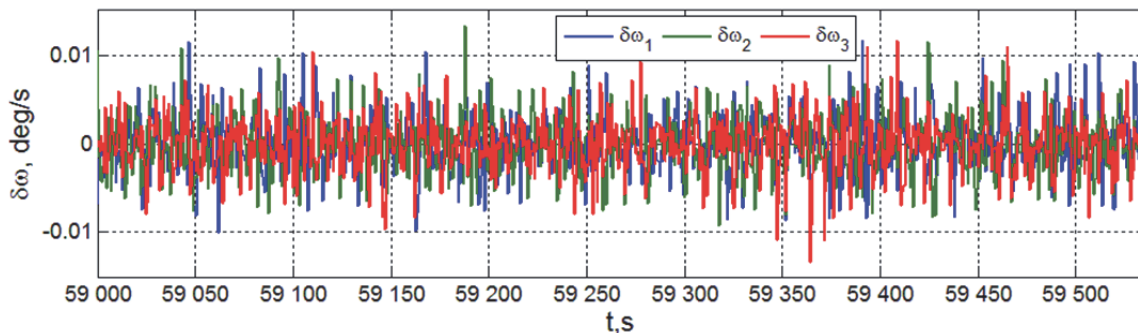


Рис. 12. Рассогласования угловых скоростей КРМ на завершающем этапе сближения

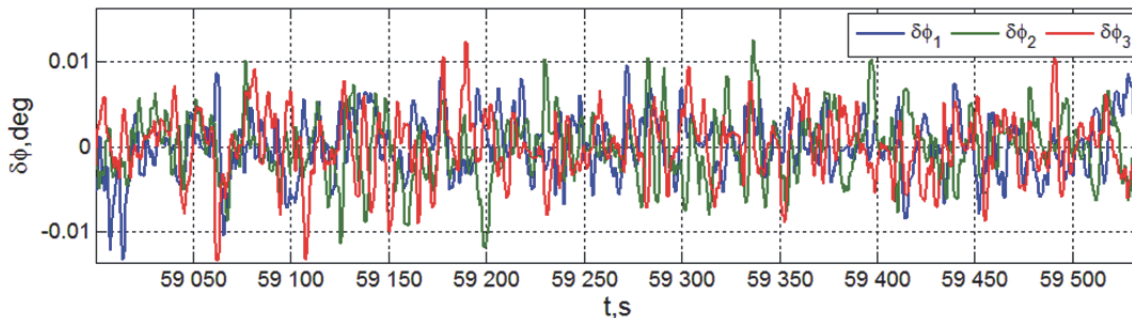


Рис. 13. Погрешности ориентации КРМ на завершающем этапе сближения

(iib) пятый ПМ-5 $\forall t \in [48248, 48448)$ с на угол 164.95 град,

(iiib) тормозной импульс тяги ЭДУ $\forall t \in [48448, 54937)$ с длительностью 64890 с и, наконец,

(ivb) шестой ПМ-6 $\forall t \in [54937, 55137)$ с на угол 129.52 град.

Шаг 3 б) завершается в момент времени $t_2^* = 55137$ с, см. рис. 5 – 7.

Этап 4 сближения КРМ с целью от расстояния 500 м до дальности 50 м имитировался на интервале времени $t \in [55137, 59540]$ с, когда координаты пространственного движения КРМ относительно геостационарного спутника определяются бортовыми электронными приборами, а исполнительными органами являются каталитическая ЭДУ с широтно-импульсным управлением и СГК с цифровым управлением. Полученные результаты приведены на рис. 8, 9 и на рис. 10 – 13.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены методы наведения, цифрового и широтно-импульсного управления пространственным движением робота при его до-выведении на геостационарную орбиту и сближении с геостационарным спутником в заданной точке стояния, 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. Testoyedov N., Rayevsky V., Somov Ye., Titov G., Yakimov Ye. Attitude and orbit control systems of Russian communication, navigation and geodesic satellites: History, present and future. IFAC-PapersOnLine. 2017, vol. 50, no. 1, pp. 6422-6427.
3. 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. 124-131.
4. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Либроком, 2011. 544 с.
5. Somov Ye., Starinova O., Butyrin S. Pulse-width control of electro-reaction engines for a station-keeping of a land-survey satellite on sun-synchronous orbit. Procedia Engineering. 2017, vol. 185, pp. 267-274.
6. Matrosov V., Somov Ye. Nonlinear problems of spacecraft fault tolerant control systems. Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, vol. 12. CRC Press / Taylor & Francis. 2004, pp. 309-331.
7. Somov Ye. Guidance, navigation and control of information satellites: Methods for modeling, synthesis and nonlinear analysis. Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2016, vol. 7, no. 2, pp. 223-248.
8. Суханов А.А. Астродинамика. М.: Изд-во ИКИ РАН, 2010. 202 с.
9. Баранов А.А. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. М.: Изд-во Спутник+, 2016. 512 с.

**ADDITIONAL LAUNCHING AND APPROACH OF A SPACE ROBOT
FOR SERVICING A GEOSTATIONARY SATELLITE**

© 2021 Ye.I. Somov^{1,2}, S.A. Butyrin^{1,2}, S.Ye. Somov^{1,2}

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

² Samara State Technical University, Samara, Russia

The problems of additional launching a space robot into a geostationary orbit and approaching a geostationary satellite for its maintenance are considered. The robot's attitude and orbit control system uses an electric propulsion unit, a propulsion system based on eight electric thermo-catalytic engines with pulse-width modulation of their thrust, and a gyro moment cluster based on four single-gimbal control moment gyroscopes (gyrodines). Numerical results are presented that demonstrate the effectiveness of the developed discrete guidance and control algorithms.

Key words: space robot, additional launching, geostationary satellite, approaching, control

DOI: 10.37313/1990-5378-2021-23-2-75-83

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