

ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ВЫВЕДЕНИЕ И СБЛИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА С ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ СПУТНИКОМ

Введение

Информационные спутники 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. 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.

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 КА, 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 до-выведения КРМ на ГСО. В статье рассматриваются две задачи: (i) работка стратегии до-выведения КРМ на ГСО с использованием ЭДУ двух типов; (ii) нелинейный анализ динамики системы управления движением (СУД) робота при сближении с целью – геостационарным спутником.

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. 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 ХДУ направлен вдоль оси $O_r y$, как и вектор тяги \mathbf{P}^e плазменной ЭДУ.

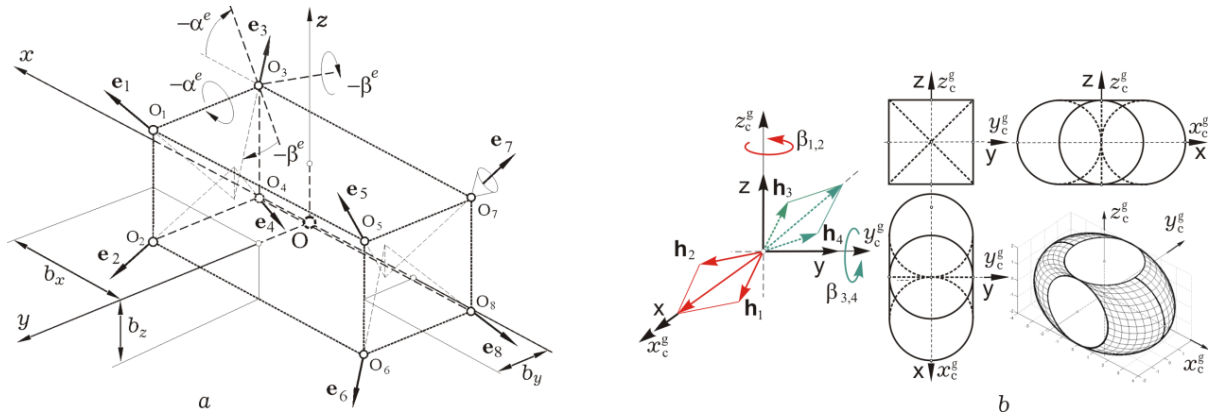


Рис. 1. Схемы ЭДУ с 8 термокаталитическими ЭРД (a) и СГК на основе 4 гироскопов (b)

В схеме ЭДУ с 8 термокаталитическими ЭРД (рис. 1a) представлены орты \mathbf{e}_p , $p = 1 \div 8$ осей сопел ЭРД. В ССК вектор тяги p -го ЭРД вычисляется как $\mathbf{p}_p(t) = -p_p(t)\mathbf{e}_p$, а векторы силы $\mathbf{P}^e = \{\mathbf{P}_i\}$ 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 $\mathbf{H}(\boldsymbol{\beta}) = \mathbf{h}_g \mathbf{h} = \mathbf{h}_g \Sigma \mathbf{h}_p(\boldsymbol{\beta}_p)$ представляет вектор кинетического момента (КМ) СГК по схеме 2-SPE на основе четырех гироскопов (ГД), рис. 1b, где $|\mathbf{h}_p| = 1$, $p = 1 \div 4$ и \mathbf{h}_g – постоянный собственный КМ каждого гироскопа. Вектор $\mathbf{M}^g = \{\mathbf{M}_i^g\}$ управляющего момента СГК представляется нелинейными соотношениями

$$\mathbf{M}_k^g(t) = -\mathbf{H}^* = -\mathbf{h}_g \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}(t)) \mathbf{u}_k^g(t); \quad \dot{\boldsymbol{\beta}}(t) = \mathbf{u}_k^g(t) \equiv \{u_{pk}^g(t)\} \forall t \in [t_k, t_{k+1})$$

с цифровым управлением $u_{pk}^g(t) = Zh[\text{sat}(\text{qntr}(u_{pk}^g, u_g^o), u_g^m), T_u]$, $\forall k \in \mathbb{N}_0$ 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.

В ИСК ориентация робота определяется кватернионом $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, где $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i\}, i = 1 \div 3$. Уравнения для вектора \mathbf{r}_r положения 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

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

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 $\mathbf{E} = (e_0, \mathbf{e}) = \tilde{\Lambda}^p \circ \Lambda$ 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 $\mathbf{Q}_e = \mathbf{I}_3 e_0 + [\mathbf{e} \times]$ 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 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 $P^e = 200$ Н при последовательном выполнении шагов 1а) обнуления наклона орбиты и 1б) подъема высоты перигея до 11000 км; 2) до-выведение КРМ от ГПО с перигеем $r_\pi = 17371$ 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 $P^e = 0.58$ Н и SGK при выполнении следующих шагов: сначала 2а) устранение наклона орбиты и затем 2б) много-шаговый переход КРМ на орбиту,

близкую к ГСО, с точностью не хуже 300 км; 3) приближение КРМ к цели сначала 3а) на дальность около 5 км и затем 3б) на расстояние 500 м при использовании как плазменной ЭДУ, так и СГК; 4) приближение КРМ к цели на расстояние 50 м с помощью ЭДУ на основе 8 термокаталитических ЭРД с тягой $P^m = 0,5$ Н и СГК на основе 4 гиродинов 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 [1] известными методами. Затем КРМ массой 3200 кг перемещается на ГСО и приближается к цели с помощью электрической тяги. На этапах 2) и 3) рассматриваются проблемы до-выведения и сближения КРМ как твердого тела (1), управляемого как плазменной ЭДУ, так и СГК. Законы наведения и управления движением робота подробно представлены в [1]. В статье исследуются задачи анализа стратегии до-выведения КРМ с помощью ЭДУ и динамики СУД робота при сближении с геостационарным спутником.

Довыведение 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}° и трансверсали $\boldsymbol{\tau}^\circ$ 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 $t_{20} = t_{20}^f, t_{30}, t_{40}$ и последующие моменты $t_{in}, i = 1 \div 4 \forall n > 0$, рис. 2.

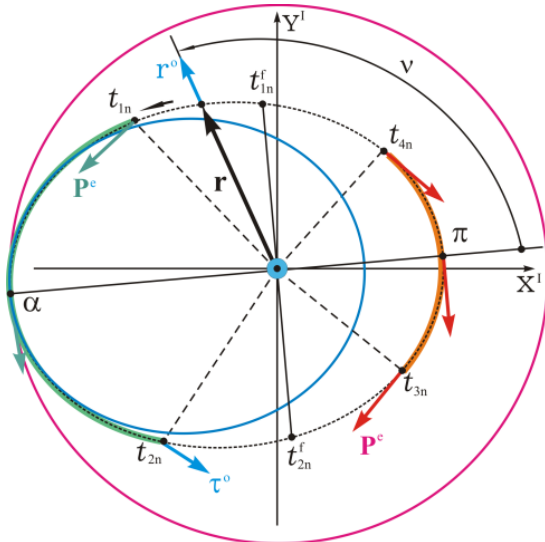


Рис. 2. Схема стратегии до-выведения робота на геостационарную орбиту

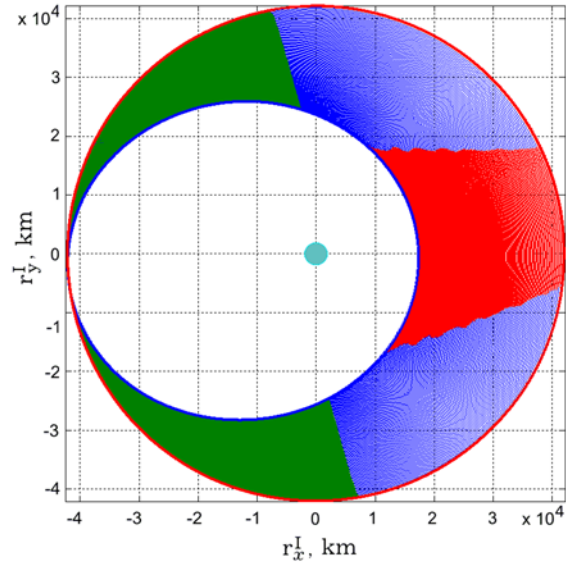


Рис. 3. Траектория до-выведения КРМ на ГСО

Разработанная стратегия до-выведения КРМ на ГСО основана на следующих положениях: (i) вектор тяги плазменной ЭДУ P^e всегда направлен вдоль текущего орта трансверсали τ^o в окрестности апоцентра α и противоположно этому орту вблизи перигея π , 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), $n \in N_0$, 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 с обеспечением условия $r_{\alpha n} = r_g$ для апогея орбиты; (iv) этап 2b) до-выведения заканчивается при завершении n_* -го витка орбиты, когда $(n_* + 1)$ -й виток орбиты КРМ прогнозируется с разницей его большой полуоси относительно r_g , не превышающей по модулю заданного значения.

На рис. 3 приведена траектория перелета КРМ в проекции на плоскость $X^I O_\oplus Y^I$ 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 тонкими 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.

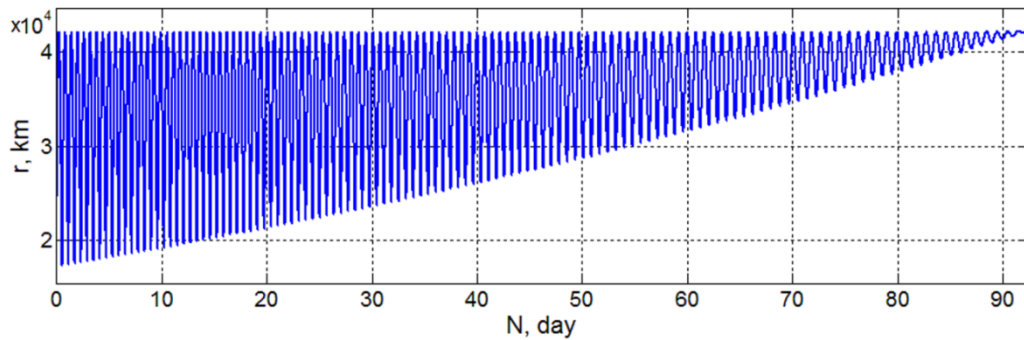


Рис. 4. Изменение радиуса орбиты КРМ в процессе его до-выведения на ГСО

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. Если принять, что многошаговый этап 2b) до-выведения КРМ в окрестность номинальной точки стояния цели на её прогнозируемой орбите завершается с точностью 55 км, то при указанных 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 целью

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 3a) от расстояния 55 км до дальности 5 км и затем шаг 3b) 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 3a) 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 таких законов на шаге 3b) выполнен также при двух включениях

ЭДУ при перелете длительностью 21635 с (6,01 ч) и малыми ошибками реализации заданных условий на правом конце траектории его поступательного движения.

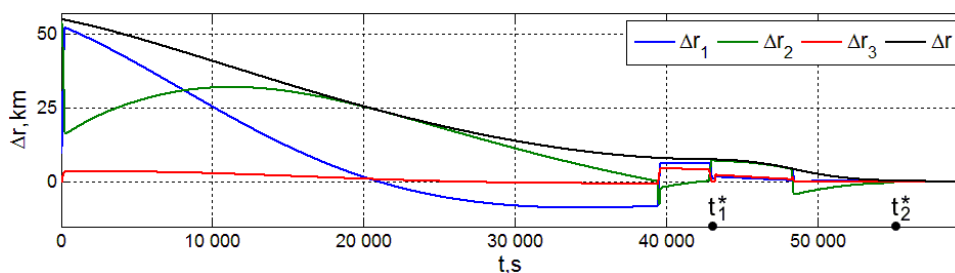


Рис. 5. Расположение цели в ССК КРМ при сближении от дальности 55 км до 50 м

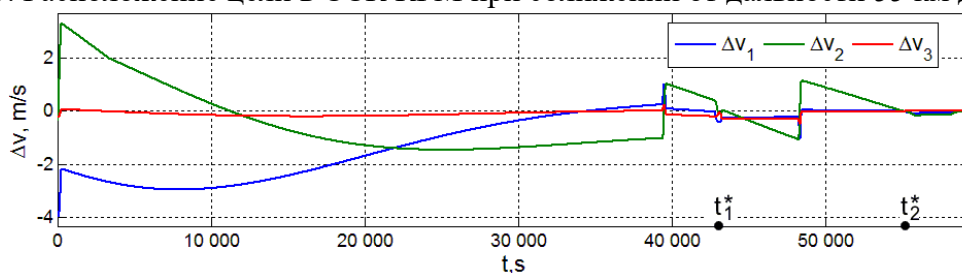


Рис. 6. Разность скоростей КРМ и цели при сближении от дальности 55 км до 50 м

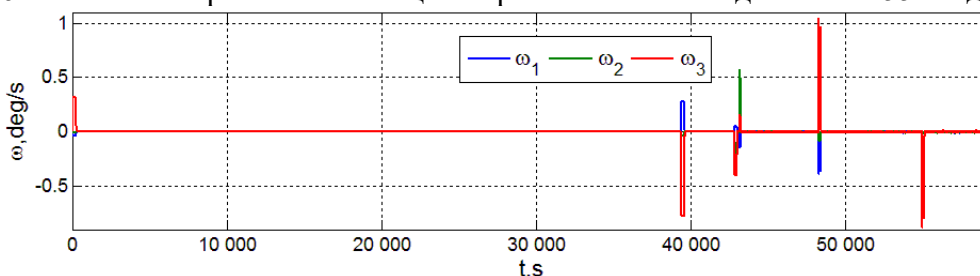


Рис. 7. Скорости разворота КРМ при сближении с целью от дальности 55 км до 50 м

Анализ динамики системы управления

Компьютерный анализ выполнялся для модели (1) 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 робота 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 [2] в составе каталитической ЭДУ при запаздывании $T_{zu}^c = 0.25$ с, период цифрового управления $T_u = 0,5$ с ГД в составе СГК 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.

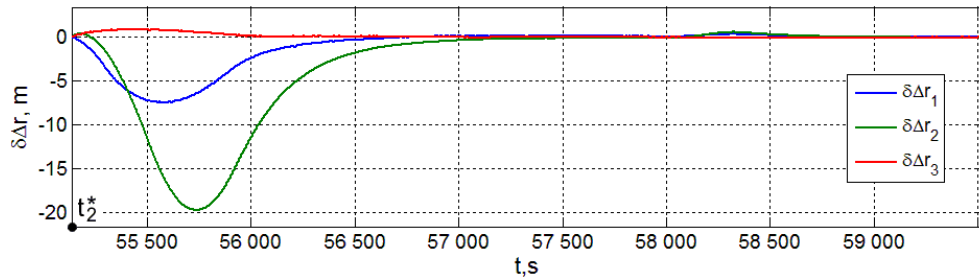


Рис.8. Рассогласование в положении цели при сближении КРМ от дальности 500 м до 50 м

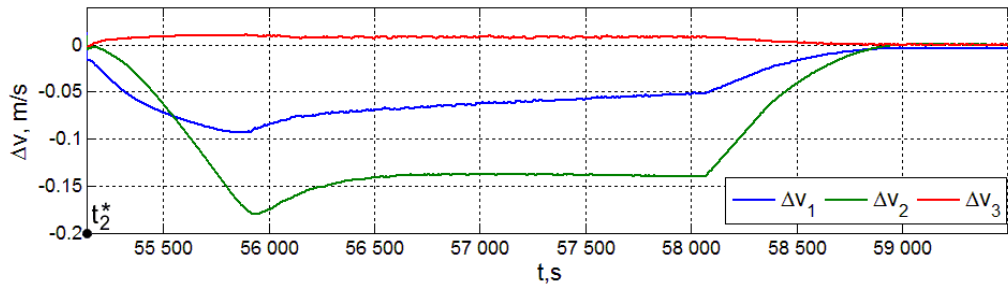


Рис. 9. Разность скоростей КРМ и цели при сближении от дальности 500 м до 50 м

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, второй ПМ-2 $\forall t \in [39396, 39636)$ с на угол 162,79 град, тормозной импульс тяги ЭДУ $\forall t \in [39636, 42800)$ с, и наконец
- (iiia) третий ПМ-3 $\forall t \in [42800, 43040)$ с на угол 78,80 град, 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,
- (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,

(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, рис. 5-7.

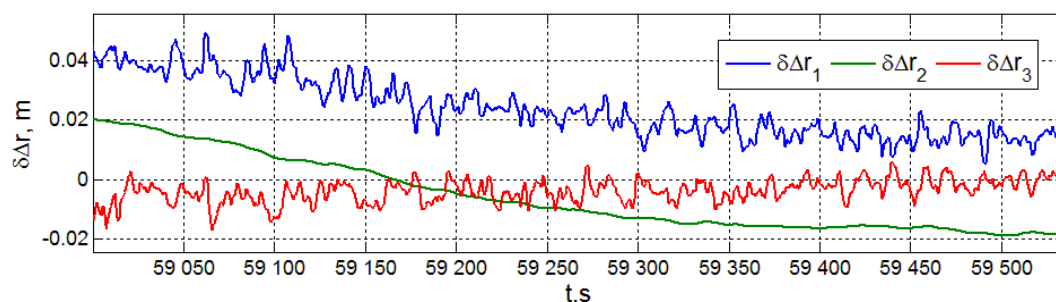


Рис. 10. Рассогласования в положении цели на завершающем этапе сближения

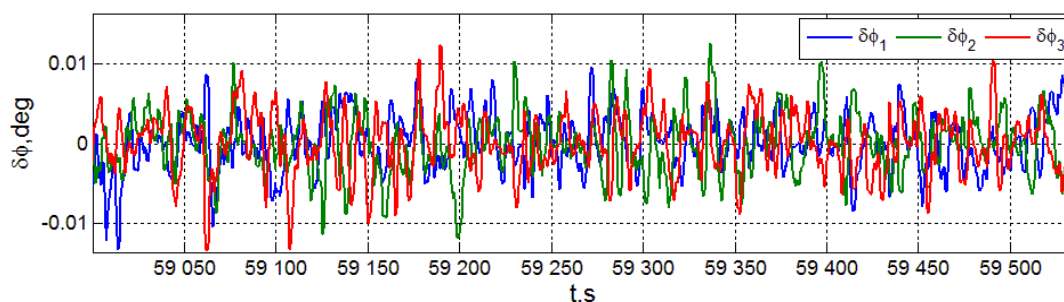


Рис. 11. Погрешности ориентации КРМ на завершающем этапе сближения

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, 11.

Заключение

Кратко представлены разработанная стратегия 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.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 20-08-00779.

Библиографический список

1. 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.
2. 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.