

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.783

DOI:10.34759/vst-2020-4-192-205

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СЕРВИСНОГО МОДУЛЯ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ

Фёдоров А.В. *, Хоанг В.Т. **

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

** e-mail: alexanderf@mail.ru*

*** e-mail: natuvtan@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 27.07.2020

Приведено описание программного комплекса проектирования и анализа алгоритмов управления движением центра масс модуля системы обслуживания геостационарных спутников связи. Комплекс позволяет моделировать алгоритмы, разрабатываемые в рамках детерминированного и стохастического подходов. В статье представлены рабочие алгоритмы и результаты моделирования движения сервисного модуля на этапах его приведения в рабочую позицию целевого модуля и удержания его в границах рабочей позиции целевого модуля.

Ключевые слова: обслуживание на орбите, автоматический космический аппарат, моделирование, алгоритм управления, сервисный модуль, программный комплекс.

Введение

В настоящее время всё большее внимание уделяют идее обслуживания геостационарных спутников автоматическими космическими аппаратами (КА). В последнее двадцатилетие задачей обслуживания на орбите занимаются аэрокосмические организации в России и в мире, опубликовано большое количество исследований, результатов испытаний и программ [1–7]. С помощью обслуживания можно выполнить инспекцию, перемещение, дозаправку, ремонт или дооснащение

космического аппарата. Кроме того, космический мусор – серьёзная проблема в области низких околоземных орбит и спутников на геостационарной орбите (ГСО), поэтому их необходимо удалять с орбиты для обеспечения безопасности функционирования КА. В России задачи увода космического мусора рассматриваются Ю.Н. Разумным, А.А. Барановым и другими авторами, например в работах [8–13].

Реализация идеи обслуживания на орбите требует создания высокоточных и устойчивых алго-

ритмов автономной навигации и управления движением обслуживающих КА. При создании таких алгоритмов для обеспечения точности необходимо учитывать детерминированные и случайные возмущения, вызываемые естественными факторами, ошибками работы элементов системы управления, а также ошибки навигации. Для отработки и оценки эффективности и стабильности алгоритмов разработан программно-математический комплекс, который позволяет проводить моделирование движения КА как в детерминированной, так и в стохастической постановке. В данной статье приведено краткое описание разработанных алгоритмов управления движением центра масс сервисного модуля (СМ) системы обслуживания геостационарных спутников связи и описание программно-математического комплекса (ПМК) в части отработки этих алгоритмов.

Структура ПМК

Для выполнения основной задачи ПМК должен обеспечивать возможность быстрой модификации структуры проектируемого алгоритма, удобный, интуитивно понятный пользовательский интерфейс. Для выполнения вышеуказанных требований ПМК проектируется и реализуется с использованием объектно-ориентированного программирования как самого ПМК, так и алгоритмов управления.

Анализ литературы [14, 15] показывает, что задачу обслуживания КА на орбите можно разделить на пять подзадач: 1 – перевод СМ с орбиты базирования в окрестность рабочей позиции целевого модуля (ЦМ); 2 – инспекция, в течение которой необходимо удерживать СМ относительно ЦМ; 3 – стыковка; 4 – движение в состыкованном состоянии; 5 – расстыковка и увод СМ на орбиту базирования.

Приведенный перечень сводится к двум базовым задачам. Первая из них заключается в приведении вектора состояния СМ в заданную область пространства. Вторая задача – выполнение маневров в этой области в течение заданного времени. В работах [16–19] показано, что наиболее конструктивные с прикладной точки зрения решения задач управления могут быть получены в стохастической постановке с использованием линейно-квадратичного синтеза управления и априорной статистики относительно влияния внешней среды, ошибок аппаратных средств и ошибок навигации.

Для оценки качества процесса используются два показателя: характеристическая скорость ΔV_{Σ}

и длительность процесса t_{Σ} . На наш взгляд, программное обеспечение задач управления движением центра масс СМ в автономном режиме должно предоставлять возможности:

- автоматической генерации циклограммы коррекции в стохастической постановке с вычислением статистических оценок используемых показателей;

- применения математических моделей, учитывающих характерные для ГСО возмущения;

- поиска управления как при фиксированной, так и при свободной ориентации вектора тяги в связанной орбитальной системе координат;

- достижения «прозрачности» (понятности) генерируемых решений для оператора.

Для выполнения этих требований при создании ПМК необходимо:

- разработать математические модели систем СМ и ЦМ, внешней среды с использованием объектно-ориентированного языка программирования;

- организовать взаимодействие моделей;

- обеспечить оператору возможность управления процессом моделирования;

- обеспечить сохранение и отображение результатов моделирования в графическом и табличном виде.

При создании ПМК была принята модель объекта моделирования, которая обсуждалась в [20]. Ее структура показана на рис. 1. Она применяется для разработки рабочих моделей СМ и ЦМ. В общем случае оба объекта могут совершать маневры с использованием двигателей малой тяги. В отдельных случаях ЦМ может быть не кооперируемым, т.е. совершать собственные маневры.

На основе принятой модели объекта управления определим структуру и состав ПМК, как показано на рис. 2. Блоки моделирования функционирования бортовых систем СМ, ЦМ и воздействия внешней среды в ПМК создаются независимо от его ядра. Они моделируют проектируемые алгоритмы работы систем СМ и ЦМ и используют модели внешних воздействий различной точности. К ядру можно подключить любую имеющуюся в библиотеке модель той или иной бортовой системы КА возмущений в зависимости от требуемой точности расчёта. Модули интерфейса пользователя и модули визуализации предназначены для взаимодействия с оператором, установки параметров моделирования и отображения результатов моделирования. Такая архитектура ПМК позволяет исследовать различные вариан-



Рис. 1. Модель объекта моделирования

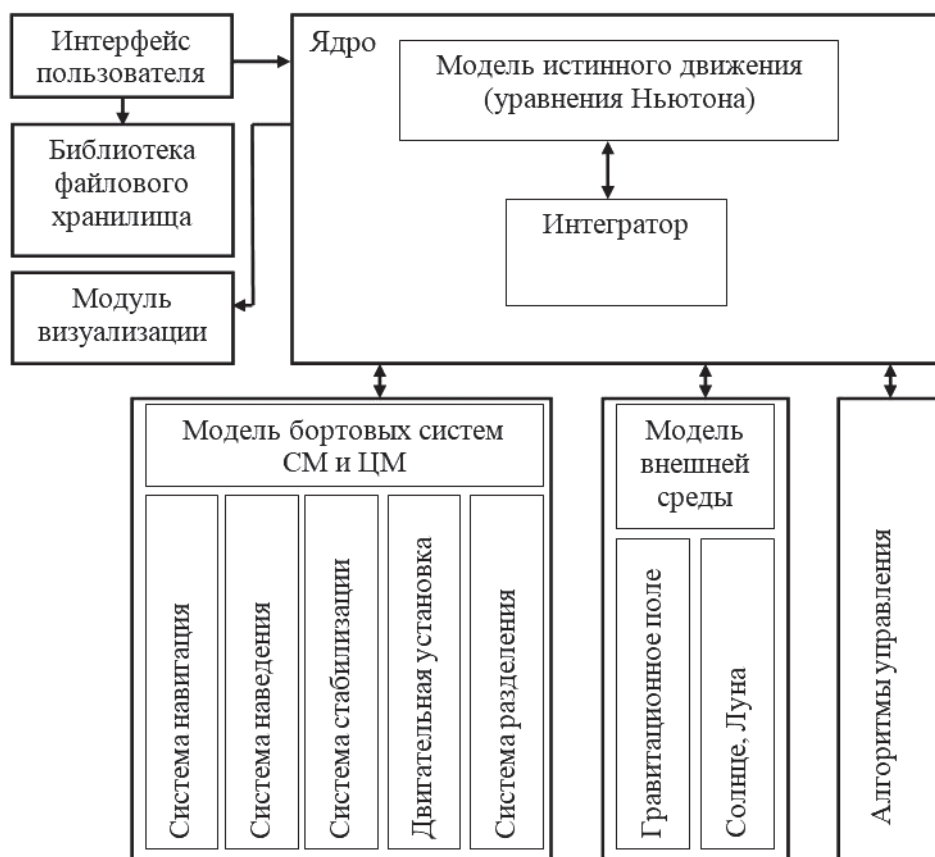


Рис. 2. Структурная схема ПМК

ты построения блока управления. В текущей версии реализуются алгоритмы перевода СМ в окрестность рабочей позиции ЦМ и удержания СМ относительно ЦМ для инспекции.

Модели и алгоритмы

Блок моделей бортовых систем КА и внешней среды содержит [21] модель дискретно-событийного функционирования подсистем; модели учета нецентральной гравитационного поля Земли; модели влияния гравитационных полей Луны и Солнца; модели влияния давления солнечного света; модели функционирования двигательной установки.

Рассматриваемая здесь версия ПМК поддерживает две задачи из пяти, упомянутых выше: приведение СМ в рабочую позицию ЦМ с орбиты базирования и инспекция, в течение которой необходимо удерживать СМ относительно ЦМ в границах рабочей позиции. Для синтеза программ управления движением СМ в применяются детерминированный и стохастический подходы. Для управления движением центра масс СМ используются двигатели малой тяги, которые работают в старт-стопном режиме, создавая на активном участке постоянное по модулю ускорение.

Считается, что необходимая для управления информация получается от бортовой автономной навигационной системы СМ, общие принципы построения которой рассмотрены в работах [22, 23]. Таким образом, имеется возможность решения задачи синтеза управления движением центра масс КА по полным данным [23].

Приведение СМ в окрестность ЦМ

При решении задачи приведения СМ в окрестность ЦМ используется линеаризованная модель движения СМ в окрестности круговой орбиты заданного радиуса. Это позволяет рассматривать управление наклоном орбиты и, независимо от коррекций долготы, периодом и эксцентриситетом в плоскости орбиты [24]. При этом используется модель управляемого движения, разработанная в [24]. В ней явно учитывается возмущение от нецентральной гравитационного поля Земли, влияние гравитационных полей Луны и Солнца, а также ошибки направления и величины тяги корректирующего двигателя.

Модель управляемого движения в плоскости орбиты принимает вид [24]

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{B}_k u_k (1 + \mu_k) + \mathbf{S}_k + \zeta_k, k = \overline{1, N}. \quad (1)$$

Здесь индекс k соответствует моменту включения двигателя коррекции; $\mathbf{x}_k = (y_k \ v_k \ e_{xk} \ e_{yk})^T$ (где y_k — отклонение средней гринвичской долготы от долготы орбитальной позиции ЦМ; v_k — скорость дрейфа; e_{xk}, e_{yk} — компоненты вектора эксцентриситета); N — количество коррекций; u_k — управление, характеризующее приращение характеристической скорости вдоль орбиты в результате коррекции; μ_k — ошибка исполнения коррекции; \mathbf{S}_k — вектор систематических (неслучайных) возмущений от нецентральной гравитационного поля Земли и др.; ζ_k — вектор аддитивного случайного возмущения, $\zeta_k = \mathbf{B}_k \boldsymbol{\eta}_k + \xi_k$ (где $\boldsymbol{\eta}_k$ — аддитивная ошибка исполнения коррекции; ξ_k — случайный вектор, возмущающий прогноз вектора состояния \mathbf{x}_{k+1});

$$\mathbf{A}_k = \begin{pmatrix} 1 & \frac{\theta_k}{2\pi} & -\frac{2(1 - \cos \theta_k)}{r_0} & \frac{2 \sin \theta_k}{r_0} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos \theta_k & \sin \theta_k \\ 0 & 0 & -\sin \theta_k & \cos \theta_k \end{pmatrix}; \quad (2)$$

$$\mathbf{B}_k = \begin{pmatrix} \frac{1}{V_0} \left[\frac{4(1 - \cos \omega_0 \tau_k)}{\omega_0} - \frac{3\omega_0 \tau_k^2}{2} \right] & -\frac{2(\omega_0 \tau_k - \sin \omega_0 \tau_k)}{V_0 \omega_0} \\ -\frac{6\pi \tau_k}{V_0} & 0 \\ \frac{2(1 - \cos \omega_0 \tau_k)}{\omega_0^2} & \frac{\sin \omega_0 \tau_k}{\omega_0^2} \\ \frac{2 \sin \omega_0 \tau_k}{\omega_0^2} & -\frac{1 - \cos \omega_0 \tau_k}{\omega_0^2} \end{pmatrix}.$$

Статистические характеристики гауссовских случайных факторов известны:

$$\mathbf{M}[\mu_k^2] = \sigma_{\mu k}^2; \quad \mathbf{M}[\boldsymbol{\eta}_k \boldsymbol{\eta}_k^T] = \mathbf{H}_k;$$

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{M}[\zeta_k \zeta_k^T] = \mathbf{B}_k \mathbf{H}_k \mathbf{B}_k^T + \mathbf{N}_k.$$

В начальный момент времени ($k = 1$) элементы вектора \mathbf{x}_i заданы.

Считается, что процесс приведения СМ в позицию ЦМ закончен, если элементы вектора \mathbf{x}_{N+1} удовлетворяют терминальным требованиям

$$|\Delta y_{N+1}| \leq \Delta y_m, \quad |v_{N+1}| \leq v_m, \quad \sqrt{\frac{e_{x,N+1}^2 + e_{y,N+1}^2}{r_o^2}} \leq e_m.$$

В рамках линейно-квадратичного синтеза управления движением дискретной системы (1) оценки характеристической скорости и терминальной точности заменим квадратичными формами. В общем случае квадратичные оценки характеристической скорости и терминальной точности имеют вид $J_0 = \sum_{k=1}^N u_k^T \mathbf{W} u_k$ и $J_1 = \mathbf{x}_{N+1}^T \mathbf{K} \mathbf{x}_{N+1}$

соответственно. Для учета ограничений на траекторию относительного движения СМ и ЦМ введем в рассмотрение квадратичную функцию

$J_2 = \sum_{k=1}^N \mathbf{x}_k^T \mathbf{Q}_k \mathbf{x}_k$. Матрицы \mathbf{W}_k , \mathbf{K} , и \mathbf{Q}_k – положительно-определенные симметричные. Отметим, что в нашем случае управление u_k – скаляр, который можно трактовать как вектор размерности 1, поэтому использование квадратичной формы правомерно. Однако при этом матрица \mathbf{W} вырождается в скалярный коэффициент w . Для решения задачи синтеза управления в линейно-квадратичной постановке вводится обобщенный критерий

соответственно. Для учета ограничений на траекторию относительного движения СМ и ЦМ введем в рассмотрение квадратичную функцию

соответственно. Для учета ограничений на траекторию относительного движения СМ и ЦМ введем в рассмотрение квадратичную функцию

$$J = M \left[\sum_{k=1}^N (\mathbf{x}_k^T \mathbf{Q}_k \mathbf{x}_k + u_k^T \mathbf{W}_k u_k) + \mathbf{x}_{N+1}^T \lambda \mathbf{x}_{N+1} \right].$$

Требуется найти обобщенный вектор управления системой (1) $\mathbf{U} = (u \mid t \mid N)$, $u = \{u_k, k = \overline{1, N}\}$, $t = \{t_k, k = \overline{1, N}\}$, который обеспечит ее перевод из начального состояния в конечное с требуемой точностью при минимальном значении обобщенного критерия оптимальности. Для решения задачи оптимального управления применяется комбинированный метод оптимизации [25]. При этом искомый вектор управления разбивается на две составляющие – программную и синтезируемую. Программой составляющей является последовательность t и число коррекций N . Для поиска

программой составляющей применяются необходимые условия оптимальности и численные методы. Синтезируемой составляющей является последовательность u . Применение достаточных условий оптимальности для линейных дискретных стохастических систем с квадратичным критерием качества приводит к линейному закону управления в следующем виде [25]:

$$u_k(\mathbf{x}_k) = -\mathbf{L}_k \mathbf{x}_k - d_k,$$

где коэффициенты обратной связи \mathbf{L}_k и компенсационные составляющие d_k определяются следующими рекуррентными соотношениями:

$$\mathbf{L}_k = \Gamma_k^{-1} \mathbf{B}_k^T \lambda_{k+1} \mathbf{A}_k; \quad d_k = \Gamma_k^{-1} \mathbf{B}_k^T (\lambda_{k+1} \mathbf{S}_k + \mathbf{G}_{k+1});$$

$$\Gamma_k = \mathbf{W}_k + \mathbf{B}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{B}_k (1 + \sigma_{\mu k}^2);$$

$$\lambda_k = \mathbf{Q}_k + \mathbf{A}_k^T \lambda_{k+1} \mathbf{A}_k + \mathbf{L}_k^T \Gamma_k \mathbf{L}_k - \mathbf{A}_k^T \lambda_{k+1} \mathbf{B}_k \mathbf{L}_k - \mathbf{L}_k^T \mathbf{B}_k^T \lambda_{k+1} \mathbf{A}_k; \tag{3}$$

$$\mathbf{G}_k = \mathbf{A}_k^T (\mathbf{G}_{k+1} + \lambda_{k+1} \mathbf{S}_k) - \mathbf{L}_k^T \Gamma_k d_k;$$

$$\lambda_{N+1} = \lambda, \quad \mathbf{G}_{N+1} = 0.$$

Из (2) видно, что матрица \mathbf{B} явно зависит от длительности активных участков, тогда коэффициенты обратной связи можно рассчитать по рекуррентным соотношениям (3) только в том случае, если длительности активных участков заданы. Поэтому при синтезе субоптимального управления необходимо применить метод последовательных приближений [25]. В ряде публикаций, например [26, 27], отмечали плохую сходимость метода последовательных приближений. Следует ожидать, что его сходимость напрямую связана с удачностью начального приближения, поэтому для обеспечения сходимости и стабильности метода требуется задавать хорошее начальное приближение [28–30]. В ПМК начальное приближение при поиске синтезируемой составляющей генерируется с помощью алгоритма, разработанного в [31].

Удержание СМ относительно ЦМ

В работе [24] показано что из векторно-матричной модели (1) можно выделить уравнения эволюции среднего углового рассогласования, скорости дрейфа и эксцентриситета, которые имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 y_{k+1} &= y_k + [v_k + u_k(1 + \mu_k)]\Delta t_k + b_s \Delta t^2 + b_r \Delta t + \xi_{y_k}; \\
 v_{k+1} &= v_k + u_k(1 + \mu_k) + 2b_s \Delta t_k + \xi_{v_k}; \\
 e_{k+1} &= \sqrt{e_k^2 + d_k^2 + 2e_k d_k \cos\left(\theta_k - \frac{n_0 \tau_k}{2} + \eta_k - \varphi_k\right)},
 \end{aligned} \tag{4}$$

где

$$k = \overline{1, N}; d_k = \frac{2\sqrt{g_{Rk}^2 + g_{Tk}^2}}{V_0} \sin \frac{n_0 \tau_k}{2}; \tan \varphi_k = \frac{g_{Rk}}{2g_{Tk}};$$

g_R, g_T — проекции ускорения на орбитальные оси; τ_k — длительность k -го активного участка; индекс k соответствует моменту включения двигателя коррекции; u_k — управление; μ_k — мультипликативная ошибка реализации корректирующего воздействия u_k ; N — количество коррекций; ξ_{y_k}, ξ_{v_k} — случайные аддитивные возмущения; b_r, b_s характеризуют неслучайные гравитационные возмущения.

Модель движения СМ относительно ЦМ получается вычитанием уравнений в (4) для СМ и ЦМ. Пренебрегая расстоянием между СМ и ЦМ после этапа приведения, в результате получаем модель относительного движения в следующем виде:

$$\begin{aligned}
 y_{k+1} &= y_k + [v_k + u_k(1 + \mu_k)]\Delta t_k + \xi_{y_k}; \\
 v_{k+1} &= v_k + u_k(1 + \mu_k) + \xi_{v_k}, \\
 k &= \overline{1, N},
 \end{aligned} \tag{5}$$

или в векторно-матричной записи:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{B}_k (1 + \mu_k) u_k + \xi_k, \tag{6}$$

где

$$\begin{aligned}
 \mathbf{x}_k &= (y_k, v_k)^T; \xi_k = (\xi_{y_k}, \xi_{v_k})^T; \\
 \mathbf{A}_k &= \begin{pmatrix} 1 & \Delta t_k \\ 0 & 1 \end{pmatrix}; \mathbf{B}_k = \begin{pmatrix} \Delta t_k \\ 1 \end{pmatrix}.
 \end{aligned} \tag{7}$$

Аналогично задаче приведения, здесь для оценки качества процесса удержания используется обобщенный критерий:

$$J = M \left[\sum_{k=1}^N (\mathbf{x}_k^T \mathbf{Q}_k \mathbf{x}_k + u_k^T \mathbf{W}_k u_k) + \mathbf{x}_{N+1}^T \lambda \mathbf{x}_{N+1} \right].$$

При решении задачи оптимального управления также применяется комбинированный метод оптимизации. Отличие только в том, что в уравнении (6) отсутствует вектор систематических возмущений. Поэтому в законе управления теперь нет компенсационной составляющей, т.е.

$$u_k(\mathbf{x}_k) = -\mathbf{L}_k \mathbf{x}_k. \tag{8}$$

Рекуррентные соотношения для вычисления коэффициентов обратной связи \mathbf{L}_k имеют такую же форму, как в (3). Нужно отметить, что в рекуррентных соотношениях теперь используются векторы и матрицы из (7).

В случае инспекции техническое состояние ЦМ заранее не известно, поэтому длительность процесса инспекции и число коррекций не определены. В данной ситуации воспользуемся понятием установившегося режима. Это допущение позволяет вычислять коэффициенты обратной связи закона управления по рекуррентным соотношениям (3), полагая формально $N = 1$, и пересчитывать их перед проведением каждой коррекции. Чтобы вычислить управление, подставим матрицы \mathbf{A}_k и \mathbf{B}_k из (7) в (3) и (8), положим $N = 1$. Для простоты индекс k в уравнениях опускаем. Пусть симметричная матрица λ имеет вид

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} \\ \lambda_{12} & \lambda_{22} \end{bmatrix},$$

т.е. не является диагональной. Обозначим

$$\chi_1 = \frac{\lambda_{22}}{\lambda_{11}}, \chi_2 = \frac{\lambda_{12}}{\lambda_{11}}.$$

Опуская промежуточные выкладки, получаем управление в виде

$$\begin{aligned}
 u &= \frac{\Delta t + \chi_2}{\frac{w}{\lambda_{11}} + (\Delta t^2 + 2\chi_2 \Delta t + \chi_1)(1 + \delta_\mu^2)} y + \\
 &+ \frac{\Delta t^2 + 2\chi_2 \Delta t + \chi_1}{\frac{w}{\lambda_{11}} + (\Delta t^2 + 2\chi_2 \Delta t + \chi_1)(1 + \delta_\mu^2)} v.
 \end{aligned} \tag{9}$$

Длительности пассивных участков рассчитываются по условиям ликвидации разности эксцентриситетов орбит СМ и ЦМ. Для этого из линеаризованной модели плоского движения КА [24] выделим уравнение углового пассивного движения КА при $g_{Rk} = g_{Tk} = 0$ в следующем виде:

$$\Delta u_{k+1} = \Delta u_k + \frac{t}{T_0} v_k + 4e_k \sin \frac{\theta_k}{2} \cos \left(\eta_k + \frac{\theta_k}{2} \right). \quad (10)$$

Раскрыв с помощью (10) соотношение

$$\delta u_{k+1} = \Delta u_{S_{k+1}} - \Delta u_{T_{k+1}},$$

где индекс *S* соответствует СМ, а *T* — ЦМ, можно найти уравнение эволюции углового расстояния между СМ и ЦМ:

$$\delta u_{k+1} = \delta u_k + \frac{t_k}{T_0} \delta v_k + 4 \sin \frac{\theta_k}{2} \left[e_{S_k} \cos \left(\eta_{S_k} + \frac{\theta_k}{2} \right) - e_{T_k} \cos \left(\eta_{T_k} + \frac{\theta_k}{2} \right) \right],$$

где $\delta v_k = v_{S_k} - v_{T_k}$ — относительная скорость дрейфа.

Преобразуя выражение в квадратных скобках, получим

$$\delta u_{k+1} = \delta u_k + \frac{t_k}{T_0} \delta v_k + 4\delta e_k \sin \frac{\theta_k}{2} \cos \left(\psi_k + \frac{\theta_k}{2} \right),$$

где δe_k — разность эксцентриситетов орбит СМ и ЦМ,

$$\delta e_k = \sqrt{e_{S_k}^2 + e_{T_k}^2 - 2e_{S_k}e_{T_k} \cos(\eta_{S_k} - \eta_{T_k})};$$

$$\operatorname{tg} \psi_k = \frac{e_{S_k} \sin \eta_{S_k} - e_{T_k} \sin \eta_{T_k}}{e_{S_k} \cos \eta_{S_k} - e_{T_k} \cos \eta_{T_k}}. \quad (11)$$

Можно показать, что для эффективного устранения разности эксцентриситетов следует выбирать длительность пассивных участков между коррекциями равной

$$\Delta t_k = T_0 \left\{ n_k + 0.25 \left[1 - \operatorname{sign}(u_k \alpha_k) \right] \right\} - \frac{\Psi_k}{\omega} - \frac{\tau_k}{2}, \quad (12)$$

где n_k — целое положительное число.

Таким образом, при удержании СМ относительно ЦМ, длительность пассивных участков рассчитываем по формуле (12) при оптимальном управлении (9).

Тестирование ПМК

На основе принятых моделей и структуры был разработан ПМК, пользовательский интерфейс которого показан на рис. 3.

С помощью пользовательского интерфейса пользователь может задавать все необходимые параметры моделирования, проводить моделирование и сохранять полученные результаты в файлах.

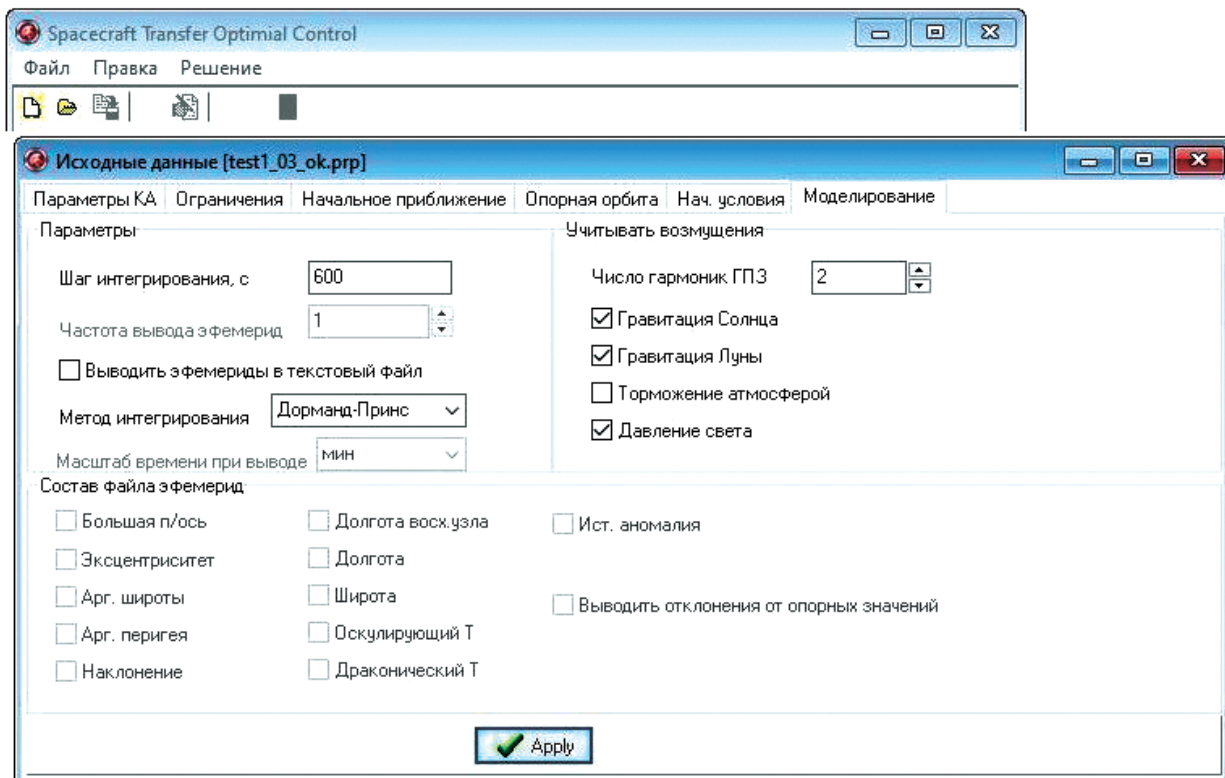


Рис. 3. Пользовательский интерфейс ПМК

Модуль визуализации отображает результаты моделирования в виде графиков и таблиц, как показан на рис. 4.

восходящего узла 0° . На рис. 5 и 6 представлены фазовый портрет процесса перевода и график сходимости алгоритма синтеза при моделирова-

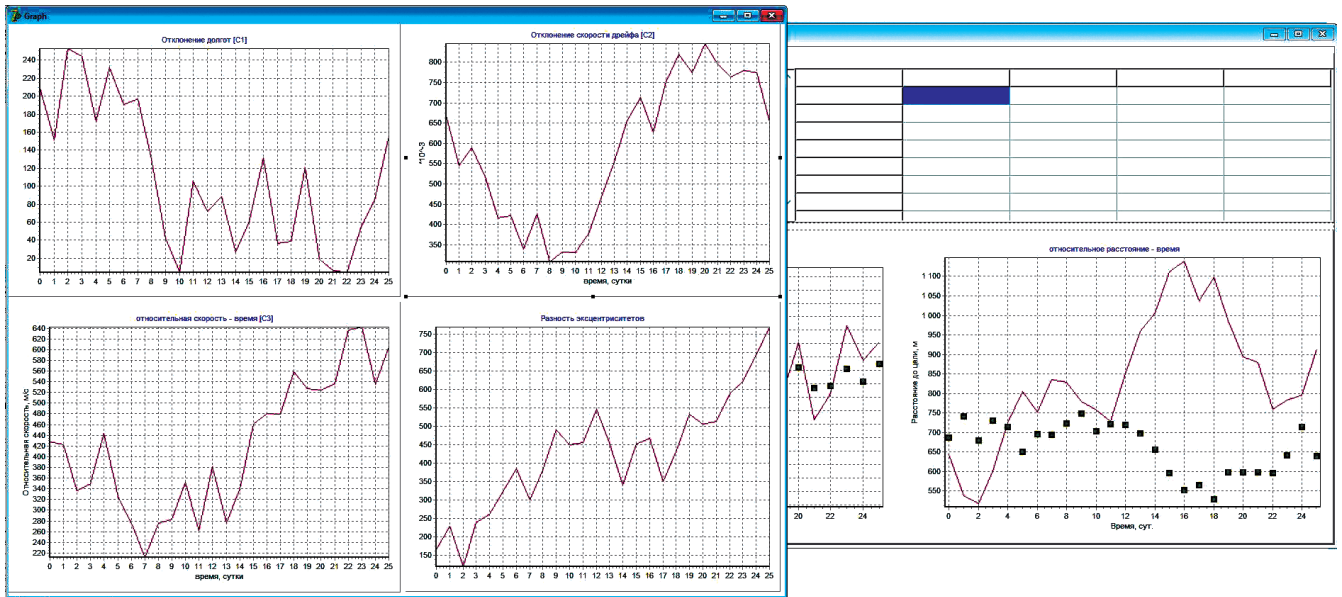


Рис. 4. Иллюстрация результатов моделирования

Для иллюстрации практического применения ПМК для исследования алгоритмов управления движением центра масс СМ при обслуживании спутников на ГСО проведено имитационное моделирование алгоритмов приведения СМ в окрестность ЦМ и удержания СМ относительно ЦМ.

Приведение СМ в окрестность ЦМ

При моделировании использовались следующие исходные данные: опорная орбита ГСО; требуемая долгота 95° . Параметры СМ: масса 2500 кг; тяга двигательной установки 1 Н. Начальные параметры орбиты СМ: долгота $92,5^\circ$; период обращения 85796 с; эксцентриситет 0.0005; истинная аномалия 0° ; наклонение орбиты $0,1^\circ$; долгота

нии по полной системе нелинейных уравнений движения с учетом нецентральности гравитационного поля Земли, гравитации Луны и Солнца и давления света.

Для оценки влияния случайных факторов на терминальную точность перевода была проведена серия статистических экспериментов, где к рассмотренным выше начальным условиям были добавлены случайные факторы со следующими среднеквадратичными отклонениями (СКО):

- СКО определения координат 10 м;
- СКО определения скорости 0,1 м/с;
- СКО разброса модуля тяги 0,5%;
- СКО ошибки ориентации тяги $0,5^\circ$.

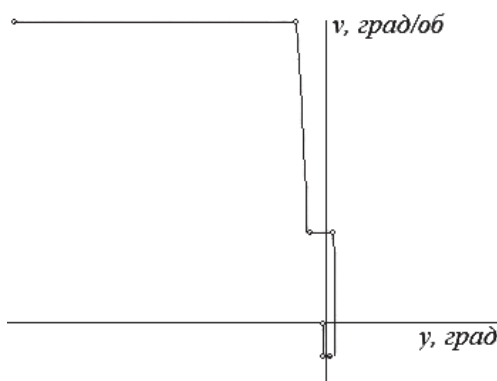


Рис. 5. Фазовый портрет процесса приведения

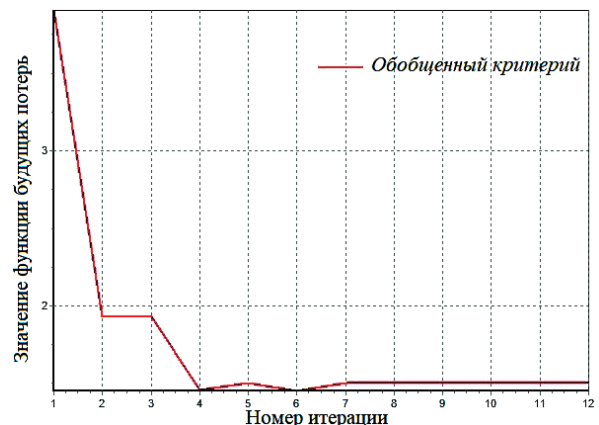


Рис. 6. Сходимость алгоритма синтеза

В результате моделирования получены распределения отклонений конечных параметров процесса перевода от случая с идеальным управлением и навигацией, приведенные на рис. 7–9.

Статистические характеристики отклонений по долготе в виде математического ожидания (МО) и среднеквадратичного отклонения:

МО: $-0,0165^\circ$; СКО: $0,0058^\circ$.

Статистические характеристики скорости дрейфа:

МО: $0,0027^\circ/\text{об}$; СКО: $0,0057^\circ/\text{об}$

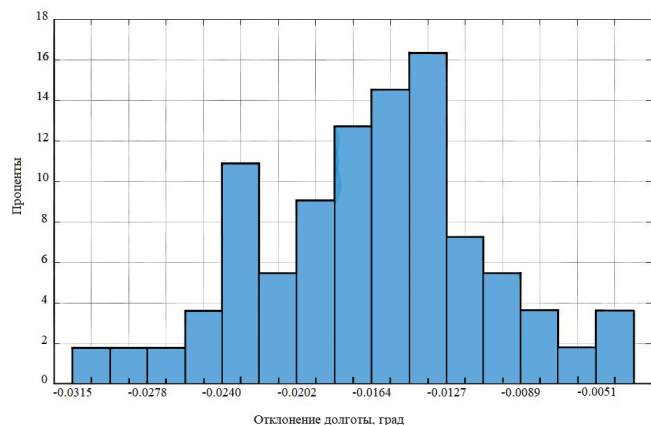


Рис. 7. Гистограммы распределения отклонений долготы

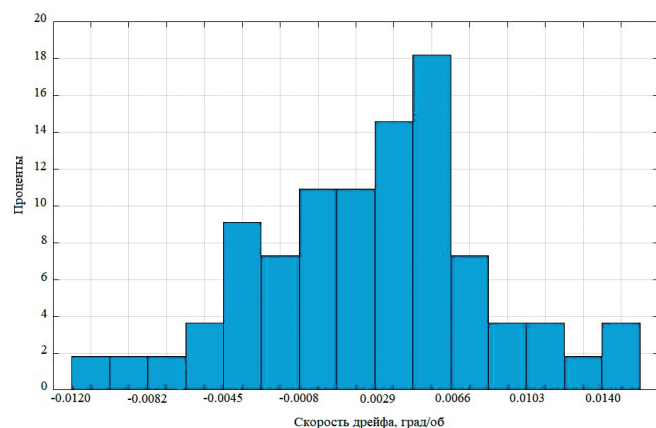


Рис. 8. Гистограммы распределения скорости дрейфа

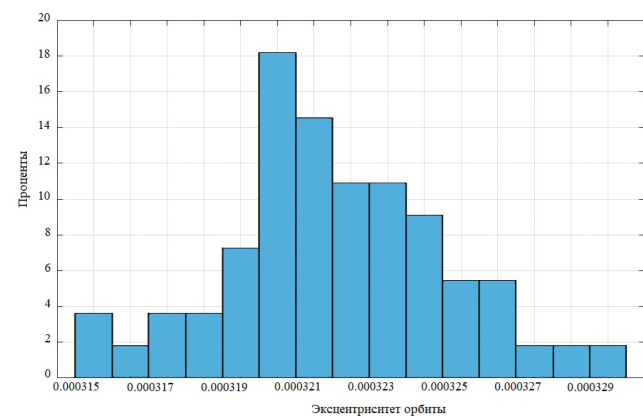


Рис. 9. Гистограммы распределения эксцентриситета СМ

или в пересчете в отклонение периода:

МО: $-0,64$ с; СКО: $1,36$ с.

Статистические характеристики эксцентриситета СМ:

МО: $0,0003225$; СКО: $2,9 \cdot 10^{-6}$.

Удержание СМ относительно ЦМ

При моделировании использовались следующие данные:

Начальные параметры орбиты СМ: радиус перицентра $42150,26012$ км; эксцентриситет $0,000325$; аргумент широты $54,99^\circ$; аргумент перицентра 0° ; наклонение орбиты $0,05^\circ$; долгота восходящего узла 60° ; масса СМ 2500 кг; тяга двигательной установки 1 Н.

Начальные параметры орбиты ЦМ: радиус перицентра $42150,93311$ км; эксцентриситет $0,000315$; аргумент широты 55° ; аргумент перицентра 0° ; наклонение орбиты $0,05^\circ$; долгота восходящего узла 60° .

Длительность процесса удержания 30 сут.

На рис. 10 показаны проекции траектории движения СМ относительно ЦМ в плоскости OXY абсолютной экваториальной геоцентрической системы координат (АГЭСК) в течение 30 сут. Точка $(0, 0)$ на графике соответствует положению ЦМ, кривая линия – движение СМ относительно ЦМ. Центральная часть рис. 10 в увеличенном масштабе показана на рис. 11 и наглядно подтверждает наличие установившегося режима.

На рис. 12 показан график разбросов минимального и максимального расстояния между СМ и ЦМ в установившемся режиме по результатам статистического моделирования, когда ошибки навигации имеют характеристики согласно Радионавигационному плану 2019 Российской Федерации в условиях выполнения ряда таких ответственных динамических операций, как сближение КА [32]:

- СКО определения координат 1 м;
- СКО определения скорости $0,1$ м/с;
- СКО разброса модуля тяги $0,5\%$;
- СКО ошибки ориентации тяги 10 угл. мин.

Выводы

Предложен программно-моделирующий комплекс для исследования алгоритмов управления движением центра масс сервисного модуля системы обслуживания спутников связи на ГСО. Программный комплекс успешно моделирует алгоритмы управления движением СМ на разных этапах его функционирования, позволяет оценить

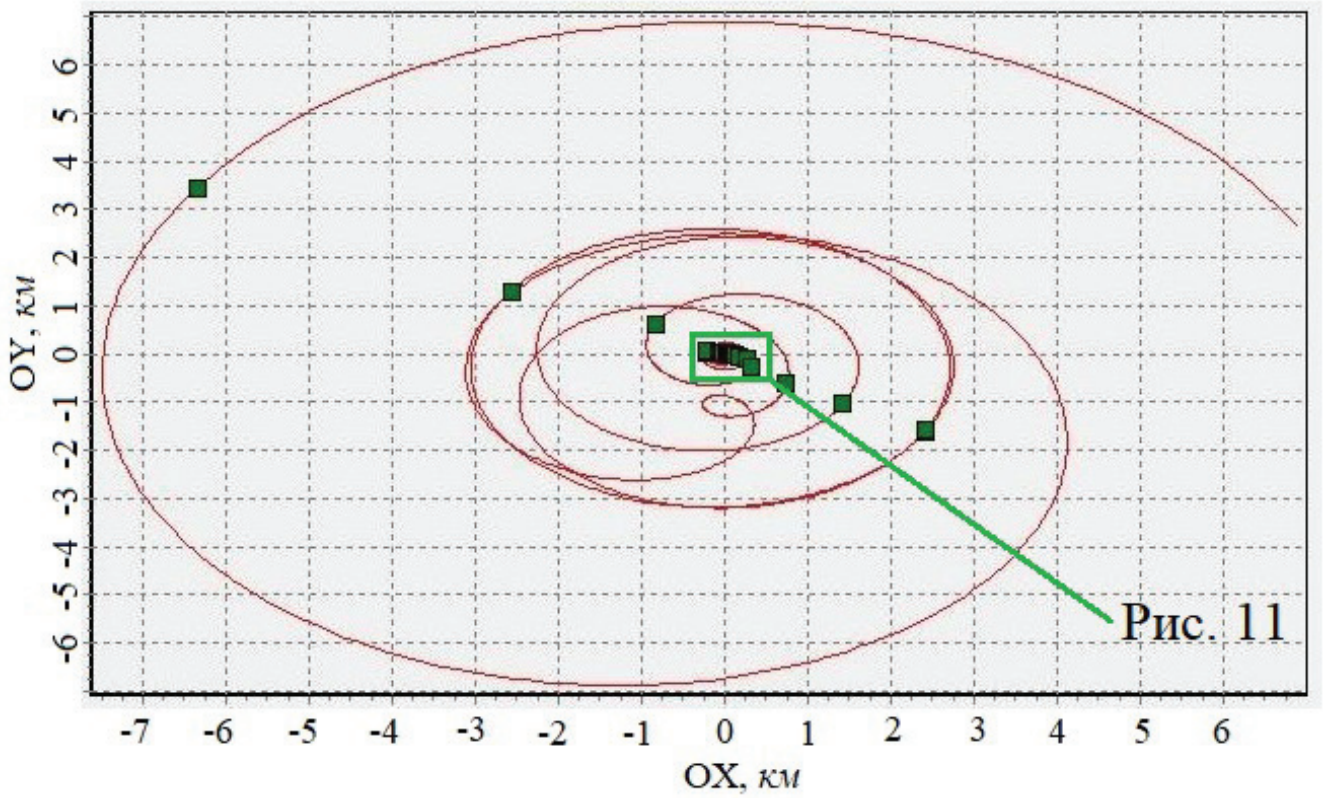


Рис. 10. Проекция движения СМ относительно ЦМ в плоскости OXY АГЭСК

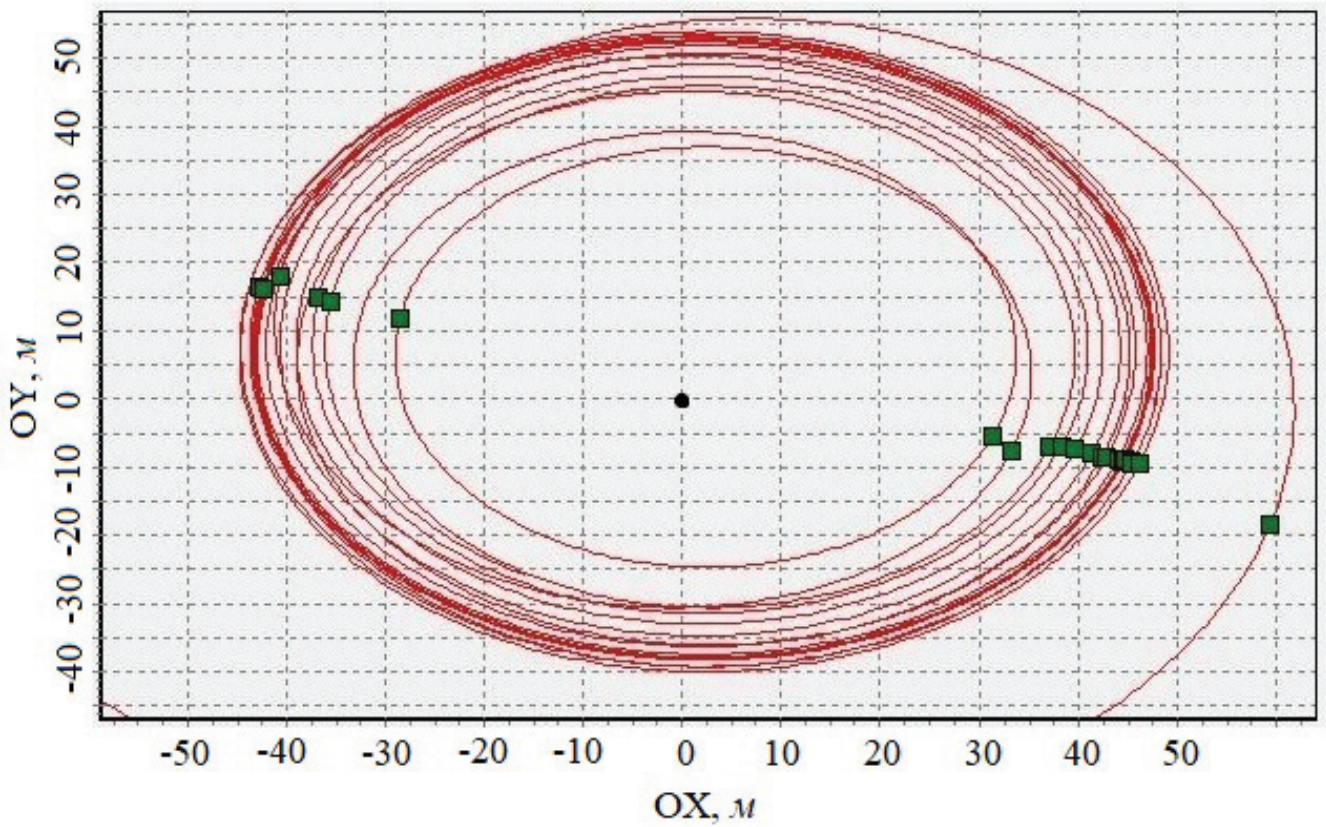


Рис. 11. Проекция движения СМ относительно ЦМ в плоскости OXY АГЭСК в установившемся режиме

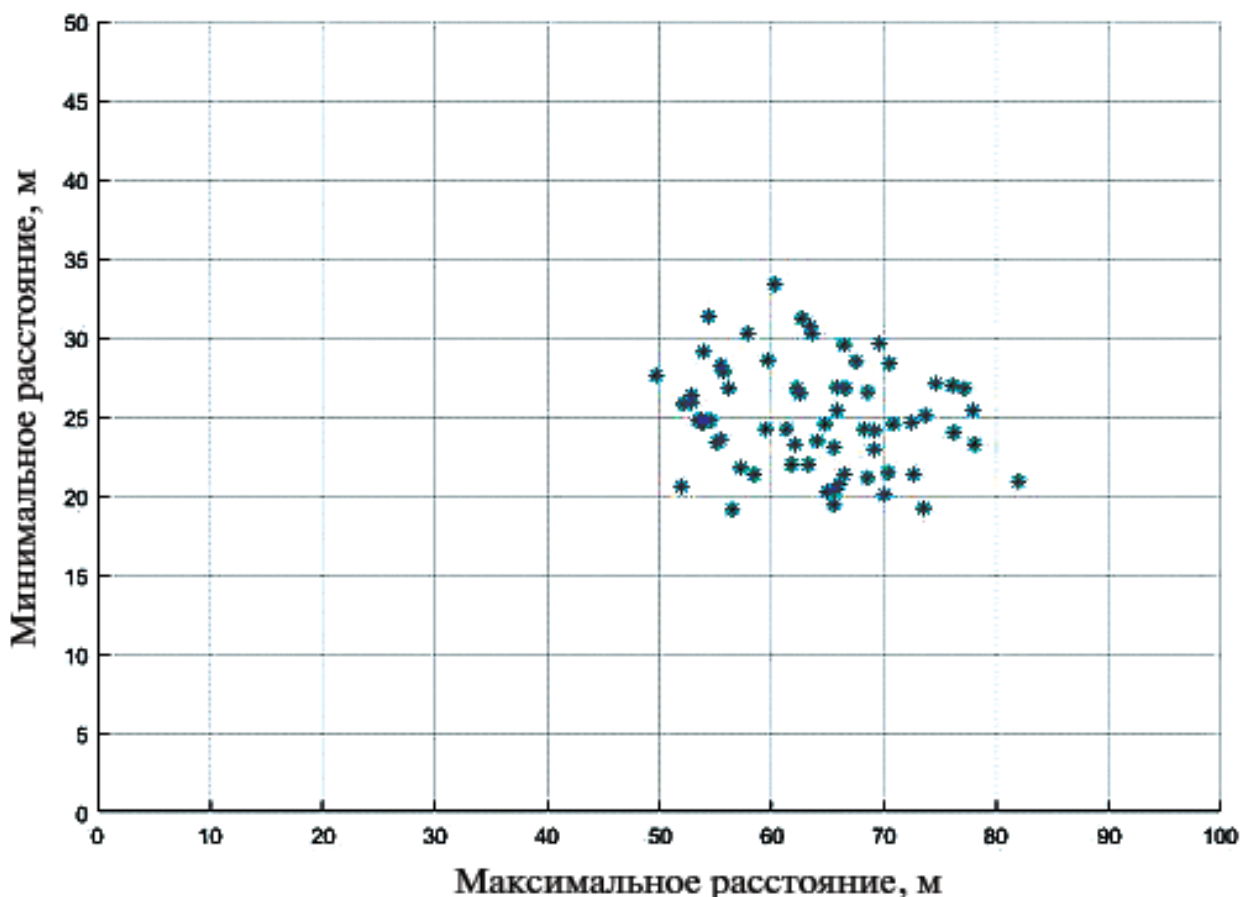


Рис. 12. Разбросы минимального и максимального расстояния между СМ и ЦМ в установившемся режиме

эффективность работы алгоритмов как в классической, так и в стохастической постановке.

В перспективе разработанный программно-моделирующий комплекс может использоваться в качестве основы для создания программного обеспечения моделирования управляемого движения КА на оклокруговой орбите, например спутников типа ГЛОНАСС.

Библиографический список

1. NASA. On-Orbit Satellite Servicing Study Project Report. 2010. URL: https://nexus.gsfc.nasa.gov/images/NASA_Satellite%20Servicing_Project_Report_0511.pdf
2. Airbus. O.Cubed Services. URL: <https://www.airbus.com/space/Services/on-orbit-services.html>
3. S7 Space. Орбитальный космодром. URL: http://s7space.ru/about/doc17/sopov_vizionerstvo.pdf
4. Иванов В.М. Основные положения концепции орбитального обслуживания перспективных автоматических космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 3. С. 5-7.
5. Баранов А.А., Козлов П.Г., Малышев В.В. и др. Космическая обслуживающая система и способ ее построения. Патент RU 2535760 С1. Бюл. № 35, 20.12.2014.
6. Баранов А.А., Разумный В.Ю. Планирование обслуживания разнородных спутниковых систем // Вестник РУДН. Серия Инженерные исследования. 2016. № 4. с. 16-26.
7. Разумный В.Ю., Разумный Ю.Н. Проектирование орбитального построения космической системы для обслуживания космических аппаратов системы Globalstar // Вестник РУДН. Серия Инженерные исследования. 2019. Т. 20. № 2. С. 111-122.
8. Баранов А.А., Будяский А.А., Разумный Ю.Н. Управление движением космического аппарата при подлете к крупногабаритному объекту космического мусора // Космические исследования. 2017. Т. 55. № 4. С. 285-289.
9. Баранов А.А., Гришко Д.А., Рыльцова Е.А., Гагарин О.Д., Рзаев А.Ф. Перелёты между объектами космического мусора в окрестности геостационарной орбиты // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 190. с. 1-27.
10. Баранов А.А., Гришко Д.А. Способ определения последовательности перелётов между объектами космического мусора при значительном отличии в долготе восходящего узла их орбит. Патент RU 2688120 С1. Бюл. № 14, 17.05.2019.
11. Асланов В.С., Юдинцев В.В. Стыковка с объектом космического мусора при помощи разворачиваемой

- упругой балки-ленты // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 16–24.
12. *Асланов В.С., Юдинцев В.В.* Выбор параметров системы увода космического мусора с упругими элементами посредством тросовой буксировки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 7–17.
 13. *Юдинцев В.В.* Динамика захвата сетью вращающегося объекта космического мусора // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 37–48.
 14. *Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S.* A review of space robotics technologies for on-orbit servicing // *Progress in Aerospace Sciences*. 2014. Vol. 68, pp. 1–26. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.03.002
 15. *Rupp T., Boge T., Kiehling R., Sellmaier F.* Flight dynamics challenges of the German on-orbit servicing mission DEOS // *21st International Symposium on Space Flight Dynamics*. Toulouse. 2009.
 16. *Мальшев В.В.* Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. — 440 с.
 17. *Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В.* Механика космического полета. Проблемы оптимизации. — М.: Физматлит, 1975. — 704 с.
 18. *Мальшев В.В., Красильщиков М.Н., Бобронников В.Т., Нестеренко О.П., Федоров А.В.* Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез, управление / Под ред. В.В. Мальшева. — М.: Изд-во МАИ, 2000. — 585 с.
 19. *Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Мальшев В.А.* Управление орбитой стационарного спутника. — М.: Машиностроение, 1984 — 144 с.
 20. *Лебедев А.А.* Введение в анализ и синтез систем: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2001. — 352 с.
 21. *Сухой Ю.Г.* Коррекции орбит геостационарных спутников: В 3-х частях. Ч. 1. Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников: Пособие для специалистов. — М: Изд-во «Спутник+», 2011. — 119 с.
 22. *Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Кружков Д.М., Сыпало К.И.* Автономная навигация при довыведении космического аппарата на геостационарную орбиту. 1. Концепция автономной интегрированной навигационной системы // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2015. № 5. С. 137–146. DOI: 10.7868/S0002338815050078
 23. *Войсковский А.П., Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Кружков Д.М., Сыпало К.И.* Автономная навигация при довыведении космического аппарата на геостационарную орбиту. 2. Моделирование процессов функционирования интегрированной автономной системы навигации и управления космического аппарата // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2016. № 5. С. 107–117. DOI: 10.7868/S0002338816050139
 24. *Красильщиков М.Н., Мальшев В.В., Федоров А.В.* Автономная реализация динамических операций на геостационарной орбите. I. Формализация задачи управления // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2015. № 6. С. 82–96. DOI: 10.7868/S0002338815060116
 25. *Войсковский А.П., Красильщиков М.Н., Мальшев В.В., Федоров А.В.* Автономная реализация динамических операций на ГСО. II. Синтез алгоритмов управления // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2016. № 6. С.107–128. DOI: 10.7868/S0002338816060111
 26. *Самарский А.А.* Введение в численные методы. — М.: Наука, 1980. — 271 с.
 27. *Никольский А.А.* О возможности использования нелинейных зависимостей подъемной силы от угла атаки в теории несущей линии // *Труды МАИ*. 2014. № 78. URL: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=53501>
 28. *Хоанг В.Т., Федоров А.В.* Усовершенствованный метод последовательных приближений в задаче синтеза субоптимального управления движением центра масс стационарного спутника Земли // *Авиация и космонавтика — 2018: Сборник тезисов 17-й Международной конференции (19–23 ноября 2018)*. М.: Люксор, 2018. С. 232–234.
 29. *Хоанг В.Т., Федоров А.В.* Алгоритм синтеза управления движением центра масс сервисного модуля при обслуживании КА на ГСО // *Авиация и космонавтика — 2019: Сборник тезисов 18-й Международной конференции (18–22 ноября 2019)*. М.: Логотип, 2019. С. 112–113.
 30. *Хоанг В.Т., Федоров А.В.* Алгоритм генерации начального приближения в задаче поиска управления движением центра масс КА комбинированным методом оптимизации // *Системный анализ, управление и навигация: Сборник тезисов XXIV Международной конференции (30 июня–07 июля 2019; Евпатория)*. М.: Изд-во МАИ-Принт. С. 184–186.
 31. *Hoang V.T., Fedorov A.V.* The synthesis algorithm of motion control of the center of mass of the service module during spacecraft servicing on the geostationary orbit // *Journal of Mechanical Engineering Research & Developments (JMERE)*. 2020. Vol. 43. No. 3, pp. 164–173.
 32. Радионавигационный план Российской Федерации. — М., 2019. — 122 с.

SOFTWARE PACKAGE FOR MOTION CONTROL ALGORITHMS DESIGN OF SERVICE MODULE IN GEOSTATIONARY ORBIT

Fedorov A.V.^{*}, Hoang V.T.^{**}

Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

^{*} e-mail: alexanderf@mail.ru

^{**} e-mail: natuvtan@gmail.com

Abstract

At present, more and more attention is being paid to the idea of geostationary satellites servicing with automatic spacecraft. This idea realization requires creation of service spacecraft, high precision and stable algorithms for autonomous navigation and spacecraft motion control. To ensure accuracy while such algorithms developing, it is necessary to account for deterministic and random disturbances, caused by natural factors, errors in control system elements operation, as well as navigation errors. A software-mathematical complex, which allows performing a spacecraft motion simulation in both deterministic and stochastic statements, was developed for algorithms testing and effectiveness evaluation.

To perform the basic task, the software-mathematical complex should ensure compatibility with mathematical programming libraries, the ability of quick modification of the designed algorithm structure, and convenient intuitive user interface. For meeting the above said requirements, the complex is being designed and implemented employing object-oriented programming of both the software complex itself and control algorithms. The complex structure is modular, in which control algorithms' module, module of the spacecraft onboard systems model and module of the external environment model were elaborated independently from the kernel. Such complex architecture allows studying various options

Such architecture of the complex allows exploring various options for the control block building. The current version implements algorithms for the service module control when bringing it to the vicinity of the target module working position and holding it relative to the target module for inspection.

The service module control algorithms in the software-mathematical complex were developed based on linearized models of motion of the service and target modules in the vicinity of a circular orbit with the specified radius. These models account for the disturbance from the Earth, Moon and Sun gravitational fields, as well as the error of direction and

value of the thrust of the correction engine. Combined optimization method is used while the problem of optimal control solving. Control algorithm for the service module at the stage of its being held relative to the target module was developed using the model of relative motion with the assumption of the steady-state mode existence.

The software-mathematical complex operability is being confirmed by the simulation results of the service module motion control algorithms at various stages of its functioning in both classical and stochastic statements.

Keywords: on-orbit servicing, automatic spacecraft, simulation, control algorithm, service module, software complex

References

1. NASA. *On-Orbit Satellite Servicing Study Project Report*, 2010. URL: https://nexus.gsfc.nasa.gov/images/NASA_Satellite%20Servicing_Project_Report_0511.pdf
2. Airbus. *O.Cubed Services*. URL: <https://www.airbus.com/space/Services/on-orbit-services.html>
3. S7 Space. *Orbital spaceport*. URL: http://s7space.ru/about/doc17/sopov_vizionerstvo.pdf
4. Ivanov V.M. Conceptual foundations of orbital servicing for advanced automatic space vehicles. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 5-7.
5. Baranov A.A., Kozlov P.G., Malyshev V.V. et al. *Patent RU 2535760 C1*, 20.12.2014.
6. Baranov A.A., Razumnyi V.Yu. *Vestnik RUDN. Seriya Inzhenernye issledovaniya*, 2016, no. 4, pp. 16-26.
7. Razumnyi V.Yu., Razumnyi Yu.N. *Vestnik RUDN. Seriya Inzhenernye issledovaniya*, 2019, vol. 20, no. 2, pp. 111-122.
8. Baranov A.A., Budyaskii A.A., Razumnyi Yu.N. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2017, vol. 55, no. 4, pp. 285-289.
9. Baranov A.A., Grishko D.A., Ryl'tsova E.A., Gagarin O.D., Rzaev A.F. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha*, 2018, no. 190, pp. 1-27.
10. Baranov A.A., Grishko D.A. *Patent RU 2688120 C1*, 17.05.2019.

11. Aslanov V.S., Yudin V.V. Docking with space debris employing the unfolding flexible beam-strap. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 16-24.
12. Aslanov V.S., Yudin V.V. Parameters selection of space debris removal system with elastic elements by cable towing. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 7-17.
13. Yudin V.V. Rotating space debris objects net capture dynamics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 37-48.
14. Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, vol. 68, pp. 1-26. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.03.002
15. Rupp T., Boge T., Kiehling R., Sellmaier F. Flight dynamics challenges of the German on-orbit servicing mission DEOS. *21st International Symposium on Space Flight Dynamics. Toulouse. 2009*.
16. Malyshev V.V. *Metody optimizatsii v zadachakh sistemnogo analiza i upravleniya* (Optimization methods in problems of system analysis and management), Moscow, MAI-PRINT, 2010, 440 p.
17. Grodzovskii G.L., Ivanov Yu.N., Tokarev V.V. *Mekhanika kosmicheskogo poleta. Problemy optimizatsii* (Space flight mechanics. Optimization problems), Moscow, Fizmatlit, 1975, 704 p.
18. Malyshev V.V., Krasil'shchikov M.N., Bobronnikov V.T., Nesterenko O.P., Fedorov A.V. *Sputnikovye sistemy monitoringa. Analiz, sintez, upravlenie* (Satellite monitoring systems. Analysis, synthesis, management), Moscow, MAI, 2000, 585 p.
19. Chernyavskii G.M., Bartenev V.A., Malyshev V.A. *Upravlenie orbitoi statsionarnogo sputnika* (Stationary satellite orbit control), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 144 p.
20. Lebedev A.A. *Vvedenie v analiz i sintez system* (Introduction to analysis and synthesis of systems), Moscow, MAI, 2001, 352 p.
21. Sukhoi Yu.G. *Korreksii orbit geostatsionarnykh sputnikov: V 3 chastyakh. Chast' 1. Osobennosti upravleniya orbital'nykh dvizheniem i vozmushcheniya orbit geostatsionarnykh sputnikov* (Orbits correction of geostationary satellites: In 3 parts. Part 1. Features of orbital motion control and orbits perturbations of geostationary satellite), Moscow, "Sputnik+", 2011, 119 p.
22. Kozorez D.A., Krasil'shchikov M.N., Kruzhkov D.M., Sypalo K.I. Autonomous navigation during the final ascent of a spacecraft into the geostationary orbit. autonomous integrated navigation system concept. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2015, vol. 54, no. 5, pp. 798-807. DOI: 10.7868/S0002338815050078
23. Voikovskii A.P., Kozorez D.A., Krasil'shchikov M.N., Kruzhkov D.M., Sypalo K.I. Autonomous navigation during the final ascent of a spacecraft into the geostationary orbit. II. Simulation of operation of an integrated autonomous navigation and control system. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 5, pp. 785-795. DOI: 10.7868/S0002338816050139
24. Krasil'shchikov M.N., Malyshev V.V., Fedorov A.V. Autonomous implementation of dynamic operations in a geostationary orbit. I. Formalization of control problem. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2015, vol. 54, no. 6, pp. 916-930. DOI: 10.7868/S0002338815060116
25. Voikovskii A.P., Krasil'shchikov M.N., Malyshev V.V., Fedorov A.V. Autonomous implementation of dynamic operations in a geostationary orbit. II. Synthesis of control algorithms. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2016, vol. 55, no. 6, pp. 948-968. DOI: 10.7868/S0002338816060111
26. Samarskii A.A. *Vvedenie v chislennyye metody* (Introduction to numerical methods), Moscow, Nauka, 1980, 271 p.
27. Nikol'skii A.A. *Trudy MAI*, 2014, no. 78. URL: <http://www.trudymai.ru/eng/published.php?ID=53501>
28. Hoang V.T., Fedorov A.V. *Materialy XVII Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika – 2018"*, Moscow, Lyuksor, 2018, pp. 232-234.
29. Hoang V.T., Fedorov A.V. *Materialy XVIII Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika – 2019"*, Moscow, Logotip, 2019, pp. 112-113.
30. Hoang V.T., Fedorov A.V. *Materialy XXIV Mezhdunarodnoi konferentsii "Sistemnyi analiz, upravlenie i navigatsiya" (30 June -07 July 2019; Evpatoriya)*, Moscow, MAI-Print, pp. 184-186.
31. Hoang V.T., Fedorov A.V. The synthesis algorithm of motion control of the center of mass of the service module during spacecraft servicing on the geostationary orbit. *Journal of Mechanical Engineering Research & Developments (JMERE)*, 2020, vol. 43, no. 3, pp. 164-173.
32. *Radionavigatsionnyi plan Rossiiskoi Federatsii* (Radio navigation plan of the Russian Federation), Moscow, 2019, 122 p.