




DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-2-172-183
УДК 629.78

Научная статья / Research article

Методика создания программно-математического обеспечения для отработки проведения динамических операций космических аппаратов

В.В. Мальшев, А.В. Старков , А.В. Федоров, А.А. Тришин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4
 E-mail: starkov@goldstar.ru

История статьи

Поступила в редакцию: 14 декабря 2020 г.
Доработана: 21 февраля 2021 г.
Принята к публикации: 28 февраля 2021 г.

Аннотация. Основой обеспечения высокого уровня надежности и безопасности при проведении динамических операций является всесторонняя экспериментальная отработка изделий в условиях, максимально приближенных к реальным условиям функционирования с применением математического и имитационного моделирования. Анализируется техническая задача проведения динамических операций на орбите, которая, в свою очередь, сводится к двум базовым: приведение начального состояния космического аппарата группировки в заданную область пространства и выполнение маневров в заданной области пространства в течение срока активного существования. Перечисленные постановки задач управления и терминальные требования рассматриваются как первоначальные по отношению к стохастическому и минимаксному подходам, которые предлагаются для применения при построении рабочих алгоритмов. Предложена методика разработки программно-моделирующего комплекса, решающего задачи отработки средств проведения динамических операций КА. Применение иллюстрируется на примерах.

Ключевые слова: космический аппарат, оптимальное управление, динамические операции, синтез, круговая орбита, высокоэллиптическая орбита, методика, безопасность, математическая модель

Для цитирования

Мальшев В.В., Старков А.В., Федоров А.В., Тришин А.А. Методика создания программно-математического обеспечения для отработки проведения динамических операций космических аппаратов // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 2. С. 172–183. doi: 10.22363/2312-8143-2021-22-2-172-183

© Мальшев В.В., Старков А.В., Федоров А.В., Тришин А.А., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Methodology for creating software and mathematical support for modeling the spacecraft dynamic operations

Veniamin V. Malyshev, Alexander V. Starkov ✉, Alexander V. Fedorov, Alexey A. Trishin

Moscow Aviation Institute (National Research University)
4 Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation
✉ E-mail: starkov@goldstar.ru

Article history

Received: December 14, 2020

Revised: February 21, 2021

Accepted: February 28, 2021

Keywords: spacecraft, optimal control, dynamic operations, synthesis, circular orbit, highly elliptical orbit, technique, safety, mathematical model

Abstract. The basis for ensuring a high level of reliability and safety in dynamic operations is a comprehensive experimental development of products in conditions as close to the real conditions of operation as possible with the use of mathematical and simulation modeling. The technical task of conducting dynamic operations in orbit is analyzed, which in turn boils down to two basic: bringing the initial state of the spacecraft grouping into a given area of space and performing maneuvers in a given area of space during the active life. These management tasks and terminal requirements are considered to be initial in relation to the stochastic and minimax approaches that are offered for use in the construction of working algorithms. The method of developing a software-modeling complex of the decisive task of developing the means of conducting dynamic operations of the spacecraft has been proposed. The application is illustrated by examples.

For citation

Malyshev VV, Starkov AV, Fedorov AV, Trishin AA. Methodology for creating software and mathematical support for modeling the spacecraft dynamic operations. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(2):172–183. (In Russ.) doi: 10.22363/2312-8143-2021-22-2-172-183

Введение

В результате человеческой деятельности количество управляемых и неуправляемых космических объектов в околоземном пространстве с каждым годом возрастает. Для увеличения сроков активного существования дорогостоящих космических аппаратов (КА) возникает необходимость проведения их технического обслуживания [1]. Вместе с тем при большом числе КА увеличивается вероятность столкновения космических объектов друг с другом. Поэтому потребность в обеспечении безопасного проведения динамических операций в околоземном пространстве очевидна. Динамические операции проводятся при выведении КА на орбиту (в том числе с использованием разгонного блока), переориентации на орбите для использования фрагментов корпуса КА в качестве экранной защиты, выполнении на орбите маневров в относительной близости от других КА и космического мусора. Проводимые динамические

операции должны быть безопасными. Под безопасностью динамической операции КА подразумевается выполнение им маневров, которые не ухудшают функциональные возможности надсистемы. В этом смысле другие космические объекты и «космический мусор» могут рассматриваться как дополнительные ограничения в оптимизационной задаче.

Одним из основных направлений развития экспериментальной базы является разработка и внедрение современных средств математического моделирования, учитывающих условия и параметры функционирования этих изделий в полете, включая соответствующее математическое обеспечение. Это неизбежно приводит к значительному усложнению и снижению эффективности применения существующих стандартных программных комплексов конечным пользователем, а ключевая цель обеспечения функциональной полноты программных средств остается нереализованной. Разумным шагом на пути к преодолению этого недостатка

является специализация программных решений на основе концепции открытой архитектуры, состоящих из следующих взаимосвязанных компонент:

1) системы ведения данных, основанной на собственной модели представления и интерпретации информации, которая обеспечивает исполнение системы произвольных запросов к собственной базе данных и механизм межпрограммного взаимодействия;

2) единого, стандартизованного языка высокоуровневого описания объектов моделирования, входной и выходной информации, исполнительской макропрограммы с поддержкой механизмов межпрограммного взаимодействия;

3) комплекса макропрограмм на языке высокого уровня, описывающих работу различных подсистем КА, алгоритмы функционирования которых подвержены частым модификациям, а также нестандартные, характерные именно для данного КА, особенности обработки данных, которые нецелесообразно включать в типовую систему.

Целью статьи является представление методики создания алгоритмического и программного обеспечения для отработки безопасного проведения динамических операций КА, что, безусловно, имеет важное практическое значение. Для достижения поставленной цели необходимо:

1) исследовать требования, предъявляемые к средствам безопасного проведения динамических операций КА;

2) разработать математические модели бортовых систем КА, внешней среды и проведения динамических операций для КА на типовых высокоэллиптических и круговых орбитах;

3) Определить принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса (ПМК);

4) Провести отработку программно-математического обеспечения на модельных примерах.

1. Требования, предъявляемые к средствам безопасного проведения динамических операций космических аппаратов

В целом основные проблемы с безопасностью связаны с отслеживаемыми и потенциально отсле-

живаемыми объектами. В соответствии с принципом декомпозиции весь перечень опасных ситуаций может быть привязан к фазам активного существования КА: выведение, испытания, эксплуатация и захоронение. При этом требования, предъявляемые к средствам отработки проведения динамических операций, можно условно разделить на две большие группы.

Первая группа — требования к алгоритмическому обеспечению, а именно требования к типам задач, для чего необходимо определить перечень основных динамических операций, которые необходимо отбатывать, а именно [2]:

- ввод спутника в заданное место (слот) орбитальной структуры после выведения носителем на промежуточную орбиту;
- коррекция относительного положения спутников, когда искажение орбитальной структуры приводит к снижению целевой эффективности системы;
- поддержание относительного положения спутников в заданных пределах при проведении экспериментов;
- перевод спутника из одного слота структуры в другой, в частности при замене вышедшего из строя спутника резервным;
- удержание спутника в окрестности номинального положения слота в течение длительных промежутков времени (например, удержание спутника на ГСО, удержание долготы восходящего узла высокоапогейной синхронной орбиты);
- сближение с другим КА для инспекции;
- выполнение маневров уклонения на фоне решения КА его основной задачи;
- регулирование относительного положения спутников при проведении экспериментов и т.п.

Приведенный перечень технических требований может быть сведен к двум базовым задачам:

- 1) задача приведения вектора начального состояния КА группировки в заданную область пространства;
- 2) Задача выполнения маневров в заданной области пространства в течение срока активного существования.

Перечисленные постановки задач управления и терминальные требования можно рассматривать как первоначальные по отношению к стохастическому и минимаксному подходам, которые должны применяться при построении рабочих алгоритмов.

Вторая группа требований — это требования к программному обеспечению, которое должно:

- обеспечить возможность автоматической генерации циклограммы коррекции в детерминированной, стохастической и минимаксной постановках с получением соответствующих оценок принятого критерия оптимальности;
- обеспечить возможность назначения пользователем критерия оптимальности или взвешенного обобщенного критерия с коэффициентами предпочтения;
- использовать математические модели, учитывающие основные возмущения, характерные для орбит рассматриваемых классов;
- обеспечить возможность поиска управления как при фиксированной, так и при свободной ориентации вектора тяги;
- обеспечить «прозрачность» (понятность) генерируемых решений для конечного потребителя.

Требования, предъявляемые к средствам обработки динамических операций КА для исключения возникновения опасных ситуаций, позволили сформулировать две взаимосвязанные между собой задачи синтеза алгоритмов управления КА с учетом безопасности проведения динамических операций и формирования методики построения ПМК для их обработки.

2. Математические модели бортовых систем космических аппаратов, внешней среды и проведения динамических операций

В качестве исходных уравнений можно рассмотреть общие нелинейные уравнения движения КА с учетом влияния нецентральной гравитационного поля Земли, гравитационных полей Луны и Солнца, давления солнечного ветра. Для учета управления предлагаются следующие варианты формирования проекций управляющих ускорений на орбитальные оси: трехосная система стабилизации с ориентацией КА по орбитальным осям и в инерциальной системе координат. В зависимости от решаемой технической задачи, можно выделить несколько постановок:

- обеспечение начальной орбиты с заданными параметрами (задача выведения);

- перевод на промежуточную и возвращение на опорную орбиту при выполнении маневра уклонения;

- удержание КА на расчетной орбите.

Для типовых орбит эти задачи в основном сводятся к формированию (поддержанию) гринвичских долгот восходящих узлов орбит в заданном ограниченном диапазоне, который определяет возможные колебания трасс полета. Поэтому при построении космических систем необходимо решать задачу приведения и стабилизации трасс полета КА.

Классическое решение предполагает проведение орбитальных коррекций с целью изменения двух параметров — высоты перигея орбиты и периода обращения КА [2]. Задача об изменении высоты перигея формулируется следующим образом. Задана исходная орбита. Полагается, что она определяется апогейным и перигейным расстояниями соответственно $r_{п1}$, $r_{а1}$. Требуется определить величину, направление и точку приложения управляющего импульса скорости, обеспечивающего изменение перигейного расстояния с $r_{п} = r_{п1}$ на $r_{п} = r_{п2}$ при условии сохранения апогейного расстояния орбиты, т.е. при условии $r_{а1} = r_{а2}$. Оптимальный маневр при изменении большой полуоси орбиты характеризуется известным трансверсальным импульсом, приложенным в перигее орбиты.

Стохастический подход к решению задачи управления подразумевает линеаризацию исходных уравнений движения в окрестности средней долготы [3]. Это позволяет синтезировать алгоритм управления для проведения динамических операций в окрестности опорной орбиты. Так как главными возмущениями, изменяющими драконический период обращения КА по орбите, являются возмущения вследствие резонанса с долготными членами разложения гравитационного потенциала и доминирующими являются компоненты возмущений с индексами (2, 2, 1, 1) в разложении геопотенциала, из уравнений движения можно выделить уравнения, описывающие эволюцию средней долготы и периода обращения (скорости дрейфа). С учетом ошибок реализации управляющего ускорения при корректировании средней долготы и возмущений от коррекции наклона уравнения движения долготы восходящего узла представимы в дискретном виде [4]:

$$y_{k+1} = y_k + [\vartheta_k + (1 + (1 + \mu_k)u_k)]\Delta t_k + b_s \Delta t_k^2 + b_r \Delta t_k + \xi_{y_k},$$

$$\vartheta_{k+1} = \vartheta_k + (1 + \mu_k)u_k + 2b_s \Delta t_k + \xi_{\vartheta_k}; \quad k = \bar{1}, N,$$

где k — индекс, соответствующий моменту начала проведения маневра; N — количество коррекций; y_k — отклонение географической долготы восходящего узла (ГДВУ) от требуемого значения (в град.); ϑ_k — скорость изменения y_k или скорость дрейфа ГДВУ (в град./зв.сут.); u_k — корректирующее воздействие или приращение скорости дрейфа, обусловленное работой двигательной установки (в град./зв.сут.); μ_k — мультипликативная ошибка реализации корректирующего воздействия; u_k ; ξ_{y_k} , ξ_{ϑ_k} — случайные аддитивные возмущения; b_s , b_r — постоянные на интервале времени Δt_k коэффициенты, вычисляемые по формулам

$$b_r = -\frac{2(\Delta g_{rr} + \Delta g_{msr})}{v_0}, \quad b_s = -\frac{3\pi}{v_0}(\Delta g_{rs} + \Delta g_{mss}),$$

где r , s — направления радиус-вектора КА и трансверсали соответственно, Δg_{rr} , Δg_{rs} — проекции гравитационного возмущающего ускорения; Δg_{msr} , Δg_{mss} — проекции осредненного на интервале Δt_k возмущающего ускорения от гравитационных полей Луны и Солнца.

Статистические характеристики случайных факторов μ_k , ξ_{y_k} , ξ_{ϑ_k} считаются известными:

$$\begin{aligned} M[\mu_k] &= M[\xi_{y_k}] = M[\xi_{\vartheta_k}] = \\ &= 0, \quad M[\xi_{y_k}^2] = \sigma_{y_k}^2, \quad M[\xi_{\vartheta_k}^2] = \sigma_{\vartheta_k}^2, \end{aligned}$$

$$M[\xi_{y_k} \xi_{\vartheta_k}] = E_k; \quad M[\mu_k^2] = \sigma_k^2,$$

где $M[\cdot]$ — математическое ожидание.

Система уравнений плоского движения в матричном виде имеет вид

$$x_{k+1} = A_k x_k + (1 + \mu_k)B_k u_k + D_k + \xi_k,$$

где k — число маневров; x_k — n -мерный вектор состояния системы; u_k — m -мерный вектор управления; A_k — квадратная $n \times n$ матрица; B_k — прямоугольная $n \times m$ матрица; D_k — n -мерный неслучайный вектор;

μ_k — мультипликативная ошибка управления; ξ_k — случайный вектор ошибок прогноза вектора состояния x_{k+1} ,

$$x_k = (y_k \vartheta_k)^T, \quad \xi_k = (\xi_{y_k} \xi_{\vartheta_k})^T,$$

$$A_k = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t_k \\ 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad B_k = \begin{pmatrix} \Delta t_k \\ 1 \end{pmatrix},$$

$$D_k = \Delta t_k \begin{pmatrix} b_r + b_s \Delta t_k \\ 2b_s \end{pmatrix}.$$

В качестве характеристики конечной точности принимается величина

$$J = \min_{\{u_k\}} M[x_{N+1}^T \lambda x_{N+1}],$$

где λ — симметричная матрица с известными элементами $\lambda_{11}, \lambda_{12}, \lambda_{22}$.

В стохастической постановке оптимальное управление — линейная функция:

$$u_k = -L_k x_k - d_k,$$

где коэффициенты обратной связи L_k и смещение d_k вычисляются с помощью рекуррентных соотношений:

$$L_k = \gamma_k^{-1} B_k^T \lambda_{k+1} A_k,$$

$$d_k = \gamma_k^{-1} B_k^T (\lambda_{k+1} D_k + G_{k+1}),$$

$$\gamma_k = (1 + \sigma_k^2) B_k^T \lambda_{k+1} B_k,$$

$$\lambda_k = A_k^T \lambda_{k+1} A_k - L_k^T \gamma_k L_k,$$

$$G_k = A_k^T \lambda_{k+1} D_k + A_k^T G_{k+1} - \gamma_k d_k L_k^T,$$

$$\begin{aligned} c_k &= c_{k+1} + sp[F_k^T \lambda_{k+1} F_k E_k] + \\ &+ D_k^T \lambda_{k+1} D_k - \gamma_k d_k^2 + 2G_{k+1}^T D_k \end{aligned}$$

с граничными условиями на правом конце:

$$\lambda_{N+1} = \lambda; \quad G_{N+1} = 0; \quad c_{N+1} = 0.$$

Представленные результаты могут быть адаптированы для выполнения динамических операций на фоне решения задачи удержания, т.е. когда КА находится в допустимой области пространства. В этом случае для стабилизации долготы восходящего узла необходимо не более одной коррекции в течение достаточно длительного интервала времени между коррекциями (сутки или несколько суток) и КА постоянно находится в состоянии фиктивного равновесия относительно некоторой точки в пространстве фазовых координат (y, ϑ) . Величины коррекций вычисляются при $N=1$. При этом интервалы между коррекциями Δt выбираются из условия

$$|y_k(\Delta t_k)| \leq \Delta \lambda_{\max},$$

где $\Delta \lambda_{\max}$ — заданная величина, характеризующая интервал удержания по средней долготе.

Для этого случая скалярные соотношения для вычисления коэффициентов обратной связи и смещения имеют вид

$$L_y = (\Delta t + \chi_2)(1 + \sigma^2)^{-1}(\Delta t^2 + 2\chi_2\Delta t + \chi_1)^{-1},$$

$$L_\vartheta = (1 + \sigma^2)^{-1},$$

$$d = [\Delta t^2(b_r + b_s\Delta t) + \chi_2\Delta t(3b_s\Delta t + b_r) + 2b_s\Delta t\chi_1](1 + \sigma^2)^{-1}(\Delta t^2 + 2\chi_2\Delta t + \chi_1)^{-1},$$

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

а индекс k , равный 1, у всех величин опущен (для сокращения записи).

Считая Δt постоянным, выражение для управления имеет вид [5]

$$u = -L_y y - L_\vartheta \vartheta - d.$$

Предполагая постоянство интервалов между коррекциями Δt , эволюция долготы и скорости дрейфа может быть описана следующим матричным уравнением:

$$M[x_{k+1}] = \tilde{A}x_k + \tilde{C},$$

где

$$\tilde{A} = \begin{bmatrix} 1 - L_y\Delta t & \Delta t[1 - L_\vartheta] \\ -L_y & 1 - L_\vartheta \end{bmatrix},$$

$$\tilde{C} = \begin{bmatrix} b_r\Delta t + b_s\Delta t^2 - d\Delta t \\ 2b_s\Delta t - d \end{bmatrix}.$$

Из соотношения (9) находим координаты КА x^* в установившемся режиме:

$$x^* = (E - \tilde{A})^{-1} \tilde{C}.$$

Последнее равенство показывает, что вектор состояния КА в установившемся режиме зависит лишь от интервалов времени между коррекциями Δt и требуемой амплитуды колебаний долготы восходящего узла и скорости дрейфа, определяемой параметрами матрицы λ_{N+1} . Такой подход позволяет на фоне режима удержания проводить динамические операции по незначительному изменению в нужный момент

времени долготы восходящего узла орбиты КА и дальнейшему возвращению ее к расчетному значению без проведения дополнительных сложных расчетов [3—5].

Как было отмечено выше, рассмотренные алгоритмы предполагают разделение динамических операций либо на управление периодом обращения и высотой перигея, либо на управление средней долготой, на фоне которого проводятся коррекции эксцентриситета и наклона. Тем не менее при выполнении динамических операций представляют интерес алгоритмы, целью которых является одновременное обеспечение требуемых параметров орбиты. К ним относятся терминальные алгоритмы управления движением. Среди различных подходов, реализующих терминальное управление, выделим алгоритмы с использованием идеи прогнозирования управляемого процесса.

Терминальный алгоритм позволяет по заданным параметрам требуемой орбиты определить пространственную ориентацию вектора тяги КА. Требуемая орбита при этом может быть задана как жестко (задаются все шесть элементов орбиты), так и иметь свободные переменные (задаются три параметра — наклонение, радиус апоцентра и скорость в апоцентре).

Для формирования терминального алгоритма предлагается заменить дифференциальные уравнения движения соотношениями, связывающими текущее t_k и конечное T состояния, при условии, что весь импульс скорости прикладывается в текущий момент времени:

$$S_l(T) = S^{pr}(S_k, V_k, \Delta t_k) + (1 + \mu_k^2)\Delta V_k(P_l)_k \Delta t_k,$$

$$V_l(T) = V^{pr}(l_k, V_k, \Delta t_k) + (1 + \mu_k^2)\Delta V_k(P_l)_k,$$

где $l = x, y, z$, $\Delta t_k = T - t_k$; S_l, V_l — проекции векторов положения и скорости на оси выбранной системы координат, P_l — проекции единичного вектора направления действия управляющей силы на оси выбранной системы координат (ориентация двигательной установки); $\Delta V_k(P_l)_k$ — вектор проекций полного приращения скорости КА, вызванного работой двигательной установки на интервале Δt_k , на оси выбранной системы координат; S^{pr}, V^{pr} — векторные функции прогноза состояния КА на интервал времени Δt_k , вычисляемые по кеплеровской теории; $(1 + \mu_k)$ — мультипликативная ошибка, вызванная работой двигательной установки, причем $M[\mu_k^2] = \sigma_k^2$.

Определение пространственной ориентации корректирующей двигательной установки (ДУ) в этом

случае сводится к задаче минимизации линейной функции

$$F = F_0 + 2R_k^T P_k \rightarrow \min_{|P_k|=1},$$

где k — номер коррекции,

$$R^T = (R_x, R_y, R_z),$$

$$R_l = b_1[S_l(T) - S_l^*] + b_2[\dot{V}_l(T) - \dot{V}_l^*],$$

$$F_0 = [S(T) - S^*]^T [S(T) - S^*] + b_1^2 + b_2^2,$$

$$b_1 = (1 + \sigma_k^2)\Delta V_k/V_0, \quad b_2 = (1 + \sigma_k^2)\Delta t_k \Delta V_k/r_0,$$

S^* , V^* — векторы требуемых положения и скорости КА, ΔV_k — приращение характеристической скорости за время Δt_k . Решение задачи определяет пространственную ориентацию вектора тяги:

$$P_k = \frac{R_k}{\|R_k\|}.$$

В результате требуемое направление вектора ориентации P_k инвариантно к величинам полных приращений вектора скорости ΔV_k и зависит лишь от текущего и требуемого вектора состояния КА, а также выбранной функции прогноза. Полученные формулы служат для определения обобщенного алгоритма терминального управления в случае, когда параметры требуемой орбиты задаются всего тремя

составляющими: наклоном, радиусом и скоростью в апоцентре.

3. Принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса

Основным функциональным назначением ПМК является [6]:

- создание математических моделей систем КА и внешней среды с использованием языка или команд моделирования и набора проблемно ориентированных программных модулей;
- организация дискретно-событийного взаимодействия моделей в модельном и реальном времени с возможностью розыгрыша отказов и помех;
- управление процессом моделирования как в диалоговом, так и пакетном режиме работы, написание сценариев моделирования;
- оперативное отображение результатов моделирования в графическом и табличном виде;
- регистрация и обработка результатов моделирования, взаимодействие с бортовыми регистраторами.

Состав и иерархическая структура программно-моделирующего комплекса представлена на рис. 1.

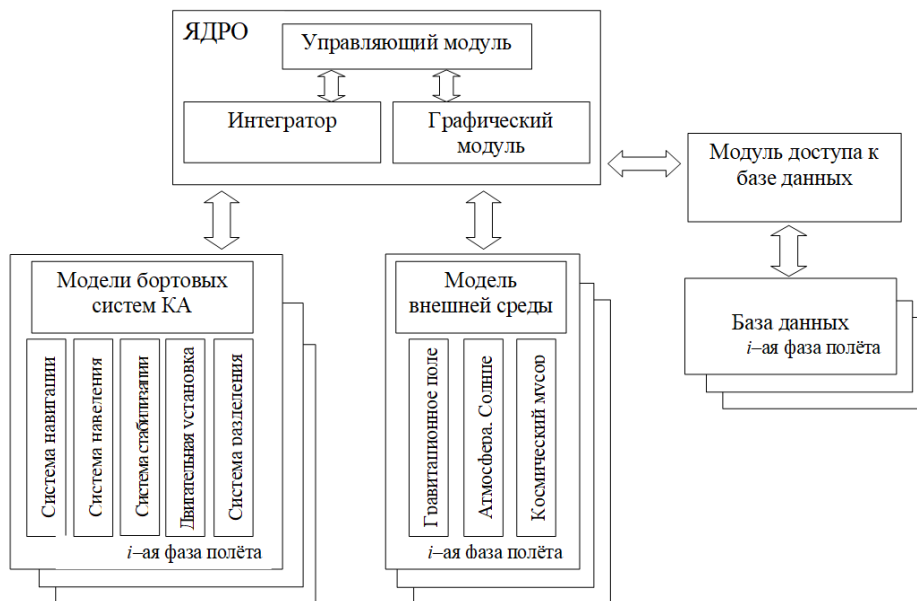


Рис. 1. Структурная схема программного комплекса

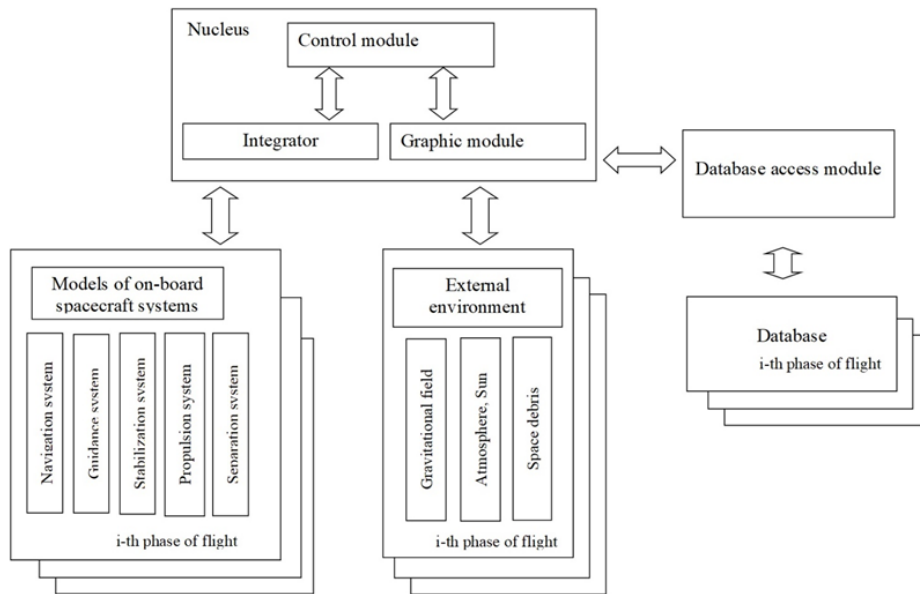


Figure 1. Software structure

На верхнем уровне находится ядро ПМК, которое взаимодействует с базой данных, хранящей исходные данные для моделирования. Заложенный в нем принцип объектно-ориентированного программирования позволяет легко модифицировать исходное ядро в зависимости от фазы полета или постановки решаемой задачи, не меняя при этом сущности моделирования. В состав ядра ПМК входят управляющий модуль, графический модуль и интегратор.

В базе данных все необходимые параметры КА и внешней среды задаются в зависимости от фазы полета. При этом предлагается считать, что процесс ввода КА в группировку, удержания, схода с орбиты и т.п. состоит из «элементарных» событий — фаз полета. В работе под фазой полета понимается участок траектории, характеризуемый выполнением одной динамической операции.

На следующем уровне иерархии находятся блоки моделирования функционирования бортовых систем КА и воздействия внешней среды, которые, в свою очередь, делятся на конкретные модели. Эти блоки созданы независимо от ядра и конкретной БД. В них моделируются различные алгоритмы работы систем и создаются модели внешних воздействий различной точности. В ядре, при организации моделирования, возможно использование любой созданной модели той или иной бортовой системы КА уже для конкретной

динамической операции. Моделирование возмущений осуществляется с помощью одной из созданных моделей в зависимости от выбранного режима (номинальный, предельный, стохастический) и требуемой точности расчета.

Принятая структура программного комплекса позволяет без труда варьировать параметры и алгоритмы работы любого компонента ПМК, не изменяя при этом другие компоненты. Это обеспечивает возможность разработки отдельных блоков ПМК независимо друг от друга.

Модели бортовых систем представляются в виде динамически подключаемых модулей, имеющих входные и выходные параметры, определяемые требованиями ПМК, с которым они взаимодействуют. В тело каждой такой процедуры заложен алгоритм функционирования соответствующей бортовой системы. В зависимости от фазы полета в ПМК моделируется работа таких бортовых систем, как система ориентации; система коррекции орбиты; система навигации; двигательная установка с исполнительными органами, система разделения и т.п. Модель внешней среды включает в себя модель гравитационного влияния Земли, модель гравитационного влияния Луны, модель гравитационного влияния Солнца, модель влияния давления солнечного света, модель атмосферы, модель представления случайных воздействий.

Управляющий модуль обеспечивает вывод на экран многоканального меню, запуск расчета, координацию работы всех компонентов ПМК, передачу данных между компонентами ПМК, вывод полученных результатов, запуск графического модуля. Управляющий модуль ПМК предлагается реализовать в виде многоуровневого приложения, отдельные элементы которого могут выполняться независимо и связываться между собой по стандартным протоколам обмена.

В нашем случае предлагается использовать трехуровневую модель клиент–сервер (рис. 2), которая реализует пользовательский интерфейс и посылает запросы на выполнение нужных действий, сервера приложений, обеспечивающего синхронизацию работы всех компонентов системы и организации связей между ними, удаленного сервера баз данных, выполняющего запросы от сервера приложений и не работающий напрямую с клиентскими программами [5].

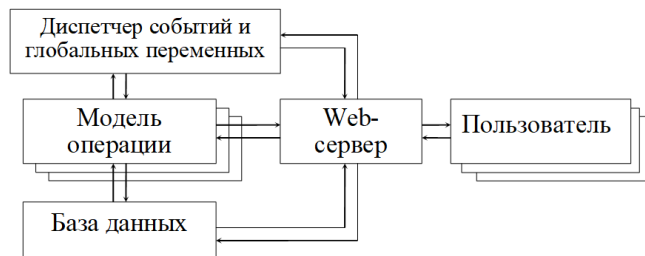


Рис. 2. Архитектура управляющего модуля

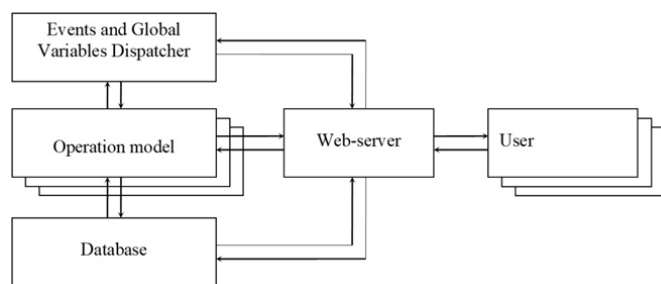


Figure 2. Control module structure

Такой подход позволяет разгрузить компьютеры клиентов, повысить отказоустойчивость и безопасность системы. При этом благодаря тому, что удастся выделить детали логики приложения в отдельные компоненты, клиентские программы могут обращаться к одним и тем же компонентам для решения различных задач,

а серверы приложений снимают все проблемы по синхронизации их работы. Кроме того, в этом случае мы можем дальше «отойти» от проблем совместимости операционных систем (ОС), поскольку все составные части выполнены в соответствии со стандартами, поддерживаемыми различными ОС.

Модель операций реализуется в соответствии со стандартом языка программирования и представляет собой информационную модель субъектов операции, отдельные элементы которых могут быть представлены дифференциальными уравнениями, алгебраическими зависимостями, функциями времени, таблицами и т.д. База данных предназначена для информационного обеспечения комплекса. При таком подходе работа с объектом моделирования с точки зрения разработчика программного обеспечения состоит из нескольких этапов. Диспетчер событий и глобальных переменных реализует механизм межпрограммного взаимодействия между отдельными модулями системы. Такой механизм необходим по нескольким причинам: невозможно заранее точно определить интерфейс всех библиотек программ; невозможно заранее определить степень изменений, которые библиотеки могут вносить в программный комплекс; невозможно заранее определить все события, происходящие в модели и реакции на них отдельных подсистем.

На первом этапе с использованием созданной автором системой команд (языком описания): определяется объектно-ориентированная иерархическая структура объекта моделирования; формируются исходные и текущие данные для проведения моделирования; описываются методы обработки данных; организуется сценарий межпрограммного взаимодействия.

На втором этапе разработчики программных модулей интегрируют свои приложения для работы с Диспетчером. Процесс интеграции намеренно упрощается до степени вызова определенных процедур (не более десятка) из специальной библиотеки (интерфейсного модуля), основной функцией которой является обеспечение «быстрой» передачи данных между приложением и Диспетчером.

На третьем этапе проводится моделирование, состоящее из представления объекта моделирования с необходимыми программными модулями в памяти компьютера (компиляции проекта) и непосредственно

самого моделирования с обеспечением возможностей «быстрого» обмена данными и событиями.

Отработка программно-математического обеспечения на модельных примерах включает в себя:

- отработку средств выведения КА с промежуточной круговой на рабочую орбиту;
- отработку средств выведения КА на круговую орбиту;
- отработку средств проведения динамических операций на высокоэллиптических орбитах;
- отработку средств проведения динамических операций на типовых круговых орбитах.

Отработку средств выведения КА с промежуточной круговой на рабочую орбиту можно проиллюстрировать на примере выведения КА системы ГЛОНАСС. Исследуется участок траектории разгонного блока с низкой круговой орбиты высотой $H \approx 180$ км до рабочей круговой орбиты с высотой 19135 км. На этом участке проводятся два включения двигательной установки разгонного блока. Первый активный участок формирует эллиптическую орбиту с высотой апогея, равной высоте рабочей орбиты КА ГЛОНАСС, а второй переводит КА на почти круговую рабочую орбиту. На первом участке циклограмма выведения задана жестко, т.е. обратной связи по измерениям параметров траектории нет. На втором участке обрабатывается обобщенный терминальный алгоритм управления. На рис. 3–4 представлены разбросы конечных параметров орбит при использовании на втором участке как жесткой циклограммы выведения (см. рис. 3), так и обобщенного терминального алгоритма (см. рис. 4).

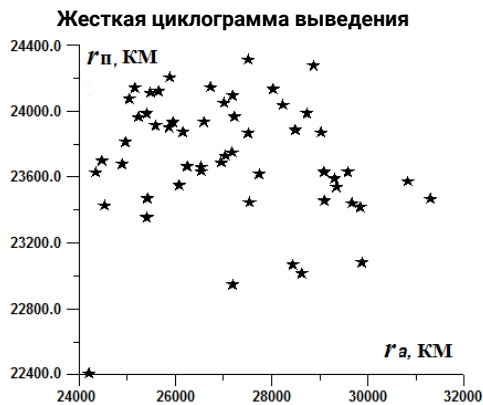


Рис. 3. Разбросы радиусов перицентра и апоцентра при жесткой циклограмме выведения
 Figure 3. Apocenter/pericenter phase plane – standard sequence diagram

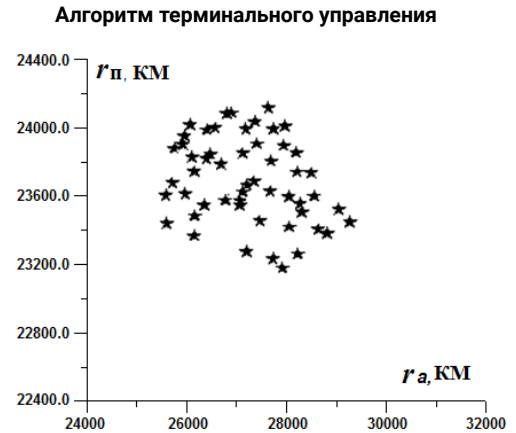


Рис. 4. Разбросы радиусов перицентра и апоцентра при использовании алгоритма терминального управления
 Figure 4. Apocenter/pericenter phase plane – terminal control algorithm

На рис. 5–8 представлены примеры результатов отработки средств проведения динамических операций на высокоэллиптических орбитах, связанных с изменением высоты перигея орбиты и периода обращения КА.

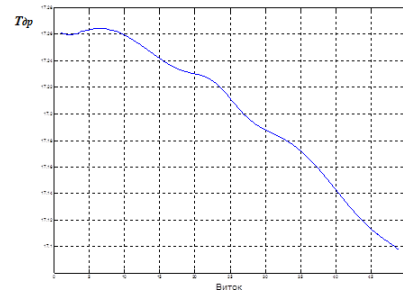


Рис. 5. Эволюция периода обращения
 Figure 5. Period evolution

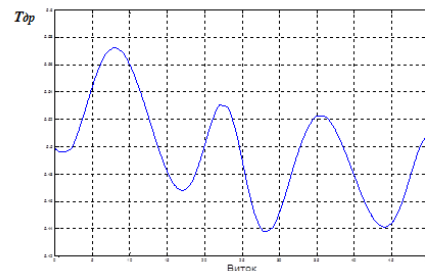


Рис. 6. Изменение периода обращения после проведения коррекции
 Figure 6. Period evolution after correction

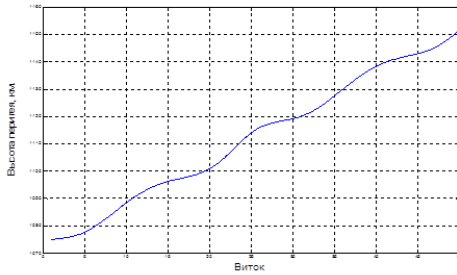


Рис. 7. Эволюция высоты перигея
Figure 7. Apocenter evolution

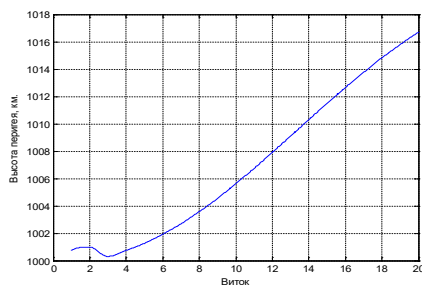


Рис. 8. Изменение высоты перигея после проведения коррекции
Figure 8. Apocenter evolution after correction

В случае отработки средств проведения динамических операций на круговой геостационарной орбите ($r=42164$ км, $e=10^{-4}$, $\Omega=30^\circ$, $i=4^\circ$, $\lambda_{mp}=45^\circ$) предполагалось, что для их проведения имеется бортовая корректирующая установка малой тяги, причем вектор тяги ориентируется вдоль нормали к радиус-вектору и по бинормали. Коррекции средней долготы и наклона осуществляются независимо, причем алгоритм коррекции наклона — заранее выбранная программа компенсации суточного ухода. В этом случае процесс выполнения динамической операции представляет собой последовательность коррекций наклона, на фоне которых осуществляется коррекция средней долготы. Начало очередного сеанса коррекций средней долготы, их продолжительность рассчитываются в соответствии с алгоритмом, описанным в четвертой главе. На рис. 9 представлены фазовые портреты в координатах: долгота восходящего узла — скорость дрейфа для разных начальных условий и рассчитанная точка сходимости процесса управления (y^* , v^*).

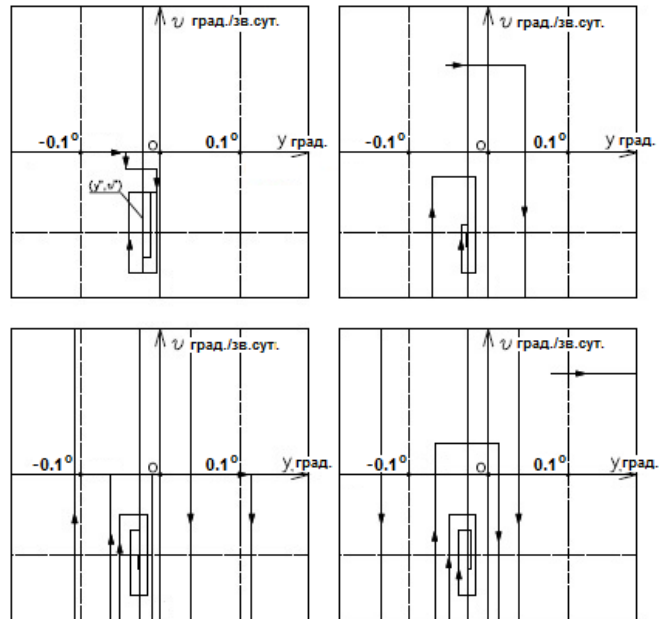


Рис. 9. Зависимость скорости дрейфа v от долготы восходящего узла y
Figure 9. Track drift velocity/ longitude of the ascending node

Заключение

В статье предложена методика решения задач, возникающих при разработке алгоритмов управления КА с учетом требований безопасности их проведения и создании специализированного программно-моделирующего комплекса. Сформированы требования к алгоритмическому и программному обеспечению средств отработки динамических операций. Предложен перечень математических моделей бортовых систем КА и внешней среды. Дана характеристика как классического решения, так и модифицированного алгоритма проведения динамических операций на фоне решения задачи удержания долготы восходящего узла круговой и высокоэллиптической орбиты и обобщенный терминальный алгоритм управления. Представлена методика формирования программно-моделирующего комплекса для отработки алгоритмов и программ проведения динамических операций КА. Кратко представлены примеры экспериментальной отработки динамических операций выведения, изменения и выполнения маневров на типовых орбитах КА.

Список литературы

1. Разумный В.Ю., Баранов А.А., Разумный Ю.Н. Проектирование орбитального построения космической системы для обслуживания космических аппаратов системы Globalstar // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2019. Т. 20. № 2. С. 111—122. doi: 10.22363/2312-8143-2019-20-2-111-122
2. Сухой Ю.Г. Коррекции орбит геостационарных спутников: в 3 частях. Ч. 1: Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников: пособие для специалистов. М.: Спутник+, 2011.
3. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Орбитальные коррекции космических аппаратов при выполнении динамических операций // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 2. С. 154—166.
4. Малышев В.В., Старков А.В., Толстенков П.С., Федоров А.В. Методы поддержания параметров структуры высокоорбитальной группировки космических аппаратов для компенсации ухудшения ее функциональных возможностей // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИмаш. 2017. № 2 (95). С. 37—45.
5. Zay Yar Win, Malyshev V.V., Bobronnikov V. T., Starkov A.V. The joint solution of problem of evasion and keeping in a neighborhood reference orbit // *Advances in the Astronautical Sciences*. CA, USA: Univelt Inc., 2020. Vol. 170. P. 433—442
6. Малышев В.В., Старков А.В., Федоров А.В. Методика разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов // Труды МАИ. 2012. № 57. С. 8.

Сведения об авторах

Малышев Вениамин Васильевич, заведующий кафедрой системного анализа и управления, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), доктор технических наук, профессор; Scopus Author ID: 7201400361; eLIBRARI AuthorID: 30; e-mail: veniaminmalyshev@mail.ru

Старков Александр Владимирович, профессор кафедры системного анализа и управления, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), доктор технических наук; Scopus Author ID: 56205648500, eLIBRARI SPIN-код: 5242-3413; e-mail: starkov@goldstar.ru

Федоров Александр Викторович, доцент кафедры системного анализа и управления, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), кандидат технических наук, доцент; Scopus Author ID: 55658057054, eLIBRARI SPIN-код: 6119-3614; e-mail: alexanderf@mail.ru,

Тришин Алексей Александрович, студент кафедры информационно-управляющих комплексов летательных аппаратов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); e-mail: trishin0202@mail.ru

About the authors

Veniamin V. Malyshev, Head of the Department of System Analysis and Management, Moscow Aviation Institute (National Research University), Doctor of Technical Sciences, Professor; Scopus Author ID: 7201400361, eLIBRARI AuthorID: 30; e-mail: veniaminmalyshev@mail.ru

Alexander V. Starkov, Professor of the Department of System Analysis and Management, Moscow Aviation Institute (National Research University), Doctor of Technical Sciences; Scopus Author ID: 56205648500, eLIBRARI SPIN-code: 5242-3413; e-mail: starkov@goldstar.ru

Alexander V. Fedorov, Associate Professor of the Department of System Analysis and Management, Moscow Aviation Institute (National Research University), Candidate of Technical Sciences; Scopus Author ID: 55658057054, eLIBRARI SPIN-code: 6119-3614; e-mail: alexanderf@mail.ru

Alexey A. Trishin, Student of the Department of Information and Control Systems of Aircraft, Moscow Aviation Institute (National Research University); e-mail: trishin0202@mail.ru

References

1. Razoumny VYu, Baranov AA, Razoumny YuN. Satellite constellation design of on-orbit servicing space system for GLOBALSTAR satellites. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2019;20(2):111—122. (In Russ.) doi: 10.22363/2312-8143-2019-20-2-111-122
2. Sukhoi YuG. *Korrekcii orbit geostacionarnykh sputnikov: V 3-h chastyah. CHast' 1. Osobennosti upravleniya orbital'nym dvizheniem i vozmushcheniya orbit geostacionarnykh sputnikov: Posobie dlya specialistov [Correction of the orbits of geostationary satellites: In 3 parts. Part 1. Features of orbital motion control and perturbation of the orbits of geostationary satellites: A manual for specialists]*. Moscow: Sputnik+ Publ.; 2011. (In Russ.)
3. Malyshev VV, Starkov AV, Fedorov AV. Orbital corrections of space vehicles while performing dynamic operations. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2013;52(2):313—325.
4. Malyshev VV, Starkov AV, Tolstenkov PS, Fedorov AV. Methods for maintaining the structure of the high-orbit constellation of spacecraft to compensate for the deterioration of its functionality. *Cosmonautics and rocket engineering*. 2017;2(95):37—45. (In Russ.)
5. Malyshev VV, Bobronnikov VT, Starkov AV. The joint solution of problem of evasion and keeping in a neighborhood reference orbit. *Advances in the Astronautical Sciences*. CA, USA: Univelt Inc. 2020;170:433—442.
6. Malyshev VV, Starkov AV. Development of program-modeling complex methodology for dynamic spacecraft operations and its means of testing. *Trudy MAI*. 2012;57:8. (In Russ.)