
УДК 629.783

Методика разработки программно-моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций космических аппаратов

В.В. Малышев, А.В. Старков, А.В. Федоров

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. Статья посвящена методике разработки программно-моделирующего комплекса решающего задачи отработки средств проведения динамических операций КА.

Ключевые слова.

космический аппарат; программно-моделирующий комплекс; база данных; открытая архитектура; имитационное моделирование; математические модели; высокоэллиптическая и круговая орбиты.

Проблема уменьшения угрозы столкновения КА с другими космическими объектами представляет собой сложную организационно-техническую задачу [1]. Активная защита подразумевает выполнение динамических операций таких как: выведение КА на орбиту (в том числе с использованием разгонного блока или буксира), переориентация на орбите для использования фрагментов корпуса КА в качестве экранной защиты, выполнение на орбите маневров уклонения от столкновения, выполнение маневров по захоронению отработавших КА и т.д.

Одним из основных направлений развития экспериментальной базы является разработка и внедрение современных средств математического моделирования, включая соответствующее математическое и программное обеспечение.

Актуальность и своевременность проблемы следует из того, что, как показал анализ существующего специализированного программного обеспечения, как на мировом рынке, так и во внутрикорпоративном сегменте традиционно оно строится либо на принципе создания исполняемого модуля с возможностью его настройки за счет подключения дополнительных библиотек, либо на принципе использования открытых кодов. В первом случае мы имеем практически закрытый для глубокой модификации программный продукт, а во втором вынуждены разбираться в исходных кодах программы, которые зачастую слабо документированы. В обоих случаях системным интегратором выступает первоначальный разработчик программного обеспечения.

Разумным шагом на пути к преодолению этой проблемы является специализация решений на основе концепции открытой архитектуры, при которой создание программно-моделирующего комплекса (ПМК) строится на основе следующих компонент [2]:

1. системы ведения данных, основанной на собственной модели представления и интерпретации информации, которая обеспечивает исполнение системой произвольных запросов к собственной базе данных и механизм межпрограммного взаимодействия;
2. единого, стандартизованного языка высокоуровневого описания объектов моделирования, входной и выходной информации и 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.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие основные задачи:

1. Исследовать требования, предъявляемые к ПМК отработки средств проведения динамических операций КА
2. Определить принципы построения и технический облик программно-моделирующего комплекса
3. Разработать имитационные модели бортовых систем КА и внешней среды
4. Разработать имитационные модели проведения динамических операций для КА на высокоэллиптических и круговых орбитах
5. Провести имитационное моделирование динамических операций выведения и изменения орбиты КА

При создании подобного комплекса целесообразно использовать принципы создания унифицированного программного обеспечения, методический и алгоритмический аппарат которого позволяет обрабатывать такие динамические операции как: 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, например – 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 задач сводится к двум базовым. Первая из них заключается в приведении вектора начального состояния КА группировки в заданную область пространства. Вторая задача – выполнение 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 будут применяться при построении рабочих алгоритмов.

На основе технических требований сформулируем 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.

При этом, основным функциональным назначением ПМК является: 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 в реальном времени с возможностью розыгрыша отказов и помех; управление процессом моделирования, как в диалоговом, так и в пакетном режиме работы, написание сценариев моделирования; оперативное отображение результатов моделирования в графическом и табличном виде; регистрация и обработка результатов моделирования, взаимодействие с бортовыми регистраторами.

Предлагаемая методика создания ПМК включает в себя: выбор модели-основания для решения задачи декомпозиции определение состава и структуры ПМК в целом; определение состава, структуры и набора данных управляющего модуля; определение состава и структуры системы ввода, хранения и первичной обработки данных; определение перечня макропрограмм, учитывающих особенности функционирования конкретного КА и отдельных его подсистем в интересах решаемой задачи.

В качестве модели-основания создания ПМК объект моделирования можно принять в виде, представленном на рисунке 1 [3]:

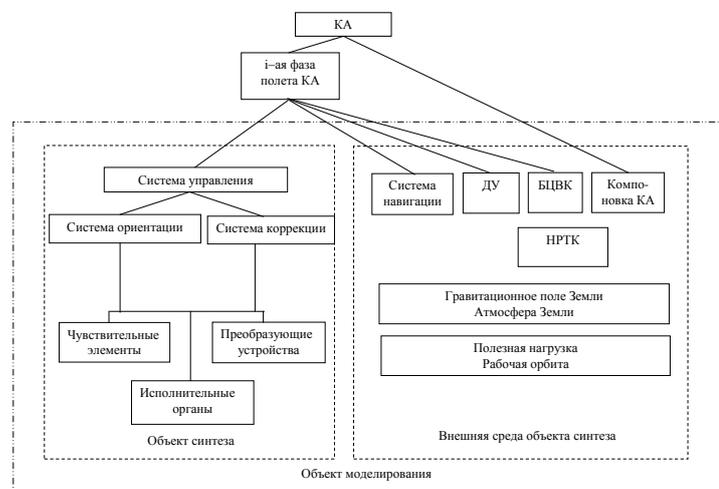


Рисунок 1. Модель–основание для задачи создания ПМК

На основе выбранной модели основания состав и структура ПМК может быть следующей (Рисунок 2):

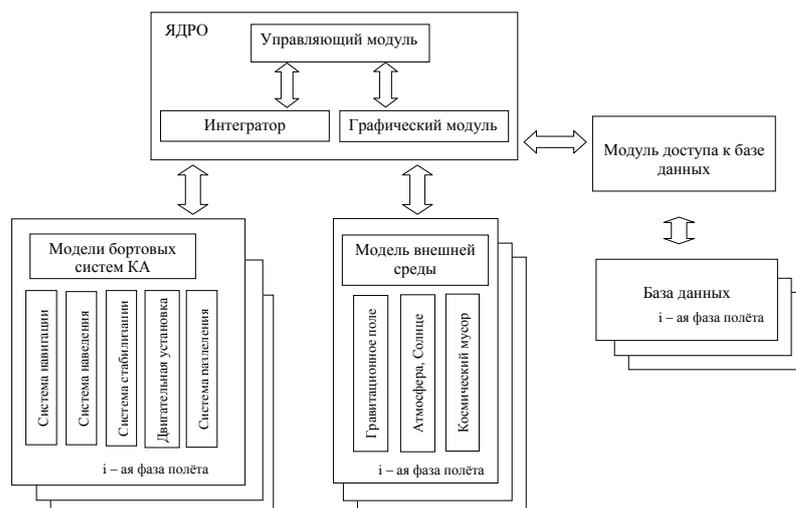


Рисунок 2. Структурная схема программного комплекса

На втором уровне иерархии находятся блоки моделирования функционирования бортовых систем КА и воздействия внешней среды, которые в свою очередь делятся на конкретные модели. Эти блоки создаются 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 и требуемой точности расчёта. Принятая структура обеспечивает возможность разработки отдельных блоков ПМК независимо друг от друга.

Для моделирования фазы полета необходимо задать исходные данные из БД, после чего управляющий модуль даёт команду на начало расчётов условия их проведения. Для расчёта параметров движения с необходимой точностью для каждой фазы полёта выбираются необходимые модели внешних воздействий и модели бортовых систем КА и интегрирование уравнений движения (модель движения задаётся в интеграторе). Результаты передаются в управляющий модуль, который осуществляет запуск графического модуля. Схематически этот процесс представлен на рисунке 3:

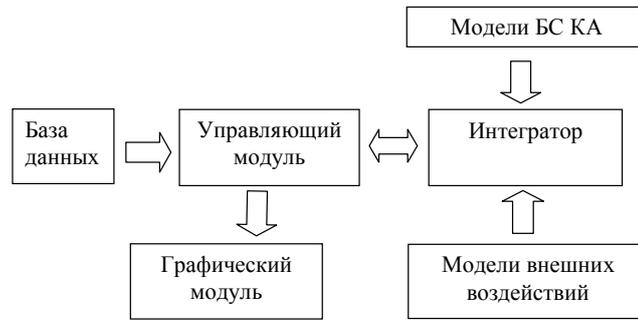


Рисунок 3. Взаимодействие компонент программно-моделирующего комплекса

Управляющий модуль реализуется в виде многоуровневого приложения. Оно характеризуется тем, что отдельные элементы могут выполняться на разных компьютерах и связываются между собой через локальную сеть. Более подробно архитектура управляющего модуля представлена на рисунке 4.

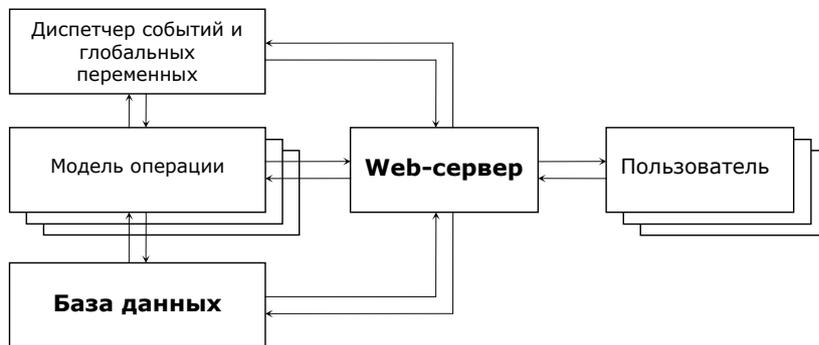


Рисунок 4. Архитектура управляющего модуля

Модель операций реализована 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. Модель операции в свою очередь состоит из основного модуля и динамически подключаемых внешних библиотек. Окончательный вид модели определяется требованиями проведения соответствующей динамической операции.

База данных предназначена для информационного обеспечения комплекса. В базе данных все необходимые параметры КА и внешней среды задаются в зависимости от фазы полёта. При этом предлагается считать, что процесс ввода КА в группировку, удержания, схода с орбиты и т.п. состоит из «элементарных» событий – фаз полета. БД строится на основе реляционной модели данных и удовлетворяет принципу "рабочая станция-сервер".

Главной особенностью предложенной модели данных является наличие логических связей между таблицами и передача функций обеспечения целостности данных на управляющий модуль. При реализации базы данных ключевым условием является рациональное использование процедурно-ориентированного и объектно-ориентированного интерфейсов.

Основой управляющего модуля является *диспетчер событий и глобальных переменных* (далее Диспетчер), который 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.

Программно он представляет собой автоматически подгружаемое приложение, доступное любому другому приложению в любом месте локально-вычислительной сети в любой момент времени. Диспетчер управляется системой команд (языком описания), которая позволяет: определять объектно-ориентированную иерархическую структуру объекта моделирования; формировать исходные и текущие данные для проведения моделирования; взаимодействовать с базой данных минуя стандартные SQL запросы; организовывать межпрограммное взаимодействие за счет инициализации событий, которые представляют собой сообщения, либо инициированные другими приложениями, либо возникающие как реакция на изменения данных в Диспетчере.

Web-сервер предназначен для компоновки модели операции, а также обеспечивает необходимый графический интерфейс. Интерфейс обеспечивается с помощью протокола HTTP. При этом на рабочем месте пользователя достаточно установить обычный Интернет-браузер.

Имитационные модели проведения динамических операций для КА на высокоэллиптических и круговых орбитах включают в себя модели бортовых систем, внешней среды и управления существенно влияющих на проведение динамических операций

Основы математические модели бортовых систем КА и внешней среды для средств отработки динамических операций включают в себя [4]: модель дискретно-событийного функционирования подсистем; модели учета нецентральности гравитационного поля Земли; модели влияния гравитационных полей Луны и Солнца; модели влияния давления солнечного света; модели функционирования двигательных установок.

Основные математические модели управления предназначены для выполнения следующих динамических операций: 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.

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

Решения поставленной задачи возможно как в классической, так и в стохастической постановках.

Классическое решение [5] предполагает проведение орбитальных коррекций с целью изменения двух параметров – высоты перигея орбиты и периода обращения КА.

Задача об изменении высоты перигея формулируется следующим образом. Задана исходная орбита. Полагается, что она определяется апогейным и перигейным расстояниями соответственно $r_{п1}, r_{a1}$. 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 $r_{a1} = r_{a2}$.

Задание перигейного и апогейного расстояний эквивалентно заданию фокального параметра (p) и относительного эксцентриситета (e). Оптимальный маневр при изменении высоты перигея характеризуется приложением управляющего трансверсального импульса в апогее исходной орбиты:

$$\Delta V_{\min} = V_{\text{кр}} \left(\sqrt{\frac{p_2}{r_1}} - \sqrt{\frac{p_1}{r_1}} \right) = \frac{\sqrt{K}}{r_{a1}} (\sqrt{p_2} - \sqrt{p_1}), \quad (1)$$

а зависимость между искомой величиной приращения скорости ΔV_{\min} и изменением высоты перигея $\Delta r_{п}$ имеет вид

$$\Delta V_{\min} = \sqrt{2 \frac{K}{r_{a1}}} \left(\sqrt{\frac{r_{п1} + \Delta r_{п}}{r_{a1} + r_{п1} + \Delta r_{п}}} - \sqrt{\frac{r_{п1}}{r_{a1} + r_{п1}}} \right) \quad (2)$$

Т.к. период обращения T зависит только от величины большой полуоси, то для изменения периода обращения исходной орбиты T_1 на величину ΔT достаточно произвести такой маневр, при котором большая полуось изменилась бы на величину Δa :

$$\Delta T = 2\pi \sqrt{\frac{(a_1 + \Delta a)^3}{K}} - T_1. \quad (3)$$

при этом для расчета маневра необходимо знать обратную зависимость, т.е. $\Delta a = \Delta a(\Delta T)$, которая имеет вид:

$$\frac{\Delta a}{a_1} = \left(1 + \frac{\Delta T}{T_1}\right)^{\frac{2}{3}} - 1.$$

уравнения связей представляются в следующем виде:

$$\Delta a = a_1 \left[\left(1 + \frac{\Delta T}{T_1}\right)^{\frac{2}{3}} - 1 \right],$$

$$\frac{p_2}{1 + e_2 \cos u_2} = \frac{p_1}{1 + e_1 \cos u_1}.$$

А сам оптимальный маневр при изменении большой полуоси орбиты характеризуется трансверсальным импульсом, приложенным в перигее орбиты.

Стохастический подход [6] к решению задачи управления подразумевает линейризацию исходных уравнений движения в окрестности средней долготы. Это позволяет синтезировать алгоритм управления для проведения динамических операций в окрестности опорной орбиты. Т.к. 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, то уравнения 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 уравнение движения долготы восходящего узла представимы в дискретном виде [7]:

$$y_{k+1} = y_k + [\vartheta_k + (1 + \mu_k)u_k]\Delta t_k + b_s \Delta t_k^2 + b_r \Delta t_k + \xi_{y_k} \quad (4)$$

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

где k – индекс, соответствующий моменту начала проведения времени

N – количество коррекций

$y_k = \Delta \lambda_k$ – отклонение ГДВУ от требуемого значения (в градусах);

ϑ_k – скорость изменения y_k или скорость дрейфа ГДВУ (в градусах/звездные сутки);

u_k – корректирующее воздействие или приращение скорости дрейфа, обусловленное работой КДУ (в градусах/звездные сутки);

μ_k – мультипликативная ошибка реализации корректирующего воздействия u_k

$\xi_{y_k}, \xi_{\vartheta_k}$ – случайные аддитивные возмущения;

b_s, b_r – постоянные на интервале времени Δt_k коэффициенты, вычисляемые по формулам:

$$b_r = -\frac{2(\Delta g_{rr} + \Delta g_{msr})}{V_0} ; b_s = -\frac{3\pi}{V_0} (\Delta g_{rs} + \Delta g_{mss})$$

где

$\Delta g_{rr}, \Delta g_{rs}$ - проекции гравитационного возмущающего ускорения;

$\Delta g_{msr}, \Delta g_{mss}$ – проекции осредненного на интервале Δt_k возмущающего ускорения от гравитационных полей Луны и Солнца.

Статистические характеристики случайных факторов $\mu_k, \xi_{y_k}, \xi_{\vartheta_k}$ считаются известными:

$$M[\mu_k] = M[\xi_{y_k}] = M[\xi_{\vartheta_k}] = 0 ; M[\xi_{y_k} \xi_{\vartheta_k}] = \kappa_k ; M[\mu_k^2] = \sigma_k^2;$$

Система уравнений плоского движения в векторно-матричном виде:

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k [(1 + \mu_k) u_k] + D_k + \xi_k \quad (5)$$

где

κ - число шагов;

x_k - n -мерный вектор состояния системы;

u_k - m -мерный вектор управления;

A_k - квадратная матрица размером $n \times n$

B_k - прямоугольная матрица размером $n \times m$;

D_k -неслучайный вектор размером $n \times 1$;

μ_k -мультипликативная ошибка управления;

ξ_k - вектор ошибок прогноза вектора состояния x_{k+1} ;

$$x_k = (y_k \vartheta_k)^T \xi_k = (\xi_{y_k} \xi_{\vartheta_k})^T A_k = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t_k \\ 0 & 1 \end{pmatrix} B_k = \begin{pmatrix} \Delta t_k \\ 1 \end{pmatrix}$$

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

В качестве характеристики конечной точности принимается величина:

$$J = \min_{\{u_k\}} M[x_{N+1}^T \lambda x_{N+1}] \quad (6)$$

Таким образом, задача оптимизации состоит в определении такого алгоритма коррекций $\{u_k(x_k), k = \overline{1, N}\}$, который позволит перевести КА изпроизвольного начального положения x_0 в конечное x_{N+1} при минимуме критерия и ограниченных запасах топлива.

Отметим, что предложенная модель движения содержит два типа аддитивных возмущений — систематические неслучайные D_k и случайные ξ_k . Этим она отличается от традиционных моделей, содержащих только случайные аддитивные возмущения. Решение поставленной задачи возможно в стохастической и минимаксной постановках.

В стохастической постановке оптимальное управление - линейная функция [6]:

$$u_k = -L_k x_k - d_k \quad (7)$$

где коэффициенты обратной связи L_k и смещение d_k вычисляются с помощью рекуррентных соотношений, представленных, например, в [6].

Особый интерес при формировании алгоритмов управления представляет возможность 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 по формуле (7) при $N=1$. В этом случае возможно определить вектор состояния КА в установившемся режиме как функцию от интервалов времени между коррекциями Δt_k 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.

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, позволяющие 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 иллюстрации практического применения разработанной методики по созданию ПМК проведено *имитационное моделирование* и решены следующие практические задачи:

- Проведена обработка средств выведения КА на высокоэллиптическую орбиту
- Проведена обработка средств выведения КА на круговую орбиту

- Проведена отработка средств проведения динамических операций на высокоэллиптических орбитах
- Проведена отработка средств проведения динамических операций на круговой геостационарной орбите

Отработка средств выведения КА на высокоэллиптическую орбиту. Исследуется участок траектории движения разгонного блока «Фрегат» с низкой круговой орбиты высотой $\cong 180$ км до рабочей орбиты. На этом участке проводятся два включения двигательной установки разгонного блока. Первый активный участок формирует промежуточную эллиптическую орбиту, а второй переводит КА на эллиптическую орбиту с высотой в перигее около 1000 км и периодом обращения около 12 часов. На первом участке циклограмма выведения задана жестко, т.е. обратной связи по измерениям параметров траектории нет. На втором участке может использоваться как жесткая циклограмма выведения, так и обобщенный терминальный алгоритм управления. На рисунках 6-8 представлен характер изменения по времени орбитальных параметров как при отсутствии возмущения, так и при наличии предельных возмущений.

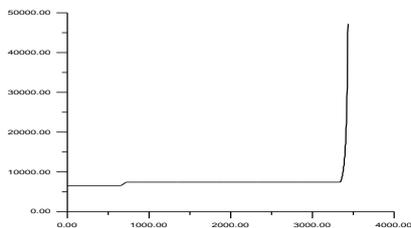


Рисунок 6. Изменение радиуса апоцентра по времени.

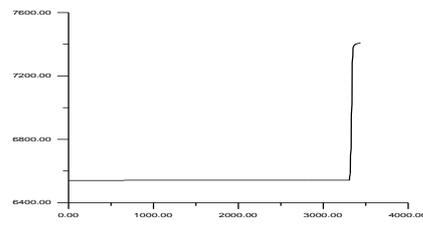


Рисунок 7. Изменение радиуса перигея по времени

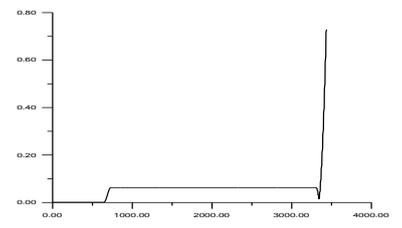
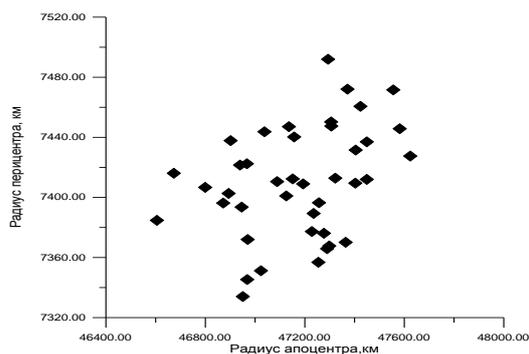


Рисунок 8. Изменение эксцентриситета по времени

Ниже представлены разбросы конечных параметров орбит при использовании на втором участке как жесткой циклограммы выведения (рисунки 9,11), так и обобщенного терминального алгоритма (рисунки 10,12)

Жесткая циклограмма выведения



Алгоритм терминального управления

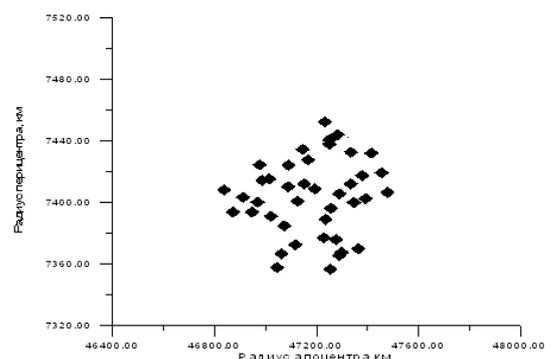


Рисунок 9. Разбросы радиусов перицентра и

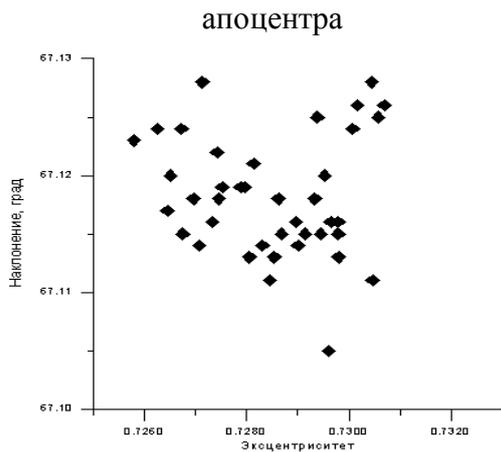


Рисунок 10. Разбросы радиусов перицентра и

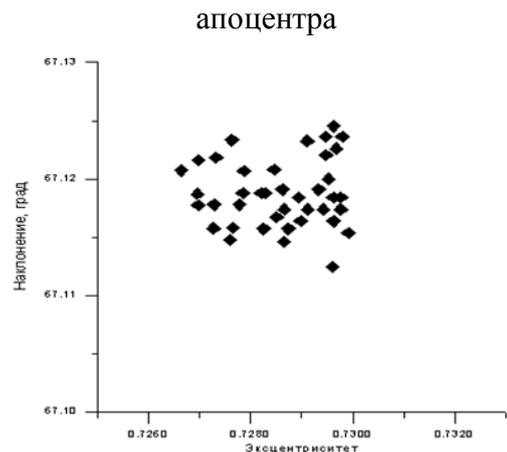


Рисунок 11. Разбросы эксцентриситета и
наклонения

Рисунок 12. Разбросы эксцентриситета и
наклонения

Отработка средств выведения КА на круговую орбиту. Исследуется участок траектории разгонного блока «Фрегат» с низкой круговой орбиты высотой 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 может использоваться как жесткая циклограмма выведения, так и обобщенный терминальный алгоритм управления. На рисунках 13-15 представлен характер изменения по времени орбитальных параметров как при отсутствии возмущения, так и при наличии предельных возмущений.

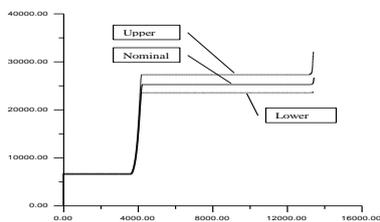


Рисунок 13. Изменение
радиуса апоцентра по времени.

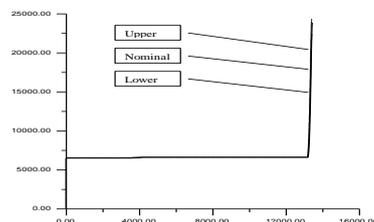


Рисунок 14. Изменение радиуса
перицентра по времени

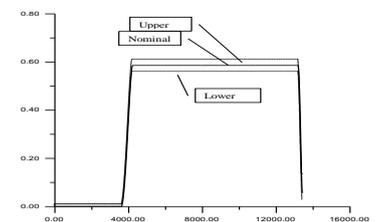


Рисунок 15. Изменение
эксцентриситета по
времени

Ниже представлены разбросы конечных параметров орбит при использовании на втором участке как жесткой циклограммы выведения (рисунки 16,18), так и обобщенного терминального алгоритма (рисунки 17,19)

Жесткая циклограмма выведения

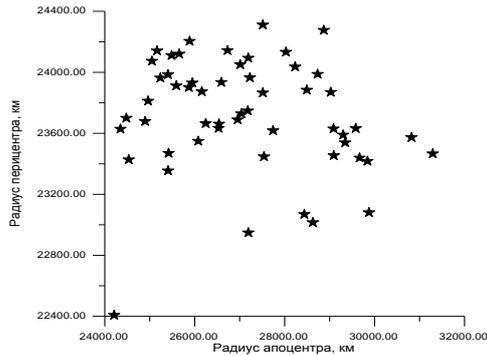


Рисунок 16. Разбросы радиусов перицентра и апоцентра

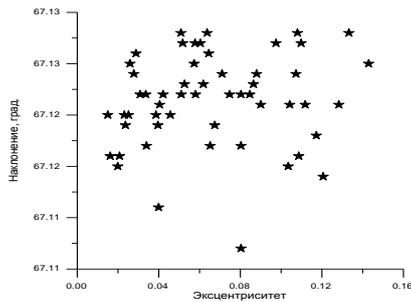


Рисунок 18. Разбросы эксцентриситета и наклонения

Алгоритм терминального управления

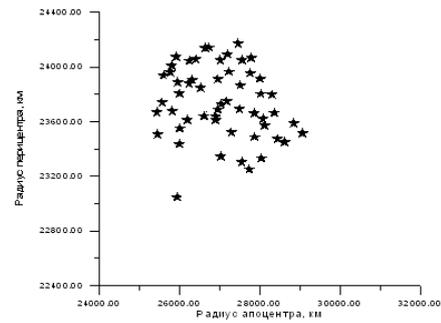


Рисунок 17. Разбросы радиусов перицентра и апоцентра

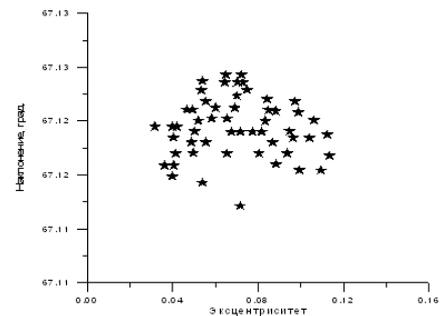


Рисунок 19. Разбросы эксцентриситета и наклонения

Отработка средств проведения динамических операций на высокоэллиптических орбитах связанных с изменением высоты перигея орбиты и периода обращения КА.

На рисунках 20,21 показаны результаты изменения периода обращения и перигея орбиты с учетом и без учета проведения маневров:

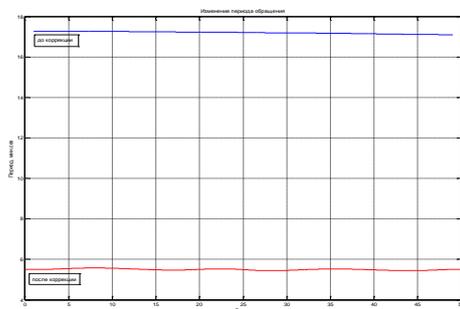


Рисунок 20. Изменение периода обращения

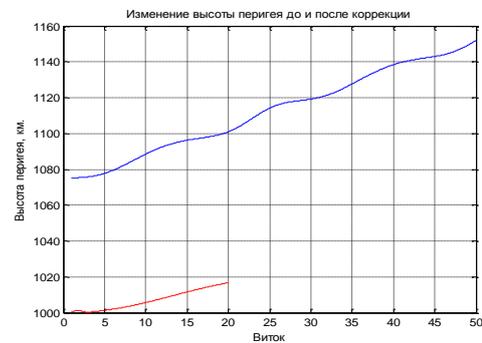


Рисунок 21. Изменение высоты перигея

Отработка средств проведения динамических операций на круговой геостационарной орбите. Для их проведения имеется бортовая корректирующая установка (КДУ) малой тяги, причем вектор тяги ориентируется вдоль нормали к радиус-вектору и по бинормали. Коррекции средней долготы и наклонения 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 рассчитывается в соответствии с алгоритмом, описанным в четвертой главе. Проведено статистическое моделирование процесса коррекций долготы восходящего узла спутника на стационарной орбите: $r=42164\text{км}$, $e=10^{-4}$, $\Omega=30^\circ$, $i=4^\circ$, $\lambda_{mp}=45^\circ$. На рисунках 5.4.1-5.4.8 представлены фазовые портреты в координатах: долгота восходящего узла – скорость дрейфа для разных начальных условий и рассчитанной точкой сходимости процесса управления (y^*, v^*) .

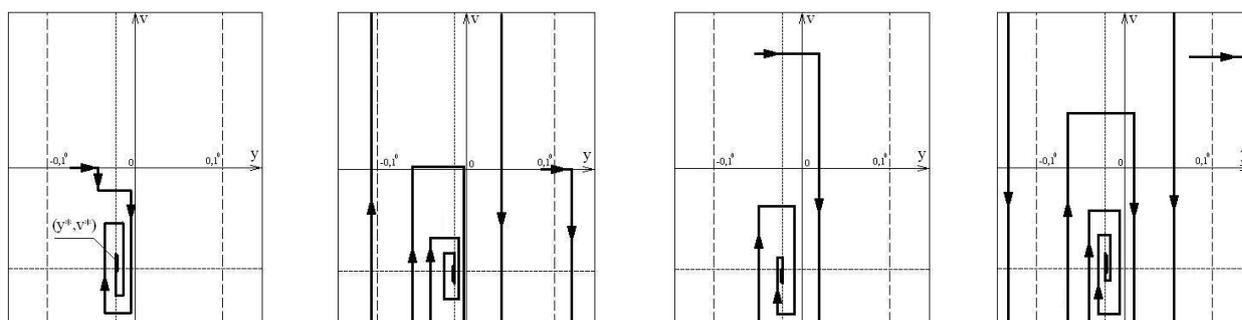


Рисунок 22. Периодичность коррекций 1 оборот.

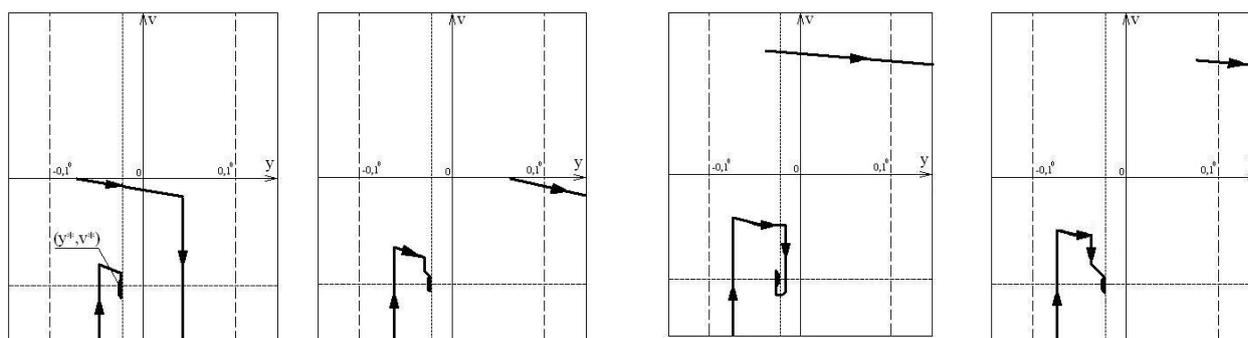


Рисунок 23. Периодичность коррекций 3 оборота.

Таким образом, в статье предложена методика создания моделирующего комплекса для отработки средств проведения динамических операций КА, включающая в себя: требования, принципы построения и технический облик ПМК, методика создания ПМК и базы данных, подходы к формированию имитационных моделей внешней среды и подсистем КА. Предложен комплекс имитационных моделей бортовых систем КА и внешней среды. Представлены результаты отработки методики для отработки проведения динамических операций для КА на высокоэллиптических и круговых орбитах, при этом рассмотрены

вопросы построения алгоритмов управления, как в классической, так и в стохастической постановках.

Библиографический список

1. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов.- М.:Машиностроение, 2003.
2. Н. А. Важенин, Ю. М.Галантерник, А. А. Каплунов и др. Имитационное моделирование спутниковых радиосетей: М.: Изд-во НИИ ТП, 1993. 80 с.
3. Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем: учебное пособие. - М.: Изд-во МАИ, 2001.
4. Сухой Ю.Г. Коррекции орбит геостационарных спутников: В 3-х частях. Часть 1. Особенности управления орбитальным движением и возмущения орбит геостационарных спутников: Пособие для специалистов. – М: Издательство «Спутник+», 2011.
5. Чернявский Г.М., Бартенев В.А. Орбиты спутников связи. – М.: Связь, 1978. – 240 с.
6. Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 440с.: ил.
7. Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. – М.: Машиностроение, 1984 – 144 с., ил.

Сведения об авторах.

Малышев Вениамин Васильевич, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., профессор.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-43-55; e-mail: veniaminmalyshev@mail.ru

Старков Александр Владимирович, старший преподаватель Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-43-55; e-mail: starkov@goldstar.ru

Федоров Александр Викторович, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993; тел.: (499) 158-43-55; e-mail: alexanderf@mail.ru