

На правах рукописи



Войсковский Андрей Павлович

**Автономное управление движением центра масс  
геостационарного космического аппарата на этапах  
довыведения, перевода в рабочую позицию и удержания**

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2016 год

Работа выполнена на кафедре «Информационно-управляющие комплексы летательных аппаратов» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: Федоров Александр Викторович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Системный анализ и управление» Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Официальные оппоненты: Белоконов Игорь Витальевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Межвузовская кафедра космических исследований» федерального государственного авиационного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Ковков Джордж Владимирович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Управления конкурентоспособностью аэрокосмических предприятий» Российского университета дружбы народов

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина», 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, дом 24.

Защита состоится «27» декабря 2016 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, дом 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2016 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.12

к.т.н., доцент

\_\_\_\_\_ Старков А.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Определяющей тенденцией совершенствования спутниковых систем мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций и телевидения с использованием геостационарных спутников связи является стремление к автономности управления космическим аппаратом (КА) на всех этапах его жизненного цикла. Конечной целью перехода к автономному управлению является снижение расходов на содержание наземной инфраструктуры и повышение надежности функционирования КА путем максимально возможного исключения влияния человеческого фактора.

Реализация этой тенденции в отношении геостационарных КА требует применения новых аппаратных средств навигации и управления, таких, как стационарные плазменные двигатели малой тяги, бортовые приемники сигналов ГЛОНАСС, обмен навигационной информацией по межспутниковым линиям связи. Кроме того, необходима разработка алгоритмов управления движением КА, способных работать без вмешательства наземного контура на следующих этапах его жизненного цикла

- довыведение на ГСО,
- перевод в рабочую позицию ГСО,
- удержание в рабочей позиции,
- перевод в другую орбитальную позицию на ГСО,
- захоронение.

При этом необходимо обеспечить решение целевых задач КА на перечисленных этапах в соответствии с международными требованиями. Предварительный анализ источников показывает, что, согласно современным требованиям, стабилизация положения центра масс КА в рабочей позиции на ГСО должна обеспечиваться с точностью по долготе не хуже  $0.05..0.1$  градуса, по наклонению не хуже  $0.3$  градуса.

**Цель работы.** Формирование алгоритмов автономного управления движением центра масс КА на этапах его довыведения на ГСО с помощью ЭРДУ, перевода в рабочую точку и удержания в ней, обеспечивающих выполнение международных требований по точности с учетом случайных ошибок управления и навигации.

**Объект исследования.** Замкнутая система автономного управления движением центра масс КА при его довыведении на ГСО с помощью ЭРДУ малой тяги, приведении в рабочую орбитальную позицию и удержании в ней на основе оценок вектора состояния, генерируемых автономной бортовой навигационной системой.

**Предмет исследования.** Квазиоптимальный алгоритм автономного управления движением центра масс при довыведении КА на ГСО, алгоритмы автономного управления движением центра масс на этапах приведения КА в рабочую позицию и удержания в ней, разрабатываемые с использованием комбинированного метода оптимизации, подразумевающего разбиение искомого вектора управления стохастической системой на программную и синтезируемую компоненты.

**Методы исследования.** Основными методами исследования, используемыми в работе, являются методы системного анализа, динамики полета, теории управления, статистические методы обработки данных, методы

программирования и синтеза оптимального управления. При программной реализации математического обеспечения используются методы объектно-ориентированного программирования и мультизадачность операционной системы Windows.

**Научная новизна.** В работе получены следующие результаты, обладающие новизной и научной значимостью:

- разработан алгоритм автономного управления движением центра масс КА при переводе в рабочую позицию в стохастической постановке по интегро-терминальному критерию с учетом детерминированных возмущений от гравитационного поля Земли, гравитации Луны и Солнца и случайных ошибок управления и навигации;
- разработан алгоритм синтеза управления удержанием КА в рабочей позиции на ГСО в стохастической постановке в установившемся режиме;
- получена оценка достигаемой точности автономного управления движением центра масс КА на этапах довыведения, приведения в рабочую позицию на ГСО и удержания в ней с учетом ошибок решения навигационной задачи, что существенно отличает настоящую работу от предыдущих аналогов.

**Практическая значимость результатов исследования.** Результаты, полученные в диссертационной работе, могут найти дальнейшее применение как для действующих, так и для перспективных КА и систем, а именно:

- разработанные алгоритмы и программно-моделирующий комплекс могут быть использованы при отработке автономных систем управления динамическими операциями КА на околокруговых орбитах, отличных от ГСО;
- все предложенные в работе методы и алгоритмы реализованы в виде программно-моделирующего обеспечения, имеющего открытую архитектуру и позволяющего решать задачи отработки средств автономного проведения динамических операций КА с исключением нештатных ситуаций из-за ошибок операторов.

**Достоверность** полученных результатов подтверждается использованием апробированного математического аппарата, обоснованием полученных результатов математическими расчетами и сравнительным анализом полученных результатов моделирования, проведенного в работе, с опубликованными результатами работ по данной тематике.

**Внедрение результатов работы.** Результаты работы использованы в рамках ПНИ ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (№RFMEFI57414X0100), а также в учебном процессе кафедр 704 и 604. Имеются акты о внедрении результатов диссертации на предприятии - индустриальном партнере ПНИ АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва, а также акты внедрения результатов диссертации в учебный процесс кафедр 604 и 704.

**Апробация работы.** Результаты работы доложены и получили одобрение на конференциях различного уровня, включая международные:

- 25-й Симпозиум Европейского космического агентства по проблеме «Динамика космического полета» (Мюнхен, Германия, 2015);

- Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием «Космонавтика XXI века» (Королев, Московская обл. 2016);
- 15-я конференция Авиации и Космонавтика ( Москва, МАИ, 2016 г).

Результаты диссертационного исследования опубликованы в двух статьях [1,2] в рецензируемых научных журналах, индексируемых в международных системах цитирования Scopus и «Web of science» и научно-техническом отчете [3].

**Структура и объем работы.** Диссертация содержит введение, четыре главы, заключение, список использованных источников. Работа изложена на 128 страницах машинописного текста и содержит 44 рисунка, 150 формул. В списке источников 19 наименований.

#### **На защиту выносятся:**

- математические модели управляемого движения центра масс КА на ГСО с учетом детерминированных и случайных воздействий, вызываемых естественными факторами, ошибками решения навигационной задачи и ошибками работы элементов системы управления;
- алгоритмы автономного управления движением центра масс на этапах приведения в рабочую позицию и удержания в ней, разрабатываемые с использованием комбинированного метода оптимизации;
- применение квазиоптимального алгоритма управления движением центра масс КА с обратной связью на этапе довыведения на ГСО с учетом влияния случайных и неконтролируемых факторов;
- программно-моделирующий комплекс отработки замкнутой системы автономного управления движением центра масс КА на ГСО с обратной связью по данным системы навигации;
- результаты моделирования замкнутой автономной системы управления движением центра масс КА на ГСО, подтверждающие возможность обеспечения требуемых международных требований к точности приведения и удержания с использованием разработанных алгоритмов автономного управления.

## **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов работы. Описана структура диссертации и дано краткое содержание ее разделов.

**Первая глава** содержит постановку технической задачи, включая анализ состояния обсуждаемой в работе проблемы с учетом российского и международного опыта. Целью такого анализа является выявление наиболее актуальных тенденций совершенствования методов и алгоритмов высокоточного автономного стохастического управления применительно к КА на ГСО, а также описание наиболее сложных технических задач, решение которых должно обеспечить требуемую в соответствии с международными требованиями точность управления движением центра масс КА на рассматриваемых этапах его жизненного цикла:

- довыведения КА на ГСО в окрестность рабочей позиции при помощи собственной ЭРДУ;
- приведения в рабочую позицию орбитальной структуры после довыведения;

- удержания в окрестности номинального положения рабочей позиции в течение длительных промежутков времени.

Анализ отечественных и зарубежных источников показывает, что при решении задачи автономного управления движением центра масс КА необходимо учитывать три группы неконтролируемых факторов, а именно:

- неконтролируемые факторы, вызываемые влиянием внешней среды;
- неконтролируемые факторы, вызываемые ошибками работы бортовых аппаратных средств;
- ошибки решения навигационной задачи.

Навигационное обеспечение в данной работе представлено блоком навигации, интерпретируемым как «черный ящик», генерирующий оценки компонент расширенного вектора состояния КА и соответствующие апостериорные матрицы ковариации. Таким образом, при синтезе математического и алгоритмического обеспечения управления КА мы считаем, что в любой момент времени доступны статистические характеристики (математическое ожидание и ковариационная матрица) расширенного вектора состояния в абсолютной системе координат и оскулирующих элементов орбиты.

**Вторая глава** посвящена формализации задач автономного управления на рассматриваемых этапах жизненного цикла КА на ГСО. Эта глава содержит математические модели управляемого движения центра масс КА на этапах довыведения на ГСО, перевода на рабочую долготу и удержания в точке стояния.

Модели управляемого движения центра масс КА учитывают следующие факторы:

- гравитационное воздействие Земли по разложению гравитационного потенциала по сферическим функциям из актуальных бюллетеней IERS;
- гравитационное воздействие Луны и Солнца с использованием координат небесных тел, вычисленных путем аппроксимации эфемерид из каталогов DELE405 полиномами Чебышева;
- давление солнечного света на КА с учетом функции тени и учета площади видимого со стороны КА солнечного диска;
- прецессию и нутацию Земной оси в соответствии с рекомендациями IERS.

Формализация модели управляемого движения центра масс КА использует следующие математические модели процессов функционирования бортовых аппаратных средств:

- модель работы ЭРДУ при выведении КА на ГСО с учетом статистических характеристик ошибок;
- модель газореактивных сопел с учетом нелинейного характера формирования тяги.

С учетом особенностей перечисленных выше математических моделей управляемого движения центра масс КА, внешней среды и аппаратных средств формализованы две исходные задачи автономного управления движением, решаемые в последующих главах работы.

Первая задача заключается в формировании алгоритма автономного управления движением центра масс КА на этапе от окончания довыведения до приведения в рабочую окрестность орбитальной позиции на ГСО с использованием данных навигационной системы, формирующей на данном этапе, в том числе, оценки случайных отклонений модуля и ориентации вектора тяги ЭРДУ. Рабочая

окрестность задана параллелепипедом допустимых отклонений координат КА вдоль орбиты, по радиусу и по бинормали.

Вторая задача заключается в формировании алгоритма автономного управления коррекциями удержания КА в рабочей окрестности орбитальной позиции на длительном интервале времени по данным навигационной системы, формирующей на этом этапе оценки случайных ошибок тяги двигателей коррекции.

Все задачи автономного управления формализуются и решаются в стохастической постановке как задачи управления по полным данным с последующим моделированием замкнутого контура, включающего блок навигации.

Для синтеза управления используется модификация линеаризованной в окрестности ГСО системы нелинейных дифференциальных уравнений, полученных в работах В.В. Малышева и А.В. Федорова. Ее новизна заключается в том, что такая модель движения явно учитывает случайные ошибки навигации и неслучайные возмущения от нецентральности гравитационного поля Земли. Эта система уравнений имеет вид:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \hat{\mathbf{A}}_k \mathbf{X}_k + \hat{\mathbf{B}}_k [\mathbf{F}_k (1 + \mu_k) + \boldsymbol{\eta}_k] + \hat{\mathbf{S}}_k, \quad k = \overline{1, N}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{X}_k = (\Delta\lambda_k \ v_k \ e_{xk} \ e_{yk} \ \Delta i_k \ \Delta\Omega_k \ \Delta\omega_k)^T$  – семимерный вектор состояния в момент начала  $k$ -й коррекции;  $\Delta\lambda$  – отклонение текущей долготы КА от номинальной;  $v_2$  – скорость дрейфа долготы;  $e_x$  и  $e_y$  – элементы вектора эксцентриситета;  $\Delta i$  – наклонение орбиты к экватору;  $\Delta\Omega$  – отклонение долготы восходящего узла от номинального значения;  $\Delta\omega$  – отклонение аргумента перигея от номинала;  $\mathbf{F}_k$  – вектор управляющего ускорения от тяги ЭРДУ;  $\mu_k$  – мультипликативная центрированная гауссова ошибка;  $\boldsymbol{\eta}_k$  – центрированный гауссов вектор аддитивной ошибки навигации;  $\hat{\mathbf{S}}_k$  – вектор неслучайных возмущающих факторов;  $N$  – число циклов коррекции. Далее введены следующие обозначения:

$$\hat{\mathbf{A}}_k = \begin{pmatrix} \mathbf{A}_k & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 \end{pmatrix}, \quad \hat{\mathbf{B}}_k = \begin{pmatrix} \mathbf{B}_k & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_k \end{pmatrix}, \quad \hat{\mathbf{S}}_k = (\mathbf{S}_k \ 0 \ 0 \ 0)^T, \quad \theta_k = \omega_0 (t_k + \tau_k).$$

$$\mathbf{A}_k = \begin{pmatrix} 1 & \frac{\theta_k}{2\pi} & -\frac{2(1-\cos\theta_k)}{r_0} & \frac{2\sin\theta_k}{r_0} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cos\theta_k & \sin\theta_k \\ 0 & 0 & -\sin\theta_k & \cos\theta_k \end{pmatrix}, \quad \mathbf{B}_k = \begin{pmatrix} \frac{1}{V_0} \left[ \frac{4(1-\cos\omega_0\tau_k)}{\omega_0} - \frac{3\omega_0\tau_k^2}{2} \right] & -\frac{2(\omega_0\tau_k - \sin\omega_0\tau_k)}{V_0\omega_0} \\ -\frac{6\pi\tau_k}{V_0} & 0 \\ \frac{2(1-\cos\omega_0\tau_k)}{\omega_0^2} & \frac{\sin\omega_0\tau_k}{\omega_0^2} \\ \frac{2\sin\omega_0\tau_k}{\omega_0^2} & -\frac{1-\cos\omega_0\tau_k}{\omega_0^2} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{C}_k = \begin{pmatrix} \frac{2}{V_0\omega_0} \cos\left(\frac{\omega_0\tau_k}{2} + \alpha_k\right) \sin\frac{\omega_0\tau_k}{2} \\ -\frac{2}{V_0\omega_0 \sin i_0} \sin\left(\frac{\omega_0\tau_k}{2} + \alpha_k\right) \sin\frac{\omega_0\tau_k}{2} \\ \frac{2\text{ctg} i_0}{V_0\omega_0 \sin i_0} \sin\left(\frac{\omega_0\tau_k}{2} + \alpha_k\right) \sin\frac{\omega_0\tau_k}{2} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{S}_k = \begin{pmatrix} \frac{1}{V_0} \left[ \frac{4(1-\cos\theta_k)}{\omega_0} - \frac{3\theta_k(t_k + \tau_k)}{2} \right] \Delta g_{or} - \frac{2(\theta_k - \sin\theta_k)}{V_0\omega_0} \Delta g_{or} \\ -\frac{6\pi(t_k + \tau_k)}{V_0} \Delta g_{or} \\ \frac{2\Delta g_{or}(1-\cos\theta_k) + \Delta g_{or} \sin\theta_k}{\omega_0^2} \\ \frac{2\Delta g_{or} \sin\theta_k - \Delta g_{or}(1-\cos\theta_k)}{\omega_0^2} \end{pmatrix}.$$

Здесь:  $\tau_k$  – длительность  $k$ -ого активного участка,  $t_k$  – длительность  $k$ -ого пассивного участка,  $\mathbf{I}_3$  – единичная матрица размером  $3 \times 3$ ,  $\Delta g_0$  – осредненные возмущающие ускорения.

Так как блочные матрицы  $\hat{\mathbf{A}}_k$  и  $\hat{\mathbf{B}}_k$  диагональные, модель (1) расщепляется на две подсистемы. Это обстоятельство позволяет говорить о возможности раздельного синтеза алгоритмов управления в плоскости орбиты и управления плоскостью орбиты.

Модель управляемого движения в плоскости орбиты принимает вид:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k (1 + \mu_k) + \mathbf{S}_k + \mathbf{v}_k, \quad (2)$$

где  $\mathbf{x}_k = (\Delta \lambda_k \quad v_k \quad e_{xk} \quad e_{yk})_k^T$ ,  $\mathbf{v}_k = \mathbf{B}_k \boldsymbol{\eta}_k$ .

Для формирования алгоритма коррекции наклонения из (1) выделяется уравнение управляемой эволюции под действием малого бинормального ускорения:

$$i_{k+1} = i_k + \frac{2f_N}{V_0 \omega_0} \cos\left(\alpha_k + \frac{\omega_0 \tau_k}{2}\right) \sin\left(\frac{\omega_0 \tau_k}{2}\right). \quad (3)$$

В рамках стохастического подхода все случайные возмущения принимаются гауссовыми с заданными статистическими характеристиками.

$$M[\mu_k^2] = \sigma_{\mu k}^2, \quad \mathbf{H} = M[\boldsymbol{\eta}_k \boldsymbol{\eta}_k^T], \quad M[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T] = \mathbf{\Pi}_k, \quad \mathbf{\Pi}_k = \mathbf{B}_k \mathbf{H}_k \mathbf{B}_k^T.$$

**Третья глава** содержит описание используемого в данной работе алгоритма автономного управления движением КА на этапе доведения, а также разрабатываемых алгоритмов автономного управления на этапах приведения и удержания. Алгоритмы управления на этапах приведения в рабочую позицию и удержания создаются путем решения стохастической задачи синтеза оптимального управления по полным данным с последующим моделированием замкнутого контура, включающего алгоритм навигации. Функциональная схема процесса моделирования этого контура приведена на рис. 1.

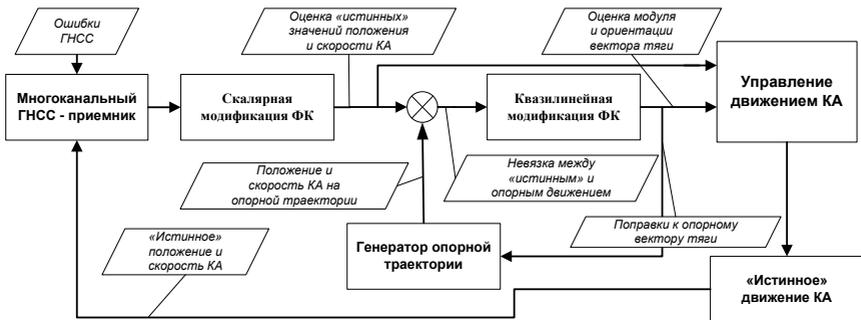


Рис. 1. Функциональная схема замкнутой системы управления движением КА

В данной работе на этапе доведения используется так называемый квазиоптимальный алгоритм управления с обратной связью, разработанный В.Г. Петуховым. Алгоритм позволяет определить текущее направление вектора тяги ЭРДУ как функцию компонент вектора состояния КА. Этот алгоритм, строго говоря, детерминированный, однако в данной работе он использует для формирования текущего направления вектора тяги ЭРДУ не точные значения компонент вектора состояния КА, а результаты решения навигационной задачи, формируемые, как уже

указывалось, блоком навигации, включенным в замкнутый контур управления движением.

На остальных рассматриваемых этапах жизненного цикла КА на ГСО алгоритм управления определяет последовательность моментов включения и выключения двигателей коррекции. Вводится в рассмотрение обобщенный вектор  $U = (u \mid t \mid N)$  управления системой со следующими компонентами:  $u = \{u_k, k = \overline{1, N}\}$  – последовательность активных воздействий;  $t = \{t_k, k = \overline{1, N}\}$  – последовательность интервалов между коррекциями (длительности пассивных участков).

Длительность активного участка  $\tau_k$  коррекции связана с модулем  $\mathbf{u}_k$  линейной зависимостью  $\tau_k = k_\tau |\mathbf{u}_k|$ , где  $k_\tau$  – коэффициент пропорциональности. В начальный момент времени ( $k=1$ ) заданы начальные условия:  $\Delta\lambda_1$  – разность текущей и требуемой долготы орбитальной позиции;  $\Delta\dot{\lambda}_1$  – скорость дрейфа долготы;  $e_1$  – эксцентриситет орбиты;  $\vartheta_1$  – истинная аномалия. Процесс приведения КА в орбитальную позицию считается законченным, если выполняются следующие терминальные требования:

$$|\Delta\lambda_{N+1}| \leq \Delta\lambda_m, \quad |v_{N+1}| \leq \Delta v_m, \quad \sqrt{\frac{e_{x,N+1}^2 + e_{y,N+1}^2}{r_0^2}} \leq e_m.$$

Требуется найти обобщенный вектор управления  $U = (u \mid t \mid N)$  системой (2), который обеспечил бы ее перевод из начального состояния в конечное с требуемой точностью при минимальных энергетических затратах. Вектор управления должен быть найден в допустимой области

$$\hat{U} = \{U \mid t_k^l \leq t_k \leq t_k^h, \quad k = \overline{1, N}\},$$

где  $t_k^l$  и  $t_k^h$  – нижнее и верхнее ограничения длительности  $k$ -го пассивного участка. Энергетические затраты будем оценивать математическим ожиданием величины

$$J^0 = \sum_{k=1}^N \mathbf{u}_k^T \mathbf{u}_k.$$

В качестве характеристики конечной точности примем математическое ожидание квадратичной формы

$$J^1 = \mathbf{x}_{N+1}^T \mathbf{K}^1 \mathbf{x}_{N+1}.$$

Составим обобщенный критерий оптимальности

$$\bar{J} = M[J] = M[\alpha J^0 + J^1], \quad (4)$$

где  $\alpha$  – множитель Лагранжа, подлежащий определению. Его следует искать как неотрицательный корень уравнения  $\bar{J}^1(\alpha) = \bar{J}_*$  при  $\bar{J}_* = 1/\chi$ .

Линейность модели (2) по  $\mathbf{x}_k$  и условная линейность по  $\mathbf{u}_k$  позволяет сформировать результат решения стохастической задачи синтеза управления по полным данным с использованием достаточных условий оптимальности в форме Р.Беллмана по квадратичному критерию Больца (4) в виде линейной зависимости управления от вектора текущего состояния:

$$\mathbf{u}_k = -\mathbf{L}_k \mathbf{x}_k - \mathbf{d}_k, \quad (5)$$

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

$$\begin{aligned}
 \mathbf{L}_k &= \Gamma_k^{-1} \mathbf{B}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{A}_k & \mathbf{K}_{k+1} &= \mathbf{K} \\
 \mathbf{d}_k &= \Gamma_k^{-1} \mathbf{B}_k^T (\mathbf{K}_{k+1} \mathbf{S}_k + \mathbf{G}_{k+1}) & \mathbf{G}_{k+1} &= \mathbf{0} \\
 \Gamma_k &= \mathbf{W}_k + \mathbf{B}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{B}_k (1 + \sigma_{\mu k}^2) & c_{k+1} &= 0 \\
 \mathbf{K}_k &= \mathbf{Q}_k + \mathbf{A}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{A}_k - \mathbf{L}_k^T \mathbf{B}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{A}_k - \mathbf{A}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{B}_k \mathbf{L}_k + \mathbf{L}_k^T \Gamma_k \mathbf{L}_k \\
 \mathbf{d}_k &= \Gamma_k^{-1} \mathbf{B}_k^T (\mathbf{K}_{k+1} \mathbf{S}_k + \mathbf{G}_{k+1}) \\
 \mathbf{G}_k &= (\mathbf{A}_k - \mathbf{B}_k \mathbf{L}_k)^T (\mathbf{G}_k + \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{S}_k) + (\Gamma_k \mathbf{L}_k - \mathbf{B}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{A}_k)^T \mathbf{d}_k \\
 c_k &= c_{k+1} + \text{Sp}(\mathbf{P}_k \mathbf{K}_{k+1}) + \mathbf{S}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{S}_k + \mathbf{d}_k^T \Gamma_k \mathbf{d}_k - 2\mathbf{S}_k^T \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{B}_k \mathbf{d}_k + 2\mathbf{G}_{k+1}^T (\mathbf{S}_k - \mathbf{B}_k \mathbf{d}_k) \\
 R_k(\mathbf{x}_k) &= \mathbf{x}_k^T \mathbf{K}_k \mathbf{x}_k + (\mathbf{G}_k)^T \mathbf{x}_k + c_k
 \end{aligned}$$

Однако, зависимость матриц  $\mathbf{A}$  и  $\mathbf{B}$  модели (2) от управления  $\mathbf{u}$ , не позволяет использовать соотношение (5) непосредственно, а требует применение комбинированного метода оптимизации, который заключается в разделении управления на две составляющие - программную и синтезируемую.

Синтезируемой составляющей будет последовательность  $u$ . Программной составляющей является последовательность длительностей пассивных участков  $\{t\}$  и число коррекций  $N$ . При этом блок синтеза является внутренним по отношению к алгоритму поиска программной составляющей. При текущей программной составляющей блок синтеза вычисляет коэффициенты обратной связи и компенсационные составляющие управления. Попутно определяется значение критерия оптимальности и его составляющие. Найденные показатели возвращаются в процедуру поиска программной составляющей для генерации нового приближения. Процесс заканчивается, когда очередная итерация не улучшает предыдущее решение.

Управление на этапе удержания в целом аналогично этапу приведения. Однако, на этапе удержания можно предполагать наличие установившегося режима, что соответствует  $N$ , стремящемуся к бесконечности. При этом длительности пассивных участков можно считать равными и задаваемыми из неких эвристических соображений. Тогда закон управления можно существенно упростить:

$$u_k = -(1 + \sigma_k^2)^{-1} \left[ \frac{y_k}{\Delta t} + v_k + (b_R + b_S \Delta t) \right], \quad (6)$$

где  $b_R = -2\Delta g_R / V_0$ ,  $b_S = -3\pi \Delta g_S / V_0$ ,  $\Delta g_R$  и  $\Delta g_S$  - проекции возмущения от нецентральности гравитационного поля Земли.

В **четвертой главе** осуществляется анализ точности работы замкнутой системы автономного управления движением геостационарного КА на рассматриваемых в работе этапах его функционирования.

В силу наличия в данной задаче разнородных по своей природе возмущений, а также существенной нелинейности используемых математических моделей движения и навигационных измерений, предварительный анализ характеристик точности используемых алгоритмов управления может быть проведен только путем имитационного моделирования замкнутого контура интегрированной системы навигации и управления движением центра масс КА. Для проведения такого математического моделирования был разработан программно-

математический комплекс, реализующий все рассмотренные алгоритмы и замкнутую систему управления в целом.

Отличительной особенностью комплекса является его интерактивность, позволяющая визуально контролировать весь процесс управления в каждый момент времени. Интерфейс программного комплекса представлен на рис. 2.

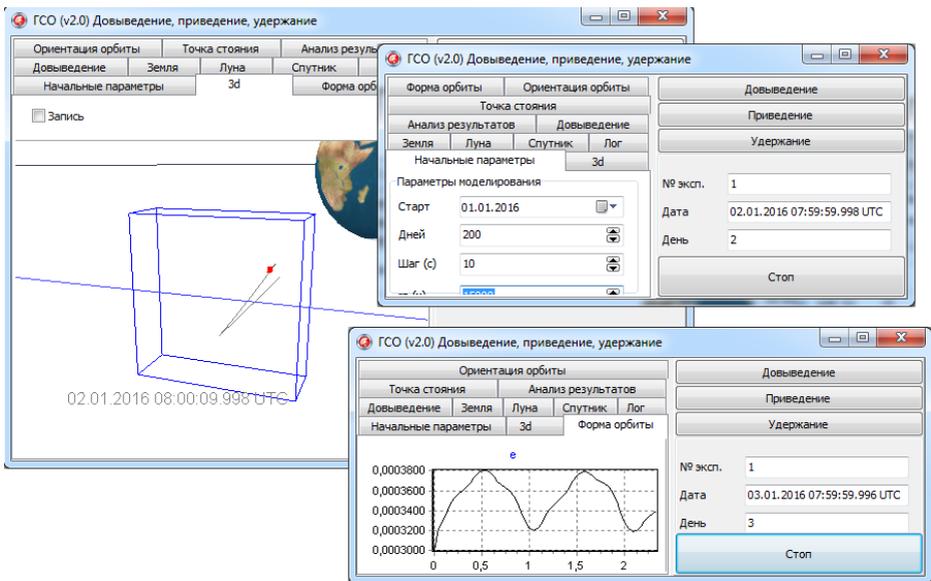


Рис. 2. Интерфейсы программного комплекса

По результатам моделирования строятся гистограммы, характеризующие статистические характеристики терминальной точности реализации рассматриваемых этапов жизненного цикла КА, таких как доведение на ГСО с использованием ЭРДУ, перевод в орбитальную позицию, удержание в рабочей позиции.

Результаты моделирования включают:

- оценки точности и характеристической скорости доведения в окрестность орбитальной позиции на ГСО с начальной орбиты с использованием квазиоптимального алгоритма с обратной связью по данным автономной навигационной системы;
- оценки точности, времени и характеристической скорости приведения КА в различные рабочие позиции с учетом ошибок навигации, разбросов тяги и ориентации
- оценки точности и характеристической скорости и числа коррекций удержания вдоль орбиты (восток-запад) на фоне коррекций удержания наклона (север-юг).

Более детальный анализ полученных в результате моделирования характеристик точности на отдельных этапах приведен ниже.

*Этап доведения.* Определяющей характеристикой качества этого этапа является область отклонения географической долготы от требуемого значения,

гарантирующая пребывание центра масс КА в этой области с вероятностью 0.997 ( $3\Delta\sigma_\lambda$ ). Результаты моделирования показывают, что это значение составляет:

$$3\Delta\sigma_\lambda = 0.25^\circ > 0.05^\circ.$$

Это соответствует требованиям по точности, предъявляемым к данному этапу. В то же время, полученное значение  $3\Delta\sigma_\lambda$  превосходит требования к отклонению по долготе, предъявляемые международными организациями к точности вывода КА в рабочую позицию на ГСО. Таким образом, как и предполагалось априори, алгоритм довыведения не позволяет перевести спутник непосредственно в рабочую позицию и, тем самым, исключить этап приведения.

На рис. 3 показана эволюция географической долготы одной из реализаций управления на этапе довыведения. Видно, что положение спутника относительно Земли в течение довыведения существенно меняется и стабилизируется только в последние несколько дней.

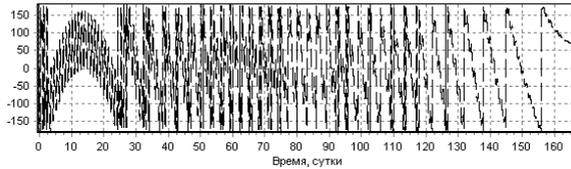


Рис 3. Эволюция географической долготы (град.)

На рис. 4-5 изображены эволюции наклона орбиты и отклонения большой полуоси от заданного терминального значения для данной реализации. Здесь можно отметить первоначальный рост большой полуоси с последующим уменьшением до требуемого значения. Связано это с тем, что наиболее энергоемкой операцией является коррекция наклона, а эффективность коррекции наклона тем выше, чем больше период орбиты.

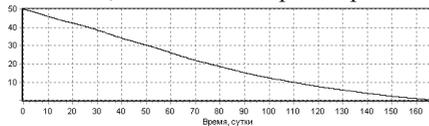


Рис 4. Эволюция наклона орбиты (град.)

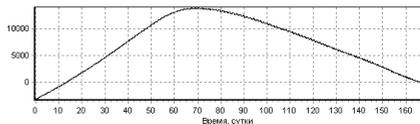


Рис 5. Эволюция отклонения большой полуоси от заданного терминального значения (м)

*Этап приведения.* Определяющими характеристиками качества этого этапа являются среднеквадратические отклонения от требуемых терминальных значений периода и географической долготы. Что касается эксцентриситета, то требования по его терминальному значению состоит в том, что его значение гарантированно не должно превышать величины 0.0004. Результаты моделирования показывают, что по отклонениям периода и географической долготы центр масс КА с вероятностью не ниже 0.997 находится в области, соответствующей международным требованиям:

$$3\sigma_\lambda = 0.045^\circ < 0.05^\circ$$

$$3\sigma_T = 2.76 \text{ с} < 5 \text{ с}.$$

Поскольку в процессе моделирования этапа приведения во всех реализациях величина эксцентриситета не превышала 0.0004, можно утверждать, что и по значению эксцентриситета международные требования выполняются, а именно:

$$e < 0.0004$$

Как можно видеть по фазовой траектории движения КА относительно рабочей позиции в одной из реализаций (рис. 6), после последнего активного участка КА еще какое-то время будет оставаться в рабочей позиции. Этого времени достаточно для запуска процесса удержания.

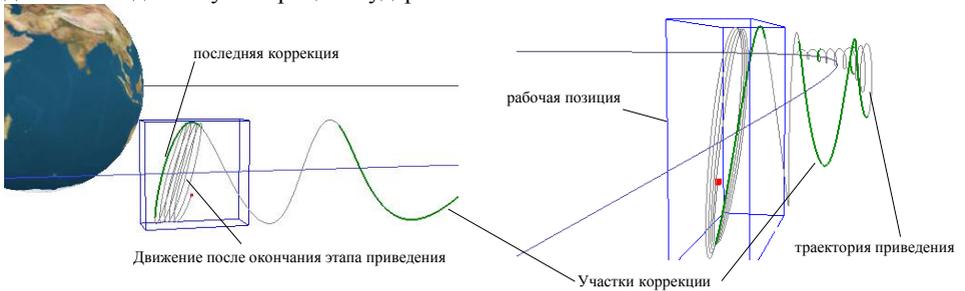


Рис 6. Фазовая траектория КА после окончания этапа приведения

*Этап удержания.* Наиболее важным результатом моделирования этапа удержания является тот факт, что во всех полученных реализациях центр масс КА гарантированно находился в пределах заданной области пространства по географической долготе, эксцентриситету, периоду и наклонению.

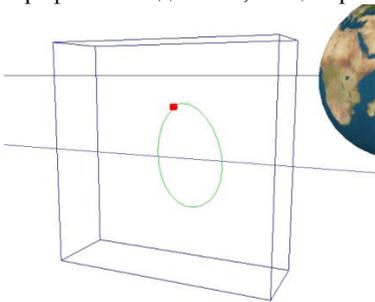


Рис 7. Суточная фазовая траектория КА внутри рабочей позиции

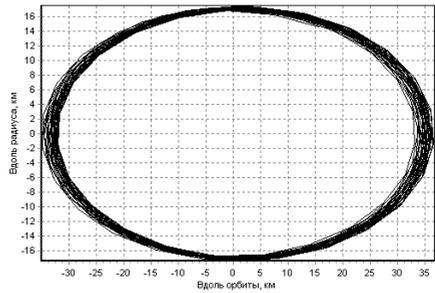


Рис 8. Фазовая траектория КА в плоскости орбиты внутри рабочей позиции

Рис. 7 иллюстрирует суточную фазовую траекторию движения спутника внутри рабочей позиции. На рис. 8 приведена траектория движения спутника в плоскости орбиты в установившемся режиме в течение месяца, данная картина демонстрирует достаточно устойчивую фазовую траекторию внутри рабочей позиции, что позволяет говорить о возможности размещения нескольких спутников в одной рабочей позиции.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

В представленной работе сформулирована актуальная техническая задача формирования алгоритмов автономного управления движением центра масс геостационарного КА на этапах довыведения, приведения в рабочую позицию и удержания с учетом детерминированных и случайных неконтролируемых факторов: гравитации Земли, Луны и Солнца, ускорений, вызываемых давлением солнечного света, случайных разбросов начальных условий движения на каждом из этапов и тяги ЭРДУ, используемого на этапе довыведения, ошибок реализации импульсов

тяги корректирующей двигательной установки на этапах перевода и удержания, а также ошибок решения навигационной задачи.

Основная особенность рассмотренной технической задачи, отличающая ее от аналогичных решений в данной предметной области, состоит в учете влияния ошибок решения навигационной задачи на характеристики создаваемой автономной системы управления с точки зрения терминальной точности и затрат рабочего тела ЭРДУ. Для этого в замкнутый контур автономной системы управления движением центра масс КА включен блок навигации, формирующий оценки расширенного вектора состояния КА по данным бортового приемника ГЛОНАСС.

Показана возможность использования в качестве алгоритма автономного управления на этапе довыведения с помощью ЭРДУ квазиоптимального алгоритма непрерывного управления ориентацией вектора тяги двигателя, изначально разработанного без учета влияния случайных неконтролируемых факторов.

Задачи оптимизации, которые решены в рамках данного исследования, состоят в нахождении алгоритма формирования циклограмм управления двигателями коррекции на этапах перевода в рабочую позицию и удержания в ней непосредственно на борту КА. Задачи управления движением решены как задачи синтеза оптимального стохастического управления по полным данным.

Для согласованного координатно-временного обеспечения алгоритмов навигации и управления определен состав систем координат и систем счисления времени. Выбран состав математических моделей, необходимых для получения истинной траектории движения КА с учетом гравитационного влияния Земли, Луны и Солнца, давления солнечного света и тяги двигателя. Выбрана математическая модель для синтеза оптимального управления на этапе довыведения КА на ГСО. Получена линеаризованная модель движения центра масс КА, используемая при синтезе оптимального управления на этапах приведения и удержания КА на ГСО.

Разработан алгоритм синтеза оптимального управления на основе комбинированного метода оптимизации, в котором программными компонентами являются количество активных участков и длительности пассивных участков. Данные параметры ищутся численно. Синтезируемой компонентой является длительность коррекции, которая определяется методом последовательных приближений.

Разработан программный комплекс, реализующий все рассмотренные алгоритмы. Программный код написан с использованием объектно-ориентированного подхода и имеет модульную структуру.

Результаты моделирования замкнутой системы автономного управления и навигации подтвердили работоспособность принятых решений. Полученные оценки точности автономного управления движением центра масс КА на этапах довыведения, приведения в рабочую позицию на ГСО и удержания в ней с учетом ошибок решения навигационной задачи подтвердили возможность обеспечения требуемых международных требований по точности реализации рассмотренных этапов жизненного цикла КА на ГСО.

## ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных журналах, индексируемых в международных системах цитирования Scopus и «Web of science»:

1. А.П. Войсковский, М.Н. Красильщиков, В.В.Малышев, А.В. Федоров. Автономная реализация динамических операций на геостационарной орбите. 2. Синтез алгоритмов управления // Изв. РАН. ТиСУ. 2016. № 6.
2. А. П. Войсковский, Д. А. Козорез, М.Н. Красильщиков, Д.М. Кружков, К. И. Сыпало. Автономная навигация при доведении космического аппарата на геостационарную орбиту. 2. Моделирование процессов функционирования интегрированной автономной системы навигации и управления космического аппарата // Изв. РАН. ТиСУ. 2016. № 5.

Другие публикации:

3. М. Н. Красильщиков, Войсковский А.П. Разработка функционально-программного прототипа системы автономной навигации космического аппарата на геостационарной орбите на этапах выведения, удержания в рабочей точке и коррекции орбиты с использованием перспективных методов, алгоритмов и аппаратных средств // Отчет по гранту РФФИ 15-08-00833, 2015