

К р у ж к о в Д м и т р и й М и х а й л о в и ч

**СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ
ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА
ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ И ВЫСОКИХ ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТАХ НА
ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГНСС-ТЕХНОЛОГИЙ**

Специальность: 05.13.01

Системный анализ, управление и обработка информации

(Авиационная и ракетно-космическая техника)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва — 2014 год

Работа выполнена в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

- Научный руководитель: Козорез Дмитрий Александрович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Информационно-управляющие комплексы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета)
- Официальные оппоненты: Сошников Валерий Николаевич, доктор технических наук, профессор, заместитель начальника подразделения Федерального государственного унитарного предприятия «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» ФГУП «ГосНИИАС», (Россия, 125319, г. Москва, ул. Викторенко, 7).
Тычинский Юрий Дмитриевич, кандидат технических наук, начальник бригады Открытого акционерного общества «Государственного научно-производственного предприятия «Регион» ОАО «ГНПП «Регион», (Россия, 115230, г. Москва, Каширское шоссе, д. 13А).
- Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»,
141400, г. Химки, Московская область, ул Ленинградская, д. 24

Защита состоится «18» декабря 2014 г. в 15.00 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 (государственного технического университета).

Автореферат разослан «» октября 2014 г.

Ученый секретарь диссертационного совета Д 212.125.12

к.т.н., доцент

В.В. Дарных

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Одной из наиболее актуальных тенденций совершенствования спутниковых систем мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций и телевещания, мультимедиа и ретрансляции на геостационарной и высоких эллиптических орбитах является постоянное повышение требований к точности поддержания расчетных параметров орбит или, иными словами, повышение требований к точности позиционирования центра масс целевого космического аппарата (КА) по компонентам положения и скорости, а также по параметрам ориентации (углам и угловым скоростям). Уровень этих требований в настоящее время характеризуется следующими параметрами в терминах трех среднеквадратических отклонений [10]:

- Удержание КА на геостационарной орбите (ГСО) в рабочей точке с точностью не менее 0.05..0.1 градуса;
- Поддержание наклона орбиты КА на ГСО с точностью не менее 0.3 градуса;
- Удержание КА на высокой эллиптической орбите (ВЭО) в рабочей точке с точностью не менее 0.5 градуса;
- Точность знания параметров движения КА на ГСО для обнаружения излучения менее 100 метров;
- Сохранения пространственной ориентации связанных осей КА относительно орбитальных с точностью на уровне 6 угловых минут.
- Оценка компонент координат КА не хуже 9 м и компонент вектора скорости КА 1 м/с при выведении КА на ГСО с использованием стационарного плазменного двигателя (СПД);
- Оценка фактического уровня тяги СПД не хуже 1% от номинала и углов ее ориентации не хуже 10 угловых минут при приведении КА в точку стояния на ГСО с использованием СПД;

Причины такой тенденции связаны со следующими обстоятельствами:

- Рост международных требований к точности позиционирования целевых КА, в первую очередь, на геостационарной орбите.
- Повышение потребительских требований к качеству предоставляемых услуг соответствующими системами мониторинга, связи, вещания, навигации и ретрансляции, что связано, в свою очередь, с постоянно растущей конкуренцией на рынке этих услуг;
- Стремление к автономизации процессов выведения, коррекции орбиты и удержания в рабочей точке целевых КА на геостационарной орбите и высоких эллиптических орбитах, с целью снижения расходов на содержание наземной инфраструктуры.

Одним из путей достижения поставленных требований является повышение точности решения навигационных задач в процессе выведения, коррекции орбиты и удержания целевых КА.

В свою очередь, точность решения навигационной задачи является определяющей при формировании требований к аппаратному составу и характеристикам соответствующих бортовых систем. Наиболее доступной для реализации возможностью обеспечить все возрастающие требования по точности навигации является использование технологий Глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Однако, при попытках использования таких технологий для решения задач навигации на ГСО и ВЭО возникает целый ряд новых технических подзадач, связанных, в первую очередь, с анализом видимости соответствующих

навигационных КА, а также с интеграцией данных, поступающих от бортового многоканального ГНСС приемника и других аппаратных средств на борту целевого КА.

Из сказанного следует, что задача повышения точности решения навигационных задач на основе ГНСС-технологий целевых КА на ГСО и ВЭО является актуальной.

Цель работы. Целью настоящей работы является повышение точности решения навигационных задач путем разработки облика интегрированных навигационных систем, функционирующих на основе ГНСС-технологий применительно к рассматриваемым целевым КА на ГСО и ВЭО, а также в процессе довыведения полезной нагрузки на ГСО с помощью стационарного плазменного двигателя малой тяги. В работе осуществляется формирование облика бортовых интегрированных систем. При этом понятие «облик» включает: архитектуру соответствующей системы, набор математических моделей, используемых для решения навигационной задачи, алгоритмы решения навигационной задачи, состав бортовых аппаратных средств и требования к их характеристикам, а также характеристики системы в целом.

Объект исследования. Бортовая интегрированная система навигации КА систем мониторинга, связи, телекоммуникаций и телевидения, мультимедиа и ретрансляции, функционирующих на ГСО, на ВЭО, а также выводимых на ГСО с использованием стационарных плазменных двигателей малой тяги.

Предмет исследования. Совокупность алгоритмов и аппаратно-программных средств, обеспечивающих достижение поставленной цели.

Метод исследования. Имитационное математическое моделирование процессов функционирования интегрированных систем навигации рассматриваемых КА с учетом неконтролируемых факторов на основе использования специального программно-математического обеспечения.

Научная новизна полученных в работе результатов состоит в следующем:

- сформированы архитектура, алгоритмы, математические модели и определен состав и характеристики аппаратных средств интегрированных систем навигации КА на ГСО, ВЭО, а также при довыведении на ГСО с помощью СПД;

- созданы имитационные модели процесса функционирования интегрированных систем навигации для КА на ГСО, ВЭО и при довыведении на ГСО с использованием ГНСС-технологий;

- разработаны алгоритмы высокоточного решения навигационной задачи КА на ГСО, ВЭО;

- разработан алгоритм высокоточной оценки компонент вектора тяги стационарного плазменного двигателя без использования данных инерциальных элементов на основе обработки «невязок» между опорной и «истинной» (т.е. формируемой на борту on-line по данным измерений) траекториями при выведении КА на ГСО;

- разработано специализированное программно-математическое обеспечение для моделирования процессов функционирования интегрированных систем навигации КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО с учетом неконтролируемых факторов различной физической природы.

Практическая значимость результатов работы:

- получены оценки точностных характеристик разработанных интегрированных систем навигации КА на ГСО и ВЭО на основе использования ГНСС-технологий.

- показано, что разработанные интегрированные навигационные системы КА на ГСО и ВЭО обеспечивают приведенные выше требования к решению навигационной задачи.

- сформированы требования к программно-аппаратным средствам интегрированных систем навигации КА на ГСО и ВЭО, обеспечивающим приведенные выше требования.

Достоверность результатов подтверждается использованием корректных математических моделей, результатами имитационного моделирования, а также частичной верификацией результатов отработки программно-математического обеспечения данными, полученными от экспериментальных КА на высоких орбитах.

Внедрение результатов диссертационной работы. Результаты работы использовались в НИОКР «Навигация», «ГЛОНАСС-КК-В», «Енисей-А1». Получены акты о внедрении результатов работы в Открытом акционерном обществе «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева» и в МАИ на кафедре 704 «Информационно-управляющие комплексы».

Апробация работы. Основные результаты работы обсуждались на шести конференциях: «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», Москва, 2011 и 2012, «Инновации в авиации и космонавтике», Москва, 2012, «Авиация и космонавтика», Москва, 2012, «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами» МОКБ «Марс», Москва, 2012, Proceedings of 9th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems; Порто, Португалия, 2014.

Результаты по теме диссертации опубликованы в 5 статьях, входящих в перечень изданий, рекомендованных ВАК Минобрнауки России [1-5], и в сборниках тезисов докладов пяти конференций [6-10].

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и Приложения. Работа изложена на 133 страницах машинописного текста, содержит 42 рисунка, 73 формулы и 30 наименований литературных источников.

На защиту выносятся следующие основные положения.

- Облик интегрированных систем навигации КА на ГСО, ВЭО, а также выводимых на ГСО, включающий в себя архитектуру, состав аппаратных средств, математические модели и алгоритмы функционирования, в том числе:

- алгоритмы высокоточной оценки вектора состояния КА на ГСО, ВЭО и при доведении на ГСО, обеспечивающие следующие характеристики точности решения навигационной задачи:
 - ошибка оценки периода обращения и эксцентриситета орбиты геостационарного КА не более 5 секунд (3 СКО) и 0.001 (3 СКО) соответственно;
 - ошибка оценки наклона КА на ГСО не более 0.1 градуса (3 СКО);
 - ошибка оценок компонент координат КА на ГСО не более 90 метров (3 СКО);
 - ошибка оценки периода обращения КА на ВЭО 10 секунд (3 СКО);
 - ошибка оценок компонент координат КА на ВЭО не более 500 метров (3 СКО);
 - ошибки оценок компонент координат и вектора скорости КА при выведении и функционировании на ГСО 9 метров (3 СКО) и 1 м/с (3 СКО) соответственно;

Таким образом, полученные потенциальные точностные характеристики превышают требования, указанные ранее.

- алгоритм высокоточной оценки компонент вектора тяги стационарного плазменного двигателя на при довыведении КА на ГСО, обеспечивающий оценку модуля тяги до уровня точности 1% от номинала (3 СКО) и ориентации с ошибкой не более 5 угловых минут (3 СКО).

- Специализированное программно-математическое обеспечение для моделирования процессов функционирования интегрированных систем навигации КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО с учетом неконтролируемых факторов различной физической природы.

- Результаты имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной системы навигации КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО;

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Введение посвящено обоснованию актуальности и новизны задачи разработки облика интегрированных систем навигации КА на ГСО и ВЭО на основе использования ГНСС-технологий.

Первая глава содержит анализ состояния обсуждаемой в работе задачи с учетом Российского и международного опыта. Целью такого анализа является выявление наиболее актуальных тенденций совершенствования методов и алгоритмов высокоточного решения навигационной задачи применительно к ГСО и ВЭО на основе ГНСС-технологий, а также формулировка технических задач, обеспечивающих требуемое повышение точности, а именно:

- формирование облика (в указанном выше смысле) бортовой интегрированной навигационной системы КА на ГСО и ВЭО;
- формирование облика бортовой интегрированной навигационной системы при довыведении КА на ГСО с помощью стационарного плазменного двигателя (СПД);

Решение вышеперечисленных задач должно обеспечиваться в рамках международных требований, предъявляемых к точности навигации КА в процессе выведения, корректировки и удержания на орбите.

С учетом того обстоятельства, что потребительские требования к спутниковым системам постоянно ужесточаются, сформулированная техническая задача должна быть решена «с запасом» по точности.

Анализ перечисленных выше требований приводит к выводу, что для обеспечения необходимой точности решения навигационной задачи на борту КА требуется учесть широкий спектр неконтролируемых факторов, действующих на КА в процессе управляемого движения и оказывающих различное влияние на работу бортовых аппаратных средств. Весь спектр неконтролируемых факторов, действующих на КА в процессе его функционирования, принято разделять на следующие группы: детерминированные, стохастические, неопределенные и нечеткие. К числу детерминированных факторов следует отнести, в первую очередь, гравитационное влияние Земли, Луны, Солнца и планет. К числу стохастических относят, как правило, составляющую ускорения, вызываемую давлением солнечного света, связанную с ошибками ориентации, влияние атмосферы, а также инструментальные ошибки бортовой аппаратуры. К числу неопределенных и нечетких факторов можно отнести разброс тяги корректирующей двигательной установки или СПД, а также некоторые компоненты ошибок бортовых аппаратных средств, например, ошибка ГНСС-приемника, вызванная многолучевостью.

С целью получения конструктивных, технически реализуемых решений в данной работе задача формирования облика интегрированных систем КА решалась как

стохастическая. Это означает, что, помимо детерминированных неконтролируемых факторов, которые описываются аналитическими выражениями, для всех остальных, перечисленных выше неконтролируемых факторов, построены соответствующие стохастические модели в виде так называемых формирующих фильтров или моделей Гаусса-Маркова. С учетом сказанного, критериями решения поставленной в данной работе задачи будут являться характеристики ошибок навигации, рассматриваемые как случайные величины. Конкретно, критериями точности решения навигационной задачи являются среднеквадратические отклонения ошибок оценок компонент координат и вектора скорости центра масс КА (либо соответствующих орбитальных элементов), а также ошибок оценок компонент вектора тяги СПД в процессе выведения КА на ГСО. Все перечисленные компоненты образуют расширенный вектор состояния КА:

$$\mathbf{X} = \left(X_{ИСК} \quad Y_{ИСК} \quad Z_{ИСК} \mid V_{X ИСК} \quad V_{Y ИСК} \quad V_{Z ИСК} \mid \vartheta \quad \psi \quad \gamma \right. \\ \left. \mid \Delta \cos \alpha_{Sun1} \quad \Delta \cos \alpha_{Sun2} \quad \Delta \cos \alpha_{St1} \quad \Delta \cos \alpha_{St2} \quad \Delta \cos \alpha_{E1} \quad \Delta \cos \alpha_{E2} \right. \\ \left. \mid \Delta \vartheta_{ES}^{sys} \quad \Delta \gamma_{ES}^{sys} \quad \Delta \vartheta_{ES}^{ort} \quad \Delta \gamma_{ES}^{ort} \quad \Delta \psi_{SunS}^{sys} \quad \Delta \gamma_{SunS}^{sys} \quad \Delta \psi_{SunS}^{ort} \quad \Delta \gamma_{SunS}^{ort} \right. \\ \left. \mid \Delta \vartheta_{SIS}^{sys} \quad \Delta \psi_{SIS}^{sys} \quad \Delta \vartheta_{SIS}^{ort} \quad \Delta \psi_{SIS}^{ort} \quad \Delta t_{KA} \quad \Delta t_0 \quad \dots \quad \Delta t_{59} \right)^T, \quad (1)$$

где $X_{ИСК}$, $Y_{ИСК}$, $Z_{ИСК}$ - компоненты положения КА в инерциальной системе координат (СК) J2000 [11]; $V_{X ИСК}$, $V_{Y ИСК}$, $V_{Z ИСК}$ - компоненты скорости КА в инерциальной СК; ϑ , ψ , γ - углы ориентации КА в орбитальной СК; $\Delta \cos \alpha_{Sunk}$, $\Delta \cos \alpha_{Stk}$, $\Delta \cos \alpha_{Ek}$ - систематические ошибки направляющих косинусов установки астродатчиков: солнечного датчика (*Sun*), звездного (*St*) и земного (*E*), $k=1,2$ – номер плоскости «перекоса» осей прибора; $\left(\Delta \vartheta_E^{sys} \quad \Delta \gamma_E^{sys} \quad \Delta \vartheta_E^{ort} \quad \Delta \gamma_E^{ort} \right)$ - систематические ошибки датчика Земли в вертикальной и горизонтальной плоскостях связанной СК (ССК). Здесь и далее *ort* означает, что ошибка вызвана неортогональностью и перекосом осей чувствительных элементов датчиков, индекс *sys* означает постоянную погрешность датчика, вносимую смещением «нуля»; $\left(\Delta \psi_{Sun}^{sys} \quad \Delta \gamma_{Sun}^{sys} \quad \Delta \psi_{Sun}^{ort} \quad \Delta \gamma_{Sun}^{ort} \right)$ - систематические ошибки датчика Солнца в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК; $\left(\Delta \vartheta_{St}^{sys} \quad \Delta \psi_{St}^{sys} \quad \Delta \vartheta_{St}^{ort} \quad \Delta \psi_{St}^{ort} \right)$ - систематические ошибки Звездного датчика в вертикальной и горизонтальной плоскости ССК; $\left(\Delta t_{KA} \quad \Delta t_0 \quad \dots \quad \Delta t_{59} \right)$ - параметры сдвига бортовой шкалы времени часов КА и бортовой шкалы времени часов каждого из навигационных КА (НКА) ГЛОНАСС и GPS, данные которых используются при решении навигационной задачи.

В диссертационной работе при решении задачи используются следующие математические модели детерминированных неконтролируемых факторов:

- нецентрального гравитационного потенциала Земли в виде сферических функций;
- центрального гравитационного поля Луны и Солнца;
- давления солнечного света с учетом функции тени, зависящей от видимой площади диска Солнца;
- сопротивления атмосферы при движении КА на низкой высоте, представляющая собой модель лобового сопротивления среды на основе зависимости плотности воздуха от высоты;

Необходимо отметить, что на приведенной схеме отсутствуют компоненты, отвечающие за функционирование системы управления угловым движением и стабилизации КА. Разработка такой системы является отдельной научно-технической задачей и в данной работе не рассматривается. В качестве модели системы управления угловым движением и стабилизации КА рассматривается идеально функционирующая система, оснащенная гиросtabilизатором и системой разгрузки на основе газореактивных двигателей. При этом выходные данные этой системы (углы и угловые скорости КА) искажаются случайными аддитивными ошибками, статистические характеристики которых варьируются в процессе моделирования.

Основными источниками измерительной информации для интегрированной системы являются оптико-электронные приборы и ГНСС-приемник. При этом все измерения обрабатываются в едином алгоритме интеграции данных, построенном на основе так называемой «скалярной» модификации фильтра Калмана (ФК) [1,3-10]. Как следует из рис. 1, интеграция данных в навигационной системе осуществляется по сильно связанной схеме.

Особое внимание в работе уделено анализу возможности формирования измерений ГНСС-приемника в силу особенностей ГСО и ВЭО, определяющих нестандартные условия приема сигналов от НКА. Прежде всего, прием сигналов осложнен необходимостью осуществлять «на просвет» (рис. 2), что обусловлено превышением высоты ГСО и ВЭО по отношению к орбитам НКА. Далее, прием сигналов НКА, который, таким образом, выполняется с помощью направленной в сторону Земли антенны, может быть затруднен наличием искусственных помех. Кроме того, вследствие больших дальностей до НКА, уровень принимаемого сигнала составляет порядка -160 дБ*Вт, что близко к чувствительности приемных ГНСС-антенн КА (рис. 3).

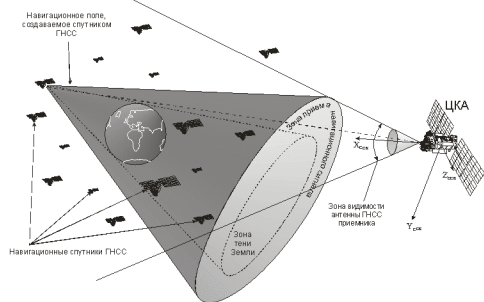


Рис. 2. Схема приема ГНСС-сигналов НКА.

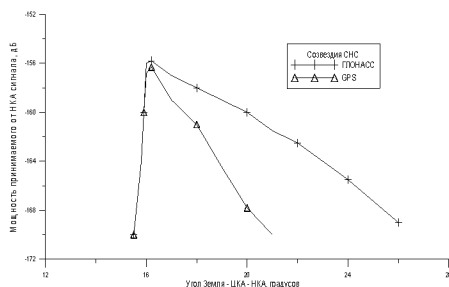


Рис. 3. Зависимость интенсивности сигнала от угла визирования НКА.

В результате модель приема сигнала на борту КА на ГСО и ВЭО учитывает форму диаграммы направленности антенны КА на ГСО или антенн КА на ВЭО, геометрическую видимость НКА, ошибки измерений, вызванных многолучевостью и внутренними шумами ГНСС приемника, затухание ГНСС-сигнала, рассогласование часов КА и НКА, «истинные» эфемериды НКА, опорные эфемериды НКА в СК ПЗ90.02, транслируемые в навигационном кадре, воздействие широкополосной искусственной помехи. Как было сказано выше, помимо ГНСС-приемника поставщиком навигационной информации для интегрированных систем навигации КА являются оптико-электронные приборы.

Как уже указывалось выше, в рамках данной работы математические модели измерений оптико-электронных астродатчиков (1) рассматриваются как стохастические.

Рассмотрим более подробно алгоритм интеграции данных, в качестве которого, как уже говорилось, используется «скалярная» модификация ФК, особенностью которой является отдельная обработка каждого компонента вектора поступающих измерений: углов визирования звезд, Солнца, Земли, псевдодальностей и псевдоскоростей, формируемых ГНСС-приемником. Результатом работы фильтра являются поправки к оценкам расширенного вектора состояния системы (1), полученная на предыдущем шаге с использованием следующих соотношений:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}^{*j}(t_i) &= \mathbf{X}^{*j-1}(t_i) + \Delta \mathbf{X}^{*j}(t_i), \\ \Delta \mathbf{X}^{*j}(t_i) &= n_1^j \cdot \left[y_{meas}^j - y_{ref}^j(\mathbf{X}^{*j-1}(t_i)) \right] \end{aligned} \quad (2)$$

где y_{meas}^j - j -ый компонент вектора измерений на момент времени t_i , $y_{ref}^j(\mathbf{X}^{*j-1}(t_i))$ - значение этой компоненты, спрогнозированное как функция оценки расширенного вектора состояния $\mathbf{X}^{*j-1}(t_i)$, j - номер коррекции (соответствует номеру обрабатываемого компонента вектора измерений), $\Delta \mathbf{X}^{*j}(t_i)$ - вектор поправок к оценкам компонент вектора состояния, выработанный на основе обработки измерения под номером j , $\mathbf{X}^{*j}(t_i)$ - вектор оценок, скорректированный на предыдущем шаге процедуры коррекции при обработке компонента вектора измерений под номером $j-1$; n_1^j - вектор коэффициентов усиления фильтра:

$$n_1^j = \mathbf{K}^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{jT}(t_i) / \left[\mathbf{H}_1^j(t_i) \cdot \mathbf{K}^{*j-1}(t_i) \cdot \mathbf{H}_1^{jT}(t_i) + \sigma^2 \right] \quad (3)$$

где \mathbf{K}^{*j-1} - апостериорная ковариационная матрица ошибок оценок вектора состояния \mathbf{X} , полученная на предыдущей коррекции в момент времени t_i (для первой коррекции используется $\hat{\mathbf{K}}$), $\mathbf{H}_1^j(t_i)$ - матрица частных производных функций измерений по компонентам вектора состояния в момент времени t_i , рассчитанная на j -ой коррекции, σ - настраиваемый коэффициент фильтра, подбор и адаптация которого позволяет значительным образом улучшить точность вырабатываемых «скалярной» модификацией ФК оценок вектора состояния КА.

На интегрированную систему навигации КА при доведении на ГСО по сравнению с описанной выше возлагаются дополнительная функция оценки вектора тяги СПД.

Для моделирования тяги стационарного плазменного двигателя в рамках данной работы на основании имеющихся результатов испытаний СПД (рис. 4) была создана математическая модель тяги в стохастической постановке, которая учитывает следующий перечень неконтролируемых факторов: систематическая ошибка в направляющих косинусах осей установки двигателя, систематическое отклонение модуля тяги от номинала, случайное отклонение модуля тяги от номинала, случайное угловое отклонение вектора тяги относительно связанных осей двигателя.

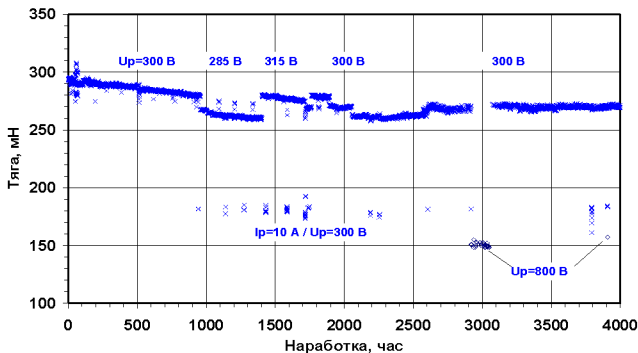


Рис. 4. Экспериментальная зависимость тяги СПД от времени работы. В результате модель тяги СПД описывается следующим выражением:

$$\begin{aligned}
 P_R &= P_N(U_0) + \Delta P(t) + \Delta P_{Sys} \\
 \alpha_R &= \Delta\alpha(t) + \Delta\alpha_{Sys} \\
 \beta_R &= \Delta\beta(t) + \Delta\beta_{Sys}
 \end{aligned}
 \quad , \quad (4)$$

где P_R , α_R и β_R – мгновенные величина тяги и углы ее ориентации; P_N – номинальное значение тяги при напряжении U_0 ; ΔP_{Sys} , $\Delta\alpha_{Sys}$ и $\Delta\beta_{Sys}$ - систематические отклонения модуля тяги и углов ее ориентации соответственно, представляются как случайные величины с нулевым математическим ожиданием и дисперсиями $D_{\Delta P_{Sys}}$, $D_{\Delta\alpha_{Sys}}$ и $D_{\Delta\beta_{Sys}}$; $\Delta P(t)$, $\Delta\alpha(t)$ и $\Delta\beta(t)$ - флуктуации модуля и углов ориентации тяги, представляемые в виде случайных процессов с нулевым математическим ожиданием и $K_{\Delta P} = \sigma_{\Delta P}^2 e^{-\mu_{\Delta P}|t|}$, $K_{\Delta\alpha} = \sigma_{\Delta\alpha}^2 e^{-\mu_{\Delta\alpha}|t|}$, $K_{\Delta\beta} = \sigma_{\Delta\beta}^2 e^{-\mu_{\Delta\beta}|t|}$.

Оценки модуля и ориентации тяги необходимы для реализации алгоритма управления движением центра масс КА в процессе довыведения КА на ГСО. Алгоритм выведения, используемый в работе, разработан в Научно-исследовательском институте прикладной механики и электродинамики под руководством академика Г.А. Попова и был реализован автором в программно-математическом обеспечении (ПМО) без изменений. Одной из особенностей алгоритма управления выведением является постоянное изменение угловой ориентации связанных осей КА в широких пределах. Как уже указывалось выше, задача управления угловым движением является самостоятельной и в рамках данной работы не рассматривается. В рамках настоящей диссертационной работы будем полагать, что задача определения параметров ориентации довыводимого КА решена с некоторой точностью и предметом исследований в этой части работы является формирование требований к точности определения параметров ориентации исходя из конечной цели процесса довыведения. В соответствии со сказанным при моделировании процесса довыведения в качестве оценок параметров ориентации КА используются их значения, принятые с некоторыми случайными ошибками, варьируемыми в процессе моделирования.

Архитектура интегрированной системы навигации КА при довыведении на ГСО представлена на рис. 5.

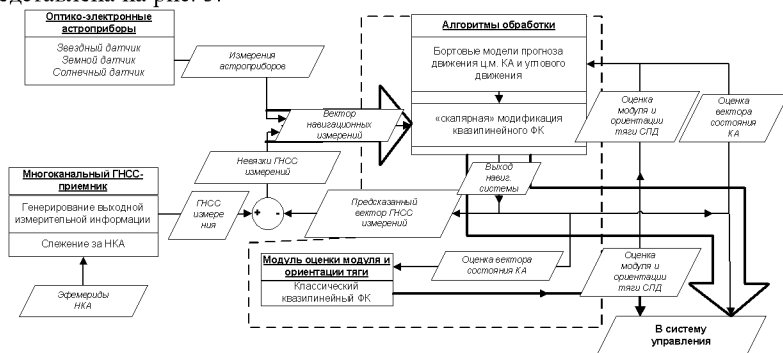


Рис. 5. Архитектура интегрированной системы навигации КА при довыведении на ГСО.

Как следует из рис. 5, архитектура интегрированной системы навигации КА при довыведении на ГСО отличается от архитектуры, представленной на рис. 1 дополнительными функциональными блоками, обеспечивающими оценку вектора тяги СПД.

Из анализа архитектуры, представленной на Рис. 5, следует, в частности, следует, что алгоритм решения навигационной задачи в том смысле, как это делается для КА на ГСО и ВЭО и алгоритм оценки вектора тяги функционально разделены.

Рассмотрим последний более подробно. Оценка компонент вектора тяги реализуется путем обработки «невязок» между так называемой «истинной» траекторией, полученной в результате решения навигационной задачи с учетом факта работы СПД и опорной траекторией, генерируемой на борту с учетом неконтролируемых факторов при зачении вектора тяги СПД, полученном на предыдущем шаге оценивания. Процедура оценки тяги начинается с формирования опорной траектории при номинальном векторе тяги СПД. Схема такой обработки данных представлена на рис. 6.

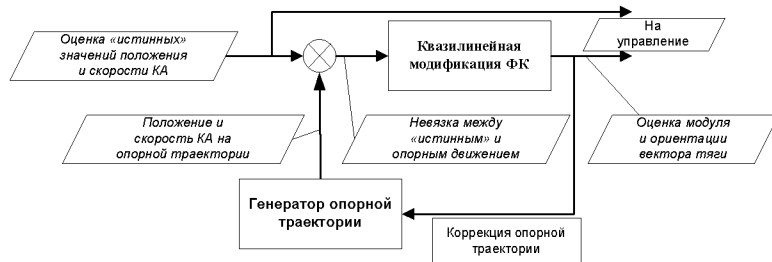


Рис. 6. Схема оценки компонент вектора тяги.

Оценка, вырабатываемая квазилинейной модификацией ФК имеет вид:

$$\mathbf{X}^* (t_{i+1}) = \hat{\mathbf{X}} (t_{i+1}) + \mathbf{K} (t_{i+1}) \cdot \left(\frac{\partial g(\hat{\mathbf{X}} (t_{i+1}))}{\partial \hat{\mathbf{X}} (t_{i+1})} \right)^T \cdot \mathbf{D}_\eta^{-1} \cdot [y - g(\hat{\mathbf{X}} (t_{i+1}))] (5)$$

где i – момент времени, $\hat{\mathbf{X}}$ и \mathbf{X}^* – прогноз и оценка вектора состояния \mathbf{X} соответственно, $\partial g(t_{i+1})/\partial \mathbf{X}(t_{i+1})$ – матрица частных производных нелинейных соотношений, связывающих вектор измерений $g(t_{i+1})$ и вектор состояния в точке $\hat{\mathbf{X}}(t_{i+1})$.

В третьей главе приведено описание разработанного программного комплекса для имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной автономной навигационной системы целевого КА. Комплекс разработан в соответствии с объектно-ориентированным подходом к созданию ПМО. Функциональная схема моделирования выглядит следующим образом:

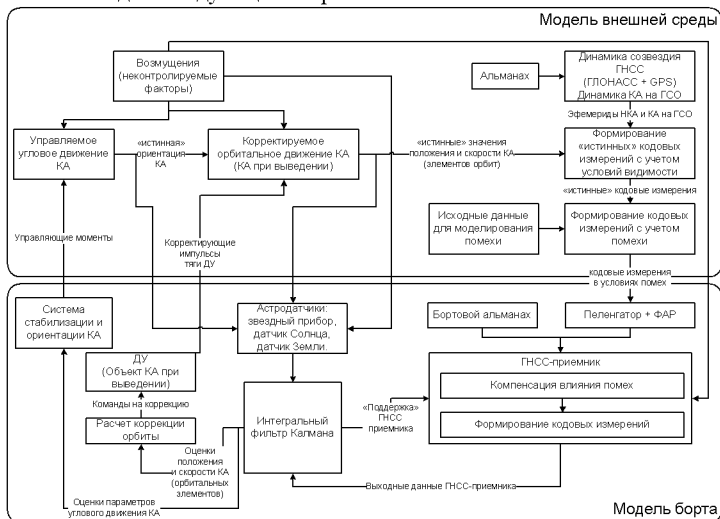


Рис. 7. Функциональная схема ПМО.

Разработанное ПМО условно поделено на два блока, один из которых отвечает за моделирование «внешней среды», второй – за моделирование непосредственно бортовой интегрированной системы навигации и управления. Блоки состоят из множества диаграмм классов, каждая из которых реализует модель того или иного объекта, устройства, процесса.

Четвертая глава посвящена анализу результатов имитационного моделирования с использованием разработанного ПМО. При моделировании исследуются следующие режимы функционирования КА: выведение КА на ГСО с использованием СПД, функционирование КА на ГСО и функционирование КА на ВЭО. Ниже, на рис.8-13 показаны зависимости ошибок оценок компонент вектора состояния КА на ГСО, ВЭО и оценок компонент вектора тяги СПД при выведении на ГСО.

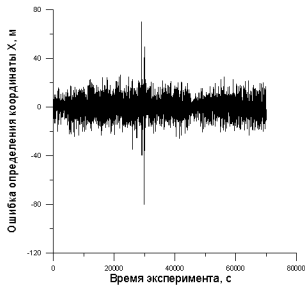


Рис. 8. Ошибка определения координаты КА на ГСО.

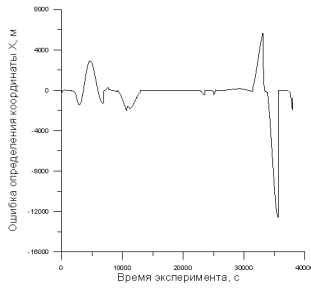


Рис. 9. Ошибка определения координаты КА на ВЭО.

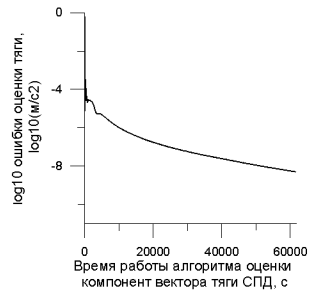


Рис. 10. Логарифм ошибки оценки фактического значения тяги.

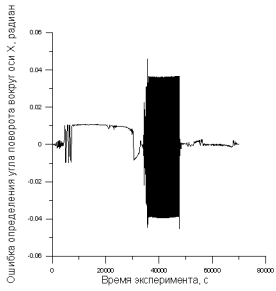


Рис. 11. Ошибка определения угла ориентации КА на ГСО вокруг оси X.

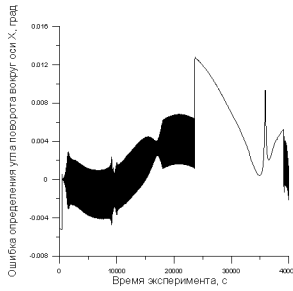


Рис. 12. Ошибка определения угла поворота КА вокруг оси X.

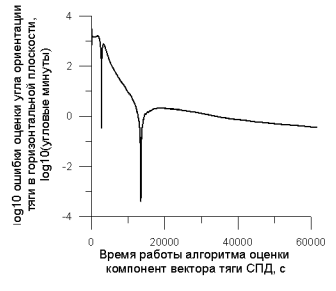


Рис. 13. Логарифм ошибки оценки угла ориентации тяги.

Приведенные результаты имитационного моделирования получены с учетом перечисленного выше широкого спектра неконтролируемых факторов, в том числе воздействия широкополосной искусственной помехи на прием ГНСС-сигнала. На рис. 14 и 15 приведены ошибки оценок эквивалентных параметров орбиты КА на ГСО – наклонения и периода.

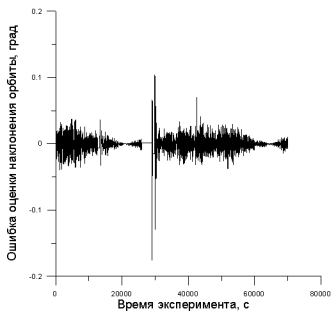


Рис. 14. Ошибка определения наклонения орбиты КА на ГСО

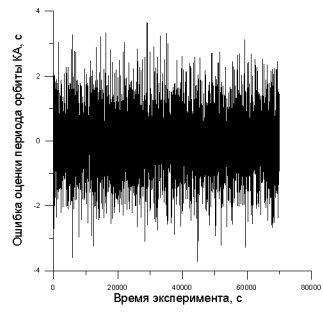


Рис. 15. Ошибка определения периода орбиты КА на ГСО

Полученные результаты функционирования интегрированных систем навигации для всех рассмотренных объектов показали соответствие требованиям, предъявляемым к точности навигационного решения. Таким образом, разработанные интегрированные системы навигации обеспечивают решение навигационной задачи в рамках поставленных требований на основе использования ГНСС-технологий, в том числе, в условиях действия помех.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

В результате проведенных исследований показана возможность высокоточного решения навигационной задачи космических аппаратов, входящих в соответствующие системы мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций, телевидения и мультимедиа, ретрансляции на геостационарной и высоких эллиптических орбитах, на основе использования ГНСС – технологий.

В работе обоснована возможность высокоточного автономного решения навигационной задачи при выведении полезной нагрузки на ГСО с использованием стационарного плазменного двигателя.

Перечисленные возможности реализуются путем создания соответствующих интегрированных систем навигации, использующих в качестве основной навигационной аппаратуры многоканальный бортовой ГНСС-приемник. В настоящей работе сформирован облик таких интегрированных систем, то есть определены их архитектуры, аппаратный состав бортовых средств, используемые математические модели, алгоритмы функционирования и основные характеристики, включая характеристики точности решения навигационной задачи и требования к аппаратным средствам.

Решение задачи по формированию облика высокоточных интегрированных навигационных систем, функционирующих на ГСО и ВЭО, а также при выведении полезной нагрузки на ГСО с помощью СПД осуществлено путем имитационного моделирования процессов функционирования интегрированных систем. Такое моделирование реализовано с использованием специально созданного объектно-ориентированного программного комплекса, представляющего самостоятельный интерес в качестве инструмента, допускающего варьирование аппаратного состава, архитектуры, алгоритмов функционирования, а также состава неконтролируемых факторов, учитываемых при моделировании.

Научную новизну настоящей работы обуславливают следующие результаты.

1. Сформирован в указанном выше смысле облик следующих интегрированных навигационных систем [1-3,6]:
 - Интегрированная навигационная система КА мониторинга, связи, навигации, телекоммуникаций и телевидения, мультимедиа и ретрансляции на ГСО;
 - Интегрированная навигационная система КА мониторинга, связи и ретрансляции на ВЭО;
 - Интегрированная навигационная система КА, выводимого на ГСО с помощью СПД;
2. Показано, что требования, предъявляемые к точности решения навигационных задач для перечисленных выше КА, достигаются в рамках сильно связанной архитектуры соответствующей навигационной системы. Такая архитектура при использовании в качестве бортовых аппаратных средств многоканального ГНСС-приемника и оптико-электронных

астроприборов обеспечивает следующие характеристики точности решения навигационной задачи [1-4,6,8-10]:

- ошибка оценки периода обращения и эксцентриситета орбиты геостационарного КА не более 5 секунд (3 СКО) и 0.001 (3 СКО) соответственно;
 - ошибка оценки наклона КА на ГСО не более 0.1 градуса (3 СКО);
 - ошибка оценок компонент координат КА на ГСО не более 90 метров (3 СКО);
 - ошибка оценки периода обращения КА на ВЭО 10 секунд (3 СКО);
 - ошибка оценок компонент координат КА на ВЭО не более 500 метров (3 СКО);
 - ошибки оценок компонент координат и вектора скорости КА при выведении и функционировании на ГСО 9 метров (3 СКО) и 1 м/с (3 СКО) соответственно;
3. Показана возможность оценки модуля и ориентации вектора тяги СПД на основе ГНСС-технологий, то есть без использования бортовых инерциальных датчиков. Такая возможность обеспечена путем использования сильно связанной архитектуры системы, в рамках которой обрабатываются «невязки» между актуальной траекторией движения КА и траекторией, сформированной без учета тяги СПД [6].
4. Показано, что необходимым условием для достижения потребной точности оценки модуля и ориентации вектора тяги СПД является решение задачи оценки угловой ориентации выводимого КА с точностью не хуже 6 угловых минут [6].
При этом оказывается возможным уточнить модуль тяги до уровня точности 1% от номинала (3 СКО) и ориентацию с ошибкой не более 5 угловых минут (3 СКО).
5. Предложено использовать в качестве алгоритма интеграции данных так называемую «скалярную» модификацию фильтра Калмана, основанную на последовательной обработке компонент вектора измерений и линеаризации уравнений движения объекта в точке, соответствующей навигационному решению, полученному на предыдущем шаге обработки [3,5,10].
6. Разработана математическая модель многоканального ГНСС-приемника, сохраняющего работоспособность в условиях действия помех, функционирующего на борту КА на ГСО, ВЭО и при выведении на ГСО с использованием СПД, учитывающая широкий спектр неконтролируемых факторов: ошибки эфемерид НКА, погрешности, вносимые расхождением часов НКА и времени ГНСС, а также бортовых часов приемника КА и системных часов, погрешности, вызванной эффектом многолучевости, погрешности, вносимой внутренними шумами приемника, систематические погрешности вектора скорости, вносимые высокочастотной частью приемника, случайные аддитивные составляющие ошибок оценивания [3,4,7];
7. Разработаны математические модели, обеспечивающие анализ условий видимости навигационных КА ГНСС GPS и ГЛОНАСС для ГСО и ВЭО, а также при выведении на ГСО с учетом следующих факторов [3,4,6]:
- Ослабление ГНСС-сигнала при распространении до приемной ГНСС-антенны КА;

- Ослабление ГНСС-сигнала, вызванное особенностями диаграммы направленности транслирующей антенны НКА и ненулевым углом распространения ГНСС сигнала со стороны НКА (угол КА – НКА – Центр Земли);
- Ослабление сигнала, связанное с особенностями диаграммы направленности приемных ГНСС-антенн;
- Ослабление сигнала, вызванное ошибками в угловой ориентации приемной ГНСС-антенны КА, что связано, в свою очередь, с наличием ошибок в углах ориентации связанных осей КА;
- Ограничение, накладываемое на распространение ГНСС-сигнала тенью Земли и помехо-избыточными низкими космическими орбитами;
- Наличие мощной в сравнении со штатным ГНСС-сигналом НКА широкополосной помехи;
- Ограничение минимальной мощности ГНСС-сигнала, при которой он может быть принят и обработан бортовым приемником КА, вызванное конструктивными особенностями соответствующих современных приемников;
- Дрейфы и изменения орбит НКА под действием природных возмущающих факторов;

Прикладное значение полученных в данной работе результатов состоит в следующем:

1. Создан объектно-ориентированный программный имитационный комплекс для моделирования процесса функционирования автономных интегрированных навигационных систем для КА на ГСО, ВЭО и выведения КА на ГСО с использованием СПД с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов [1-4];
2. Проведено имитационное моделирование трех режимов функционирования интегрированных навигационных систем [1-4]:
 - ✓ При выведении КА на ГСО с использованием СПД;
 - ✓ При движении КА на ВЭО;
 - ✓ При движении КА на ГСО;
3. Анализ результатов имитационного моделирования позволяет сформировать следующие требования к бортовым аппаратным средствам КА [1-4,6]:
 - ✓ Бортовой ГНСС-приемник должен иметь не менее 12 каналов, шесть из которых должны обеспечивать штатное получение измерений для оценки компонент вектора состояния КА, другие шесть находиться в резерве и «следить» за другими НКА на случай изменения условий видимости НКА;
 - ✓ Бортовой ГНСС-приемник должен обладать чувствительностью не менее -165 дБ*Вт;
 - ✓ Селективность приемной ГНСС-антенны КА на ГСО и обращенной в сторону Земли антенны КА на ВЭО должна быть не менее 70 дБ;
 - ✓ Антенна КА на ВЭО, обращенная к Земле, должна иметь активную фазированную диаграмму направленности;
 - ✓ Максимальная ошибка (3 СКО) звездного и солнечного прибора не должна превышать 0.5 и 3 угловых минут соответственно;

- ✓ Максимальная ошибка угловой ориентации КА при выведении на ГСО, обеспечиваемая бортовой системой ориентации и стабилизации должна быть не более 6 угловых минут.

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Кружков Д.М. Оценка точности астро-спутниковой интегрированной навигационной системы спутника связи. М., Труды МАИ, 2012, 51, <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29146>.
2. Кружков Д.М. Точностные характеристики бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата. М., Труды МАИ, 2012, 57, <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30953>.
3. Красильщиков М.Н., Козорез Д.А., Кружков Д.М., Сыпало К.И. Интегрированная навигационная система космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, функционирующая в условиях активных помех. Известия РАН. Теория и системы управления, №3, 2013, с.143-154.
4. Ким Р.В., Кружков Д.М. Модификация алгоритмов функционирования бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата. М. Труды МАИ, 2013, №68, <http://mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41936>.
5. Кружков Д.М., Козорез Д.А. Беспилотный комплекс управления низкоманевренным подвижным объектом. М., «Спецтехника и связь», №5-6 2012, с. 24-26.
6. D. Kozorez, M. Krasilshchikov, D. Kruzhkov. Integrated Autonomous System for Navigation and Actual Thrust Evaluation by Payload Insertion Into Geostationary Orbit with Electric Propulsion System Assistance. Proceedings of 9th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems; Porto Portugal; 2014, http://www.esa-gnc.eu/pages/index.php?paper_id=881.
7. Красильщиков М.Н., Козорез Д.А., Кружков Д.М., Сыпало К.И. Повышение качества навигационного решения ГЛОНАСС путем коррекции параметров вращения Земли на борту навигационного космического аппарата. Тезисы докладов, 11-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012», Москва, МАИ, 2012, с. 106.
8. Кружков Д.М. Точностные характеристики бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата. Тезисы докладов, «Инновация в авиации и космонавтике – 2012», Москва, МАИ, 2012, с.229-230.
9. Кружков Д.М. Модификация алгоритмов функционирования бортовой интегрированной навигационной системы автономного космического аппарата. Тезисы докладов, «Молодежь и будущее авиации и космонавтики – 2012», Москва, МАИ, 2012, с.114-115.
10. Красильщиков М.Н., Козорез Д.А., Кружков Д.М., Сыпало К.И. Интегрированная навигационная система космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, функционирующая в условиях активных помех. Сборник трудов 2-й научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами» МОКБ «Марс», 24-26 октября 2012г, с. 112-113.

Подписано в печать: 17.10.2014
Тираж: 100 экз. Заказ №1250
Отпечатано в типографии «Реглет»
г. Москва, Ленинградский проспект д.74
(495)790-47-77 www.reglet.ru