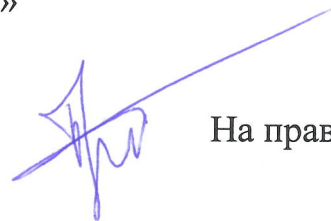


ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ «МОСКОВСКИЙ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ)»



На правах рукописи

Розин Петр Евгеньевич

**ДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ
МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ
С АППАРАТУРОЙ КАДРОВОЙ СЪЁМКИ**

Специальность 05.07.09 — динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Малышев В.В.

Москва – 2017

Работа выполнена в ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет).

Научный руководитель: д.т.н., профессор Малышев Вениамин Васильевич, заведующий кафедрой № 604 «Системный анализ и управление» Московского авиационного института

Официальные оппоненты: д.т.н., доцент Дишель Виктор Давидович, ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н. А. Пилюгина»

к.т.н., доцент Тарасенко Наталья Владимировна, начальник сектора ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Ведущая организация: Федеральное государственное учреждение «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Защита состоится «7» декабря 2017 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.12 Московского авиационного института (национального исследовательского университета) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4, Ученый совет МАИ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института <http://mai.ru>.

Автореферат разослан «20» октября 2017 г.

Учёный секретарь диссертационного совета Д212.125.12

к.т.н.

А.В. Старков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы

За последние годы наметился устойчивый рост рынка спутниковых снимков дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), используемых коммерческими фирмами. Потребители обратили внимание на преимущества, которые может дать космическая съемка и стали активно применять продукты съёмки Земли и основанные на них геоинформационные системы (ГИС). При этом коммерчески выгодными становятся группировки, состоящие из малых КА ДЗЗ ввиду их низкой стоимости.

Современная элементная база позволяет создавать малые КА высокого разрешения, что в свою очередь позволяет использовать снимки с малых КА во многих областях хозяйственной деятельности.

Примерами интереса к проектам малых КА ДЗЗ за последние годы в России являются:

- 1) космические аппараты «МКА-Н» – изготавливаемые в ООО «НПП ДАУРИЯ» по заказу Роскосмоса малые аппараты ДЗЗ с пространственным разрешением получаемых снимков ~22 м;
- 2) космический аппарат «Аурига» – изготавливаемый в ООО «Даурия – спутниковые технологии» при поддержке Фонда развития Центра разработки и коммерциализации новых технологий обществу малый аппарат ДЗЗ с пространственным разрешением получаемых снимков ~2.5 м.

Создание российскими предприятиями аппаратов такого класса определяет актуальность динамического проектирования системы управления движением и навигации (СУДН) малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Целью работы является динамическое проектирование системы управления движением и навигации малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

Объектами исследования являются: малоразмерный космический аппарат КА ДЗЗ, его система управления движением и навигации (её приборный состав и программно-алгоритмическое обеспечение) и цифровой моделирующий комплекс для отработки бортового программного обеспечения СУДН.

Предметами исследования являются: математические модели современных малогабаритных измерительных приборов и исполнительных органов, бортовые алгоритмы системы ориентации и стабилизации КА ДЗЗ, программно-алгоритмическое обеспечение цифрового моделирующего комплекса.

Метод проведения исследования. Применяемые для исследования методы относятся к численным методам, методам теории автоматического управления, статистической обработки, фильтрации информации, линейной алгебры и аналитической геометрии, алгебры кватернионов.

Достоверность получаемых результатов подтверждается использованием при решении задач фундаментальных научно-технических подходов и применением современных методов моделирования и обработки данных.

Научная новизна и практическая значимость

Научная новизна состоит в:

- 1) разработке математической модели системы управления движением и навигации малого космического аппарата;
- 2) разработке алгоритмов, логики работы и бортового программного обеспечения СУДН с учётом особенностей применяемого бортового вычислительного комплекса и приборного состава;
- 3) определении набора математических моделей, описывающих внешнюю среду функционирования КА и его управляемое вращательное движение;
- 4) разработке архитектуры и программного обеспечения цифрового моделирующего комплекса, используемого в составе стенда КА, с целью отработки бортовой задачи СУДН КА.

Практическая значимость результатов диссертационной работы заключается в использовании разработанной методики динамического

проектирования системы управления и навигации при создании малого КА ДЗЗ «Аурига».

Внедрение результатов диссертационной работы

Результаты диссертационной работы были использованы в проектах: «Фобос-Грунт», «Кубсат-Нано», «Аурига», «DX-1» и легли в основу при разработке СУДН, а также программно-алгоритмического обеспечения комплексных стендов КА. Кроме того, результаты были использованы в учебном процессе кафедры № 604 «Системный анализ и управление» МАИ.

Получены акты о внедрении результатов в ООО «Даурия – спутниковые технологии», ООО «НПП ДАУРИЯ» и кафедры №604 «Системный анализ и управление» МАИ.

Апробация работы

Основные результаты работы содержатся в четырёх научных статьях, опубликованных в научных журналах, входящих в перечень рецензируемых научных изданий высшей аттестационной комиссии ВАК, материалах эскизного проекта малого КА «Аурига», прошедшего экспертизу научного совета фонда «Сколково».

В феврале 2017 года отправлена заявка на получение патента «Космический аппарат дистанционного зондирования Земли микро класса», при разработке и создании которого применялась разработанная в данной работе методика.

Получены свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ (правообладатель ООО «Даурия – спутниковые технологии»):

- 1) разработчики: Архангельский Р.Н., Розин П.Е., Янин А.А., Порошин А.Л. «Бортовое программное обеспечение», № 2017614075;
- 2) разработчики: Розин П. Е. «Программа комплексного стенда для испытаний», № 2017614074.

Данное программное обеспечение непосредственно содержит результаты, полученные в ходе диссертационной работы.

Результаты, изложенные в работе, докладывались и получили одобрение на научно технических конференциях:

1. Розин П.Е., «Система управления движением и навигацией. Проект ИКИ-01», тезисы международной научно-технической конференции «Академический микроспутник «Чибис-М». Результаты, уроки, перспективы», Москва, 2014.
2. Розин П.Е., Зайко Ю.К., Беляев Б.Б. «Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата ДЗЗ «Аурига», тезисы международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», Евпатория, 2015.

Основные научные положения, выносимые на защиту

1. Алгоритм демпфирования остаточных угловых скоростей после отделения от разгонного блока с использованием пяти магнитных катушек, учитывающий температурную компенсацию изменения располагаемого момента и нештатные ситуации, связанные с работой микроконтроллеров управления магнитным моментом.
2. Алгоритм трёхосной ориентации КА, обеспечивающий функционирование аппарата на всех этапах работы целевой аппаратуры: орбитальная ориентация, передача целевой информации, ориентация дежурного режима, программные развороты.
3. Логика работы бортовых задач СУДН с учётом особенностей применяемого бортового вычислительного комплекса и приборного состава.
4. Архитектура и алгоритмы работы цифрового моделирующего комплекса, предназначенного для отработки бортовой задачи СУДН КА и подтверждения точностных характеристик.

Структура и объём работы

Диссертация состоит из введения, трёх глав, заключения и библиографического списка. Работа изложена на 138 листах, включая 5 таблиц и 40 рисунков. Список использованных источников состоит из 37 наименований.

Содержание работы

Глава 1 посвящена приборному составу, логике функционирования и алгоритмам СУДН КА ДЗЗ с аппаратурой кадровой съёмки. Проведён анализ условий функционирования КА ДЗЗ на солнечно-синхронных орбитах, оценке возмущающих моментов и разработке алгоритмов и логики функционирования СУДН. Обоснован выбор исполнительных органов СУДН КА и их характеристик, а также режимов функционирования. Предложен необходимый набор алгоритмов: трёхосной ориентации и неориентируемого полёта с демпфированием угловых скоростей, логика функционирования бортовой задачи СУДН КА ДЗЗ с аппаратурой кадровой съёмки (с разбиением на две подзадачи – ориентации и стабилизации и баллистико-навигационного обеспечения). Представлено обоснование применения в составе КА необходимого набора приборов: интегрирующий гироскоп на базе микромеханического датчика угловых скоростей, два звёздных датчика, три двигателя-маховика, пять магнитных исполнительных органов, пять магнитометров, ГЛОНАСС/GPS – приемник.

Бортовое программное обеспечение СУДН предлагается разделить на две подзадачи: системы ориентации и стабилизации (СОиС) и баллистико-навигационного обеспечения (БНО). В подзадачу СОиС входит диспетчер режима, определяющий логику функционирования КА.

При работе СУДН в режиме трёхосной ориентации, подзадача СОиС осуществляет опрос звёздного датчика и интегрирующего гироскопа. При этом полагается, что диспетчер режима был запущен на КА после того, как были выполнены следующие условия:

- угловые скорости вращения аппарата приведены в соответствие с ограничениями со стороны звёздного датчика;
- установлена корректная бортовая шкала времени;
- получен признак готовности к работе от задачи БНО;
- все используемые в режиме приборы были включены со стороны бортовой задачи, определяющей циклограмму функционирования аппарата, и готовы к работе.

Каждый из подрежимов может быть установлен к работе в полётном задании КА, и каждому участку подрежима назначается время исполнения, которое может также задаваться бесконечным путём установки отрицательного значения.

В режиме трёхосной ориентации КА «Аурига» используется схема с подрежимами диспетчера, обеспечивающими: начальное построение ориентации, разворот из произвольной ориентации в орбитальную ориентацию, разворот из произвольной ориентации в ориентацию дежурного режима (учитывающую положение Солнца), поддержание орбитальной ориентации, поддержание ориентации дежурного режима, разворот КА в ориентацию начала передачи целевой информации, разворот КА согласно заданной программе ориентации, представленной в виде таблично-заданной функции изменения кватерниона ориентации. Фактически, участки режима определяют алгоритм формирования текущей программы ориентации, а также контролируют время, отведённое на выполнение того или иного участка.

Для оценки вектора состояния динамической системы используется наблюдатель, работа которого формализуется следующими соотношениями.

1. Прогноз углового движения в трёх каналах управления определяется соотношением $\bar{x}_i^- = A\bar{x}_{i-1}^- + B\bar{u}_i$, где

$$A = \begin{bmatrix} \text{diag}(1,1,1) & \text{diag}(T, T, T) \\ 0_{3 \times 3} & \text{diag}(1,1,1) \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \text{diag}(0.5T^2, 0.5T^2, 0.5T^2) \\ \text{diag}(T, T, T) \\ 0_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\bar{u}_i = \begin{bmatrix} J_{xx}^{-1} M_{x,i} \\ J_{yy}^{-1} M_{y,i} \\ J_{zz}^{-1} M_{z,i} \end{bmatrix} + \bar{a}_i^B, \quad \bar{x}_i^- = \begin{bmatrix} \Delta\bar{\varphi}_i \\ \Delta\bar{\omega}_i \\ \bar{a}_i^B \end{bmatrix},$$

$$\Delta\bar{\varphi}_i = \begin{bmatrix} \Delta\varphi_{x,i} \\ \Delta\varphi_{y,i} \\ \Delta\varphi_{z,i} \end{bmatrix}, \quad \Delta\bar{\omega}_i = \begin{bmatrix} \Delta\omega_{x,i} \\ \Delta\omega_{y,i} \\ \Delta\omega_{z,i} \end{bmatrix}, \quad \bar{a}_i^B = \begin{bmatrix} a_{x,i}^B \\ a_{y,i}^B \\ a_{z,i}^B \end{bmatrix};$$

T – такт задачи системы ориентации и стабилизации КА; $\bar{x}_i^-$ – априорное значение расширенного вектора состояния системы на i -м такте; $\Delta\bar{\varphi}_i$ – априорные значения углового отклонения от требуемой ориентации на i -м такте; $\Delta\bar{\omega}_i$ – априорные

значения отклонения от требуемой угловой скорости на i -м такте; $\bar{a}_i^B$ – апостериорные значения возмущающих ускорений на i -м такте; $M_{x,y,z, i}$ – управляющие сигналы на исполнительные органы на i -м такте.

2. Коррекция вектора состояния при поступлении данных со звёздного датчика определяется соотношением

$$\bar{x}_i^+ = \bar{x}_i^- + K(\Delta\bar{\varphi}_{\text{изм}} - \Delta\bar{\varphi}_i),$$

где

$$K = \begin{bmatrix} \text{diag}(k_{\varphi_x}, k_{\varphi_y}, k_{\varphi_z}) \\ \text{diag}(k_{\omega_x}, k_{\omega_y}, k_{\omega_z}) \\ \text{diag}(k_{a_x}, k_{a_y}, k_{a_z}) \end{bmatrix};$$

$\Delta\bar{\varphi}_{\text{изм}}$ – угловые отклонения от требуемой ориентации КА по информации звёздного датчика; $k_{\varphi, i}$ – коэффициенты наблюдателя по угловому отклонению от требуемой ориентации; $k_{\omega, i}$ – коэффициенты наблюдателя по отклонению от требуемой угловой скорости; $k_{a, i}$ – коэффициенты наблюдателя по возмущающему ускорению; $\bar{x}_i^+$ – апостериорное значение расширенного вектора состояния системы на i -м такте.

Параллельно работе наблюдателя осуществляется непрерывная калибровка нулевого сигнала интегрирующего гироскопа. Данная процедура осуществляется сопоставлением отклонений ориентации КА по информации звездного датчика с отклонениями, получаемыми по данным интегрирующего гироскопа.

Управляющий сигнал на исполнительные органы формируется согласно комбинированному регулятору: пропорционально-дифференциальный регулятор (ПД-регулятор) с компенсацией возмущений.

Расчёт ориентации дежурного режима, равно как и режима орбитальной ориентации, осуществляется с использованием информации, поступающей от бортовой задачи БНО. Основную часть полёта КА проводит в ориентации «дежурного» режима.

На базе ГЛОНАСС/GPS-приёмника средствами бортовой цифровой вычислительной машины КА «Аурига» реализованы алгоритмы автономной навигации, позволяющие определять орбитальное положение аппарата и

вспомогательные параметры без привлечения наземных средств траекторных измерений.

К задачам, решаемым бортовым БНО, относятся: обработка навигационной информации, поступающей с GPS/ГЛОНАСС-приёмника; прогноз орбитального движения КА; формирование кватерниона ориентации, соответствующего переходу от инерциальной системы координат J2000 к орбитальной СК на заданный момент времени; формирование кватерниона, соответствующего ориентации дежурного режима на заданный момент времени.

Функционально, задача БНО разделяется на два блока алгоритмов: автономный прогноз орбитального движения КА на основе данных, закладываемых с Земли в составе полётного задания; обработка данных GPS/ГЛОНАСС-приёмника в реальном времени с формированием параметров высокоточной локальной модели движения КА.

Идея реализации высокоточной модели сводится к следующему.

- Осуществляется реализация локальной модели - комбинации моделей двух уровней: «опорной» и «доводочной». Конструирование «опорной» модели производится таким образом, чтобы амплитуды движений по «доводочной» модели были минимальны. Если удастся этого добиться, то возникает возможность высокоточной экстраполяции движения на увеличенный интервал времени;
- параметры опорной модели обновляются после завершения очередного витка;
- параметры «доводочной» модели обновляются после обработки каждой очередной серии измерений.

Автономный прогноз параметров орбитального движения согласно алгоритму, разработанному специально для околокруговых орбит, описывается из 14 параметров аналитической модели:

$$t_0, T_{\text{drac}}, i, \Omega_0, \dot{\Omega}, A_R, \varphi_R, B_R, A_N, \varphi_N, B_N, \dot{A}_N, \dot{\varphi}_N, \dot{B}_N.$$

Расчёт фазового вектора $\mathbf{r}(t)$ производится с помощью данного набора параметров следующим образом:

$$\mathbf{r}(t) = R \begin{pmatrix} \cos u \cos \Omega - \sin \Omega \sin u \cos i \\ \cos u \sin \Omega + \cos \Omega \sin u \cos i \\ \sin u \sin i \end{pmatrix}, \quad \Omega = \Omega_0 + \dot{\Omega} \Delta t, \quad \Delta t = t - t_0, \quad \varphi = \frac{2\pi \Delta t}{T_{\text{drac}}},$$

$$R = A_R \sin(\varphi + \varphi_R) + B_R, \quad u = \varphi + \left[(A_N + \dot{A}_N \Delta t) \sin(\varphi + \varphi_N + \dot{\varphi}_N \Delta t) + B_N + \dot{B}_N \Delta t \right] / R$$

После получения данных о взаимном расположении Солнца и КА уже в бортовой подзадаче СОиС осуществляется расчёт требуемого на текущий момент времени кватерниона ориентации.

Разворот КА из текущей ориентации в требуемую ориентацию осуществляется по кратчайшей дуге за отводимое время. Поскольку скорость разворота полагается сравнительно невысокой, а ускорения, развиваемые исполнительными органами, высоки (скорость разворота не более 1 °/с, а ускорения 0.5 °/с²), то принято допущение – не вводить условия необходимости достижения нулевой угловой скорости в момент окончания разворота. Тем не менее, алгоритм выхода в требуемую ориентацию с заданными компонентами вектора угловой скорости может быть полезен при проведении калибровки камеры ДЗЗ по наземным полигонам, поэтому данный алгоритм разработан и представлен в работе.

Исходными данными для алгоритма являются параметры: исходный кватернион Q , в котором находится КА в начальный момент времени t_0 ; конечный кватернион P , в который должен быть переориентирован КА, с обеспечением в этом положении требуемого вектора угловой скорости вращения $\bar{\omega}$;

В работе показано, что в случае отсутствия необходимости обеспечения нулевых конечных угловых скоростей, для счисления программы ориентации наилучшим образом подходит сферическая линейная интерполяция кватерниона.

При совместной обработке данных, поступающих с двух звёздных датчиков, предложен следующий алгоритм. Расчётные соотношения, связывающие показания звёздных датчиков и вектор малого поворота КА в связанной системе, определяются следующими векторными уравнениями:

$$\begin{pmatrix} M_1 \\ M_2 \end{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_{3Д1} \\ \boldsymbol{\varepsilon}_{3Д2} \end{pmatrix}$$

где M_1 – матрица перехода от связанной системы к приборной системе 3Д1; M_2 – матрица перехода от связанной системы к приборной системе 3Д2; $\boldsymbol{\varepsilon}_{3Д1}$ – вектор малого поворота, выражающий отклонение данных 3Д1 от расчётных; $\boldsymbol{\varepsilon}_{3Д2}$ – вектор малого поворота, выражающий отклонение данных 3Д2 от расчётных.

На основании метода наименьших квадратов оптимальная оценка вектора малого поворота КА при отсутствии априорной информации имеет следующий вид:

$$\hat{\boldsymbol{\varepsilon}} = \left(M_1^T \tilde{P} M_1 + M_2^T \tilde{P} M_2 \right)^{-1} \left(M_1^T \tilde{P} \boldsymbol{\varepsilon}_{3Д1} + M_2^T \tilde{P} \boldsymbol{\varepsilon}_{3Д2} \right), \quad \text{где } \tilde{P} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & k^{-2} \end{pmatrix}$$

Поскольку матрицы M_1 , M_2 , $\tilde{P}$ неизменны, оптимальная оценка $\boldsymbol{\varepsilon}$ имеет вид линейного оператора $\boldsymbol{\varepsilon} = A_1 \boldsymbol{\varepsilon}_{3Д1} + A_2 \boldsymbol{\varepsilon}_{3Д2}$ с постоянными матрицами A_1 и A_2 , заранее определёнными в памяти бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ).

Особенностью работы звёздных датчиков КА «Аурига» является то, что каждый прибор проводит измерения не по запросу от БЦВМ, а независимо от вычислительного процесса. Тогда, применяя линейную интерполяцию и используя данные о привязке измерений к единому времени (данная привязка формируется со стороны БЦВМ путем установки начального значения счётчика времени в каждом из 3Д непосредственно после их включения) можно осуществить привязку измерений двух приборов к единому моменту времени.

Разработан алгоритм решения задачи юстировки гироскопического измерителя вектора угловой скорости, т.е. определения ориентации его измерительных осей относительно некоторой базовой системы координат, материализуемой измерительными осями звёздного датчика, сводится к решению задачи Ваба. Решение данной задачи необходимо для точной взаимной увязки осей приборной системы координат гироскопа и 3Д.

$$J(R) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N a_i \|\bar{w}_i - R \bar{v}_i\|^2, \quad (1)$$

где $\bar{w}_i$ – вектор угловой скорости вращения КА в проекции на оси измерительной системы координат звёздного датчика; $\bar{v}_i$ – вектор угловой скорости вращения КА в проекции на оси измерительной системы координат гироскопа; R – искомая матрица поворота; a_i – весовой коэффициент.

Рассмотрен один из методов решения задачи, который заключается в определении матрицы R через сингулярное разложение матрицы $F = \sum_{i=1}^N a_i \bar{w}_i \bar{v}_i^T$, которое имеет вид: $F = USV^T$, где $S = \text{diag}(s_1, s_2, s_3)$ и s_1, s_2, s_3 – сингулярные числа; V и U – ортогональные матрицы. Матрица R определяется соотношением из (1):

$$R = UMV^T,$$

где $M = \text{diag}(1, 1, |U||V|)$.

На КА «Аурига» устанавливаются пять магнитных исполнительных органов (МИО), входящих функционально в состав солнечных панелей аппарата. Обозначим каждый из магнитных моментов, развиваемых МИО, соответствующим образом: A_{+x} , A_{-x} , A_{+y} , A_{-y} , A_{-z} . Поскольку управление магнитным моментом каждого из МИО осуществляется с помощью высокочастотной широтно-импульсной модуляцией подаваемого напряжения, то выходные характеристики являются функциями температуры T . Для распределения сформированного вектора требуемого магнитного момента на МИО аппарата, с учётом возможных отказов, используется следующий алгоритм.

Принимая во внимание тот факт, что каждый из МИО может создавать управляющий магнитный момент как в положительном, так и в отрицательном направлении, суммарный располагаемый момент в каналах управления имеет вид:

$$A_x(T) = A_{+x}(T) + A_{-x}(T); A_y(T) = A_{+y}(T) + A_{-y}(T); A_z(T) = A_{-z}(T)$$

Введём в рассмотрение матрицу отказов вида:

$$M_O = \begin{bmatrix} P_{+x} & P_{-x} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & P_{+y} & P_{-y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & P_{-z} \end{bmatrix}$$

где P_i – признак отказа МИО. $P_i = 0$ если отказ и $P_i = 1$ для случая работоспособности i -го МИО.

$$\bar{A}_p(T) = M_O [A_{+x}(T) \quad A_{-x}(T) \quad A_{+y}(T) \quad A_{-y}(T) \quad A_{-z}(T)]^T$$

где $\bar{A}_p(T) = [A_x^p(T) \ A_y^p(T) \ A_z^p(T)]^T$ – вектор располагаемого магнитного момента в системе с учётом температурных изменений сопротивления меди в МИО.

Имея значение вектора $\bar{A}_p(T)$ формируется максимальный управляющий момент путём создания максимального располагаемого магнитного момента в направлении вектора требуемого магнитного момента $\bar{L}$, значение которого определяется в случае демпфирования угловых скоростей КА из уравнения (2), а в случае разгрузки двигателей-маховиков – уравнения (3).

$$\bar{L}_i = \frac{1}{T} (\bar{B}_i - \bar{B}_{i-1}) \quad (2)$$

где T – интервал получения данных с магнитометров, $\bar{B}_i$ – проекции вектора магнитной индукции Земли (в момент времени t) на оси связанной с КА системы координат, $\bar{B}_{i-1}$ – проекции вектора магнитной индукции Земли (в момент времени $t - T$) на оси связанной с КА системы координат.

$$\bar{L} = -\frac{k}{\bar{B}^2} (\bar{B} \times \bar{K}) \quad (3)$$

$\bar{K}$ – вектор кинетического момента системы двигателей-маховиков в проекции на оси связанной системы координат.

Для КА «Аурига» с учётом направления магнитных моментов катушек применяются соотношения:

$$\begin{cases} \text{if } |L_i| > 10^{-4} \text{ and } A_i^p < |L_i| \\ \text{then } A_{+i} = \text{sign}(L_i)(|L_i| - A_i^p) \\ A_{-i} = -\text{sign}(L_i)(|L_i| - |A_{+i}|) \\ \text{if } |L_i| > 10^{-4} \text{ and } A_i^p > |L_i| \\ P_{+i} > 0 ? A_{+i} = L_i : A_{-i} = -L_i \\ A_{+z} = -L_z \end{cases}, i = x, y \quad (4)$$

Глава 2 посвящена разработке математических моделей современных малоразмерных измерительных приборов и исполнительных органов СУДН.

В качестве примера рассмотрены приборы СУДН малого КА ДЗЗ «Аурига». Математическая модель ЗД формализуется следующими соотношениями.

В случае отсутствия засветки ЗД, его результирующее измерение определяется соотношением:

$$\Lambda_{\text{зд}} = \Lambda \otimes \Lambda_{\text{шум}},$$

$$\text{где } \Lambda_{\text{шум}} = \begin{bmatrix} \sqrt{1 - \Lambda_x^2 - \Lambda_y^2 - \Lambda_z^2} & \sin(0,5 \cdot \varepsilon_x) & \sin(0,5 \cdot \varepsilon_y) & \sin(0,5 \cdot \varepsilon_z) \end{bmatrix}$$

$\Lambda_{\text{шум}}$ – кватернион шумовой составляющей измерения; ε_i , $i=x, y, z$ – малые приращения угловой составляющей измерения, разыгрывающиеся как гауссовский белый шум с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией.

Интегрирующий гироскоп на базе микромеханического датчика угловых скоростей имеет следующие характеристики: систематический дрейф нулевого сигнала; смещение нуля; случайное блуждание нулевого сигнала $\left(\frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}} \text{ или } \frac{^\circ/\text{с}}{\sqrt{\text{Гц}}}\right)$; фликкер-шум $\left(\text{или } \frac{1}{f} \text{ шум}\right)$, характеризующий низкочастотные шумы электроники $(^\circ/\text{час})$; точность знания установки чувствительных элементов (ЧЭ) гироскопа относительно базовой системы координат; неортогональность чувствительных элементов друг другу; погрешность масштабного коэффициента.

Систематический дрейф характеризует величину ухода нулевого сигнала, если прибор находится в состоянии покоя, без учёта влияния шумовых составляющих. Для рассматриваемого прибора данная величина составляет $9^\circ/\text{час}$. Моделируется данный параметр как постоянная величина, которая добавляется на каждом такте измерений.

Смещение нуля определяет сдвиг нулевого сигнала прибора: как правило, эта величина задаётся диапазоном значений и для рассматриваемого прибора составляет $250...250^\circ/\text{час}$. Данный параметр моделируется аналогично систематическому дрейфу нулевого сигнала.

Случайное блуждание нулевого сигнала определяется шумом ЧЭ гироскопа. В руководстве по эксплуатации на прибор, в зависимости от типа выходного сигнала, данная характеристика представляется в виде величины с размерностью $\frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}} \text{ или } \frac{^\circ/\text{с}}{\sqrt{\text{Гц}}}$.

Введём обозначение ARW (Angular Random Walk). Величина ARW задается как интенсивность белого шума и имеет размерность $\frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}}$. Для вычисления этой величины из мощности спектральной плотности шума (PSD – Power Spectral Density, $\frac{(\frac{^\circ}{\text{час}})^2}{\text{Гц}}$) или быстрого преобразования Фурье (FFT – Fast Fourier Transform, $\frac{^\circ/\text{час}}{\sqrt{\text{Гц}}}$) используются соотношения:

$$ARW\left(\frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}}\right) = \frac{1}{60} \sqrt{PSD}; ARW\left(\frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}}\right) = \frac{1}{60} FFT.$$

При моделировании данной величины как гауссовского белого шума необходимо пользоваться соотношением $\sigma_{\text{шум}} = \frac{ARW\left(\frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}}\right)}{\sqrt{\delta\tau}}$, где τ – интервал осреднения. Для рассматриваемого прибора $ARW = 0.15 \frac{^\circ}{\sqrt{\text{час}}}$. Значит, среднеквадратическое отклонение (СКО) шумовой составляющей будет равно $\sigma_{\text{шум}} = \frac{0.15}{\sqrt{\frac{1}{3600}}} = 9 \text{ } ^\circ/\text{час}$ на интервале осреднения 1 с или 9 угл. с/с. Тогда на интервале осреднения 0.1 с $\sigma_{\text{шум}} = 28.46 \text{ угл. с/с}$.

Фликкер-шум – шум электронных преобразователей – имеет довольно сложную природу и структуру. Для микромеханических гироскопов он моделируется как эквивалентный шум случайного блуждания, имеющего интенсивность, полученную из графика дисперсии Аллана. Величина фликкер-шума, называемая также нестабильностью сигнала, выражается в величине, имеющей размерность $^\circ/\text{час}$.

Величина шума, которой будет соответствовать фликкер-шум $\sigma_{1/f} = \sqrt{\frac{\delta\tau}{t}}$. BS. Для $BS = 0.5 \text{ } ^\circ/\text{час}$ в момент времени $t=1500 \text{ с}$ на интервале осреднения $\delta\tau = 0.1 \text{ с}$ имеем $\sigma_{1/f} = 0.00408 \text{ угл. с/с}$ на интервале осреднения 0.1 с. Моделирование фликкер-шума соответствует замене его эквивалентным белым шумом и его интегрированием (так называемое случайное блуждание второго порядка). Таким образом, в приращении угла данная составляющая шума будет представлена как двойной интеграл.

Представленные значения и соотношения используются с учётом особенности настройки гироскопа, а именно внутренней частоты съёма информации датчика угловых скоростей, которая отвечает за интервал осреднения и лежит в пределах от 125 Гц до 2000 Гц с последующим интегрированием.

Тогда выражение для фактического измеренного значения приращения угла в проекции на оси базовой системы координат за такт работы прибора (который равен 0.1 с) имеет следующий вид:

$$\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{изм}} = A_3 A_2 \cdot \left(A_4 A_1 \Delta\bar{\varphi}_i^{\text{факт}} + \Delta\varphi_i^d + \Delta\bar{\varphi}_i^{\text{ARW}} + \Delta\bar{\Psi}_i^{\frac{1}{f}} \right);$$

$$\Delta\bar{\Psi}_i^{\frac{1}{f}} = \sum_{j=1}^n (n - i + 1) \bar{\epsilon}_j; \Delta\bar{\varphi}_i^{\text{ARW}} = \sum_{j=1}^i \bar{N}_j,$$

где n – количество измерений на интервале осреднения; $\bar{\epsilon}_j, \bar{N}_j$ – случайные величины с заданными среднеквадратичными значениями ($\sigma_{\text{шум}}$ и $\sigma_{1/f}$); $\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{изм}}$ – измеренный вектор угловых приращений за такт работы прибора в проекции на оси базовой системы координат; $\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{факт}}$ – фактическое значение вектора приращений угла, получаемое из решения уравнений динамики; $\Delta\bar{\varphi}_i^{\text{ARW}}$ – шумовая составляющая сигнала, характеризующая случайное блуждание угла; $\Delta\bar{\Psi}_i^{\frac{1}{f}}$ – вектор шумовых составляющих, характеризующих фликкер-шум; $\bar{v}$ – вектор случайных величин, характеризующий фликкер-шум измерений на интервале такта работы прибора;

A_1 – матрица неортогональности ЧЭ прибора вида

$$A_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 & 0 \\ \sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 \sin \alpha_3 & \cos \alpha_3 \cos \alpha_2 \end{bmatrix}, \text{ где } \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3 - \text{малые углы из}$$

диапазона;

A_2 – матрица направляющих косинусов, характеризующая влияние тепловых деформаций на точность знания положения приборной системы координат относительно базовой системы координат КА;

A_3 – матрица направляющих косинусов перехода от приборной системы координат к базовой системе координат;

A_4 – диагональная матрица, содержащая на главной диагонали элементы m_1, m_2, m_3 – масштабные коэффициенты по соответствующим ЧЭ.

Математическую модель магнитометра можно формализовать следующим образом. Пусть при некотором пространственном положении магнитометра измеренный вектор напряжённости магнитного поля Земли оказался равным $\bar{h}$. Введём следующую упрощённую модель измерений:

$$\bar{h} = SP \cdot \bar{B} + \bar{b} + \bar{n},$$

где $\bar{B}$ – истинный вектор напряжённости магнитного поля Земли согласно модели IGRF-12; $\bar{b}$ – постоянный вектор, отвечающий смещениям нуля для каждой из измерительных осей магнитометра; $\bar{n}$ – случайный вектор, отвечающий некоррелированному шуму для каждой из измерительных осей; P – матрица неортогональности ЧЭ магнитометра; S – диагональная матрица, содержащая на главной диагонали масштабные коэффициенты (k_1, k_2, k_3) для измерительных осей.

Добавлением к полученному значению поворотов, определяемых матрицами A_2 и A_3 (по аналогии с матрицами для гироскопа и ЗД), определяются значения в проекции на оси базовой системы координат.

Параметры неортогональности чувствительных элементов прибора и смещения нуля оцениваются в ходе магнитометрических испытаний для каждого прибора индивидуально и используются как постоянные поправки в бортовой задаче СУДН КА и в составе ЦМК.

Глава 3 посвящена проектированию и разработке цифрового моделирующего комплекса для испытания и отработки бортовой задачи СУДН. ЦМК включает в себя следующий набор уравнений и моделей:

1. Уравнения динамики Эйлера. Рассмотрение КА как твёрдого тела возможно в силу того, что частота первого тона колебаний крышки оптической нагрузки (единственного раскрывающегося элемента конструкции КА) выше 40 Гц и полосы пропускания интегрирующего гироскопа 30 Гц.

2. Уравнения кинематики Пуассона в кватернионной форме.

3. Уравнения орбитального движения КА, учитывающие:

- разложение геопотенциала Земли в ряд по сферическим функциям до гармоник 16×16 согласно модели EGM-96;
- возмущающие ускорения, обусловленные влиянием Луны и Солнца, положения которых определяются по эфемеридам DE405;
- влияние атмосферного торможения с расчётом плотности атмосферы согласно модели Харриса – Приестера.

4. Модель геомагнитного поля IGRF-12 с разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник 12×12 .

Для численного решения уравнений динамики и кинематики используется метод Рунге – Кутты 4-го порядка с постоянным шагом интегрирования, а для решения уравнений орбитального движения – модифицированный метод Адамса.

Назначением комплексного стенда и входящего в его состав цифрового моделирующего комплекса является обеспечение проверок и испытаний СУДН КА. Функционально ЦМК представляет собой персональный компьютер под управлением операционной системы (ОС) Linux, который обеспечивает имитацию работы приборов СУДН КА «Аурига». Для имитации работы приборов необходимо моделирование «внешней среды» – орбитального и вращательного движения КА с учётом действующих возмущений.

Особенностью работы ЦМК является синхронизация производимых вычислений с БЦВМ КА. Осуществляется это следующим образом:

1) бортовая подзадача СОиС, работающая под управлением ОС Linux с патчем реального времени, формирует запросы в драйверы приборов (которыми в данном случае являются подпрограммы ЦМК);

2) запрос от наиболее высокочастотного прибора (на КА «Аурига» этим прибором является интегрирующий гироскоп, работающий на частоте 10 Гц) является для ЦМК синхронизирующей посылкой;

3) получая синхронизирующую посылку, ЦМК осуществляет моделирование управляемого вращательного движения КА и орбитального

движения, рассчитывая измерения приборов на начало следующего такта подзадачи СОиС;

4) ЦМК осуществляет счёт синхронизирующих посылок для вычисления времени отправки ответной посылки с данными измерений того или иного прибора. Так, данные с магнитометра и интегрирующего гироскопа отправляются в БЦВМ (задачу СОиС) уже в конце такта, после завершения счёта программы. Для звёздного датчика, работающего на частоте 2 Гц, отправка сообщений осуществляется после пяти синхропосылок, а для GPS/ГЛОНАСС-приёмника – после десяти;

5) после завершения счёта, ЦМК осуществляет останов интегрирования и ожидает прихода следующей синхропосылки, а также рассчитанных значений управляющих сигналов на исполнительные органы.

Очевидно, что в указанной схеме работы от ЦМК требуется высокая производительность. Для ЦМК КА «Аурига» принята необходимость завершения моделирования работы приборов за время не более $0.5T$, где T – такт подзадачи СОиС, равный 100 мс. Таким образом, учитывая малость шага интегрирования (для обеспечения точности решения уравнений), требуется упрощение вычислительного процесса. Достигнуто это путём предварительного моделирования орбитального движения КА на сутки вперёд со счислением положения Солнца и вектора магнитной индукции Земли в проекции на оси СК J2000. Результатом данного расчёта является файл исходных данных, представляющий из себя набор значений коэффициентов кубического сплайна для аппроксимации указанных выше векторов. Таким образом, обеспечение высокой производительности, наряду с высокой точностью, обеспечивается за счёт использования большого объёма оперативной памяти (около 100 мегабайт), что не является критичным для современных ЭВМ.

Таким образом, разработанный ЦМК обеспечивает не только проверку непосредственно работоспособности бортовой реализации задачи СОиС, но и позволяет оценивать точность применяемых алгоритмов.

Выводы

1. Определён приборный состав СУДН малого КА ДЗЗ на основе существующих малогабаритных измерительных приборов и исполнительных органов: два звёздных датчика; интегрирующей гироскоп на базе малоразмерного гироскопа; три двигателя маховика; пять магнитных исполнительных органов; пять трёхосных магнитометров; бортовой ГЛОНАСС/GPS-приемник.
2. Проведён анализ необходимого и достаточного количества алгоритмов и режимов СУДН, обеспечивающих решение целевой задачи. Предложены режим демпфирования угловых скоростей без поддержания заданной ориентации и режим трёхосной ориентации. Особенности разработанного алгоритма управления управляющим магнитным моментом в режиме демпфирования и при разгрузке двигателей-маховиков являются: учёт температурных изменений фактического момента магнитных катушек; учёт возможности отказов в системе из пяти магнитных катушек. Разработанный алгоритм трёхосной ориентации базируется на наблюдателе динамической системы, структура которого аналогична структуре дискретного фильтра Калмана, но при этом на этапе коррекции используются постоянные коэффициенты усиления. Выбор обусловлен изменением в зависимости от условий функционирования шумовых характеристик звёздных датчиков и простотой реализации бортового программного обеспечения. Кроме того, предложены алгоритмы: взаимной увязки измерительных осей интегрирующего гироскопа и звёздного датчика через решение задачи Вабы, совместной обработки измерений двух ЗД с минимизацией квадрата ошибки измерений при условии асинхронного поступления измерительной информации, переориентации КА в заданное положение с обеспечением заданного вектора угловой скорости по окончанию разворота.
3. Предложены к использованию два алгоритма БНО: автономная модель для обеспечения работы КА в дежурном режиме и при возникновении нештатных ситуаций, связанных с бортовым ГЛОНАСС/GPS-приёмником,

и высокоточная модель, обеспечивающая обработку данных ГЛОНАСС/GPS-приёмника непосредственно на борту КА.

4. Разработаны алгоритмы и бортовое программное обеспечение СУДН с учётом особенностей применяемого бортового вычислительного комплекса и приборного состава. Особенностью применяемой в составе КА БЦВМ является высокая производительность, применение ОС на базе Linux и использование в качестве механизма межзадачного взаимодействия UDP-пакетов.
5. Разработаны математические модели применяемых в составе КА современных малоразмерных измерительных приборов и исполнительных органов;
6. Определён набор математических моделей, описывающих внешнюю среду функционирования КА и его управляемое вращательное движение. Разработаны архитектура и программное обеспечение цифрового моделирующего комплекса (который включает имитацию работы приборов).
7. Разработаны архитектура и программное обеспечение цифрового моделирующего комплекса, который включает имитацию работы приборов и использующего уравнения кинематики в кватернионной форме; уравнения орбитального движения КА, учитывающие разложение геопотенциала Земли в ряд по сферическим функциям до гармоник 16×16 согласно модели EGM-96, возмущающие ускорения, обусловленные влиянием Луны и Солнца, положения которых определяются по эфемеридам DE405, влияние атмосферного торможения с расчётом плотности атмосферы согласно модели Харриса – Пристера, модель геомагнитного поля IGRF-12 с разложением в ряд по сферическим функциям до гармоник 12×12 .

Математическим моделированием в составе ЦМК подтверждена корректность принятой методики. Показана возможность достижения предъявляемых требований по точности.

Список публикаций по теме диссертации в журналах из перечня ВАК

1. Беляев Б.Б., Добрица Б.Т., Розин П.Е. Метод повышения точности оценки вектора состояния при управлении угловым движением космического аппарата в режиме стабилизации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С.11-16
2. Розин П.Е. Методика отработки бортового программного обеспечения системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аурига» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С.118-126.
3. Розин П.Е., «Система ориентации и стабилизации малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аурига» // Труды МАИ. 2016. № 90.
4. Розин П.Е., Кусова В.Р. Методика юстировки гироскопического измерителя вектора угловой скорости в полёте // Вестник НПО им. С.А.Лавочкина. 2017. № 1. С.32-36.

Другие публикации

1. Зайко Ю.К., Розин П.Е. Приборы обеспечения посадки космического аппарата на поверхность Фобоса // Фобос-Грунт. Проект миссии. Москва, 2011. С.168-173, ISBN 978-5-905646-02-07
2. Зайко Ю.К., Розин П.Е. Система ориентации и стабилизации // Фобос-Грунт. Проект миссии. Москва, 2011. С.174-182, ISBN 978-5-905646-02-07
3. Малышев В.В., Усачов В.В., Сахаров В.И., Ахрамович С.А., Первенек А.В., Соколов М.А., Розин П.Е. Разработка математических моделей и алгоритмов управляемого движения космического аппарата «Фобос-Грунт-ВА» с учётом возмущающих воздействий на этапе межпланетного перелёта и на орбитах Марса и Фобоса. Технический отчёт, 2-й этап, МАИ, 2004.