

На правах рукописи

КРАМЛИХ Андрей Васильевич

**АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НИЗКОВОСОТНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ
СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ И МАГНИТОМЕТРИЧЕСКИХ
ИЗМЕРЕНИЙ**

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Самара 2008

Работа выполнена на кафедре динамики полёта и систем управления Государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва» (СГАУ)

Научный руководитель:

доктор технических наук,
профессор Белоконов Игорь Витальевич

Официальные оппоненты:

доктор технических наук,
профессор Лебедев Георгий Николаевич

доктор технических наук,
профессор Титов Борис Александрович

Ведущее предприятие:

Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Защита состоится «24» октября 2008 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д 212.215.04 при Государственном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, корпус 3а.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СГАУ.

Автореферат разослан «23» сентября 2008 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета
кандидат технических наук, доцент

А.Г. Прохоров

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Среди космических аппаратов (КА), функционирующих в настоящее время, большинство являются низковысотными (высота полёта менее 1000 км). Это обусловлено широкой областью их использования.

Для контроля и управления полётом и экспериментами, проводимыми на борту низковысотных КА в режиме времени, близком к реальному, возникает необходимость в создании системы контроля движения, позволяющей оперативно и автономно решать задачу навигации и определения ориентации.

Использование навигационных приёмников (НП), работающих по спутниковым радионавигационным системам (СРНС) ГЛОНАСС (Россия) и GPS (США), позволяет решать задачу навигации (определение параметров движения центра масс) автономно и с высокой степенью точности. Поэтому НП являются в настоящее время обязательным элементом навигационной системы.

НП используют два типа измерений: фазовые и кодовые. НП, использующие фазовые измерения, могут быть применены также для определения ориентации КА на основании принципов интерферометрии.

Система контроля движения, основанная на фазометрических измерениях, имеет как достоинства – высокая точность решения задач навигации и ориентации, так и недостатки – высокая стоимость, необходимость разрешения фазовой неоднозначности, конструктивная сложность реализации на КА (большая антенная база), поскольку точность определения ориентации при фазовых измерениях в значительной мере зависит от размеров антенной базы.

Следует отметить, что не вся спутниковая радионавигационная информация в НП используется в полном объеме. Существует определённый информационный резерв, использование которого совместно с информацией от дополнительного измерительного устройства (магнитометр, солнечный датчик, датчики горизонта, ионные ловушки, звездные фотометры, акселерометры, датчики угловых скоростей и т.п.) позволит решить одновременно задачу определения ориентации.

Наибольшее распространение в системах контроля ориентации получили магнитометры и солнечные датчики, что вызвано их высокой надёжностью и экономичностью.

Разработке методов определения ориентации по магнитометрическим измерениям посвящено большое количество работ (Хацкевич И.Г., Титов А.М., Щукин В.П., Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Wahba G.A., Markley F.L. и др.).

Важно отметить, что однозначное одномоментное определение ориентации только по магнитометрическим измерениям невозможно.

Задача снятия неоднозначности одномоментного определения ориентации по магнитометрическим измерениям решается либо путём использования модели движения относительно центра масс, либо комплексированием магнитометрической информации с информацией от дополнительного измерительного устройства.

Существующие на настоящий момент методы определения ориентации можно разделить на два класса: методы с использованием моделей движения относительно центра масс (ЦМ) (интегральные методы) и методы, их не использующие (локальные).

В основу интегральных методов положена идея использования математической модели движения относительно ЦМ для объединения полученных измерений на достаточном для обработки мерном интервале времени.

В основу локальных методов одномоментного определения ориентации положен метод согласования измерений двух и более векторов в двух системах координат.

Локальные методы определения ориентации являются предпочтительными для решения задачи определения ориентации на борту КА.

Для многих низковысотных КА приёмная антенна НП устанавливается непосредственно на корпусе КА, при этом его поверхность ограничивает область видимости навигационных спутников (НС). Таким образом, среди НС есть спутники, невидимые из-за конструктивных ограничений. Это можно использовать для решения задачи определения ориентации, что ранее не исследовалось.

Так как задача навигации решается НП, следовательно, для системы контроля движения КА разработка алгоритмов определения ориентации путем комплексирования имеющегося информационного ресурса НП и магнитометрической информацией является актуальной.

В этой связи, **предметом исследований** диссертационной работы являются принципы, схемы и алгоритмы комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений для определения ориентации КА.

Объект исследования: алгоритмическое обеспечение решения задачи ориентации низковысотных космических аппаратов на основе комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений.

Цель работы: разработка алгоритмов определения ориентации низковысотных КА, на основе комплексирования данных, поступающих от многоканального приемника сигналов спутниковых радионавигационных систем и трехосного магнитометра.

Основные задачи исследования:

1. Разработать схемы комплексирования магнитометрической информации и спутниковой радионавигационной информации получаемой от СРНС ГЛОНАСС/GPS.
2. Разработать алгоритм определения ориентации оси КА по анализу пространственного расположения навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS (определение двух углов ориентации при наличии одной антенны).
3. Разработать алгоритмы определения ориентации КА на основе комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
4. Разработать алгоритм определения ориентации КА по анализу пространственного расположения навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS (определение трех углов ориентации при наличии трех антенн) без использования принципа интерферометрии.
5. Сформулировать область применимости каждого алгоритма и оценить методические погрешности.

Методы исследований. При решении перечисленных задач использовались методы обработки измерений, методы математического моделирования, теория матриц, теория кватернионов.

Научная новизна результатов исследований:

1. Впервые разработаны схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
2. Разработан алгоритм определения ориентации оси КА по анализу пространственного положения навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS (определение двух углов ориентации при наличии одной антенны).
3. Разработаны алгоритмы одномоментного определения ориентации КА на основе сильно-связанной и слабо-связанной схем комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
4. Разработан алгоритм определения ориентации КА по анализу пространственного положения навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS (определение трех углов ориентации при наличии трех антенн), без использования известного принципа интерферометрии.
5. Сформулирована область применимости каждого алгоритма и оценены методические погрешности.
6. Предложена схема построения алгоритмического обеспечения для системы оперативного автономного контроля ориентации КА.

Практическая ценность исследования:

1. Предложен состав измерительных средств навигационной системы низковысотного КА (трехосный магнитометр и многоканальный навигационный приёмник, работающий по сигналам СРНС ГЛОНАСС/GPS) является минимально возможным составом измерительных средств, позволяющим оперативно, автономно определить полный вектор состояния КА.

2. Разработаны схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации, использующие в полном объеме информацию, доступную с выбранных измерительных средств.
3. Все разработанные алгоритмы позволяют решать задачу определения полного вектора состояния низковысотного КА автономно и практически в темпе поступления информации.
4. Разработанные алгоритмы могут быть использованы в качестве основного алгоритмического обеспечения (АО) для КА, не требующих высокоточное определение ориентации, и в качестве вспомогательного АО для КА, требующих высокоточное определение ориентации.

Положения, выносимые на защиту:

1. Схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
2. Алгоритм определения ориентации оси КА по анализу пространственного положения навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS (определение двух углов ориентации при наличии одной антенны).
3. Алгоритм определения ориентации КА по анализу пространственного положения навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS (определение трёх углов ориентации при наличии трех антенн).
4. Алгоритм определения ориентации КА на основе сильносвязанной схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
5. Алгоритм определения ориентации КА на основе слабосвязанной схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
6. Область применимости алгоритмов, основанных на сильносвязанной и слабосвязанной схемах комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.

Достоверность и обоснованность результатов диссертационного исследования обеспечивается корректностью математических постановок задач, строгостью применяемых методов исследования, моделирования на ЭВМ и близостью результатов применения алгоритмов для восстановления ориентации КА «Фотон-М2» с результатами, полученными другими исследователями.

Апробация результатов диссертационного исследования. Основные научные положения и результаты диссертационного исследования докладывались и обсуждались на следующих конференциях и семинарах: XIII, XIV, XV Международных научно-технических семинарах «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» (г. Алушта, Украина, 2004 г., 2005 г., 2006 г.); VIII, IX Всероссийских молодежных научных конференциях с международным участием «Королёвские чтения» (г. Самара, 2005 г., 2007 г.); Научной сессии Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения (г. Санкт-Петербург, 2006 г.); 5-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2006» (г. Москва, 2006 г.); XII, XIII Всероссийских научно-технических семинарах по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2005 г., 2007 г.); 1-ой Международной конференции МАА-РАКЦ «Космос для Человечества» (г. Королёв, 2008 г.), на Международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (г. Самара, 2008 г.).

Разработанное в ходе диссертационного исследования АО использовалось для восстановления ориентации МКП «Фотон-М2», при проведении исследований по сравнительной эффективности применения различных видов существующих систем контроля ориентации КА, при проведении исследований по сравнительной эффективности навигационных алгоритмов при различных режимах углового движения КА.

Материалы диссертационной работы использованы в деятельности ГНИ РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Института проблем точной механики и управления РАН, Особого конструкторского бюро Ижевского радиозавода, а также в учебном процессе Самарского государственного

ного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва, что подтверждено соответствующими актами.

Исследования по теме диссертационной работы выполнялись при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант РФФИ № 06-08-00244), министерства образования и науки Самарской области (областной конкурс 2006 года на предоставление грантов студентам, аспирантам и молодым ученым – грант № 305ТЗ.11 К, губернский грант в области науки и техники за первое полугодие 2007 года).

Публикации. Основные научные положения и результаты, содержащиеся в работе, опубликованы в 12 работах, список которых приводится в конце автореферата. Из них две работы опубликованы в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, определённых Высшей аттестационной комиссией Российской Федерации.

Структура, объем и содержание диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, приложения и списка литературы, содержащего 32 наименования. Общий объем диссертационной работы составляет 160 страниц.

Содержание работы

Во **введении** рассмотрена актуальность темы диссертационного исследования и сформулирована цель диссертационной работы, заключающаяся в разработке схем и алгоритмов комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений, позволяющих решать задачу определения полного вектора состояния низковысотных КА с привлечением минимально возможного состава измерительных средств автономно и практически в темпе поступления информации. Определены задачи исследования, научная новизна, объект и предмет исследования, теоретическая и практическая ценность исследования, апробация результатов диссертационной работы и основные публикации по теме диссертационного исследования, а также структура и содержание диссертационной работы.

В **первой главе** «Задача определения пространственной ориентации космического аппарата» сформулирована проблема определения пространственной ориентации КА, которая рассматривается как задача отыскания матрицы перехода $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ от орбитальной системы координат (ОСК) $Ox_2Y_2Z_2$ к связанной с КА системе координат (ССК) $Ox_1Y_1Z_1$. Параметризация матрицы перехода $\mathbf{M}_{x_1x_2}$ обычно осуществляется одним из трех способов:

$$\mathbf{M}_{x_1x_2} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cdot \cos \psi & \cos \vartheta \cdot \sin \psi & -\sin \vartheta \\ \sin \varphi \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi - \cos \varphi \cdot \sin \psi & \sin \varphi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \psi + \cos \varphi \cdot \cos \psi & \sin \varphi \cos \vartheta \\ \cos \varphi \cdot \sin \vartheta \cdot \cos \psi + \sin \varphi \cdot \sin \psi & \cos \varphi \cdot \sin \vartheta \cdot \sin \psi - \sin \varphi \cdot \cos \psi & \cos \varphi \cos \vartheta \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где ϑ, ψ, φ – углы Крылова (тангаж, рыскание, крен),

$$\mathbf{M}_{x_1x_2} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2 \cdot (q_1q_2 + q_0q_3) & 2 \cdot (q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2 \cdot (q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2 \cdot (q_0q_1 + q_2q_3) \\ 2 \cdot (q_0q_2 + q_1q_3) & 2 \cdot (q_2q_3 - q_1q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $q = (q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3)$ – кватернион,

$$\mathbf{M}_{x_1x_2} = \begin{bmatrix} x_2^1 & y_2^1 & z_2^1 \\ x_2^2 & y_2^2 & z_2^2 \\ x_2^3 & y_2^3 & y_2^3 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где x_2^j, y_2^j, z_2^j ($j = 1, 2, 3$) – направляющие косинусы КА.

Рассмотрены модели магнитометрических и спутниковых радиоизмерений, модель движения центра масс КА и модель движения КА относительно центра масс.

Приведен обзор существующих методов определения ориентации на основе магнитометрических измерений.

Во **второй главе** «Алгоритмы определения пространственной ориентации космического аппарата по анализу пространственного положения видимых/невидимых навигационных спутников» рассматривается задача определения ориентации оси КА (определение двух углов ориентации при наличии одной антенны) и ориентации КА (определение трёх углов

ориентации при наличии трех антенн) по анализу пространственного положения видимых/невидимых навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS.

Задачи решаются при следующих исходных данных: $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ – параметры движения центра масс (ПДЦМ) КА; x_j, y_j, z_j – эфемериды навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS ($j = \overline{1, N}$); альманах СРНС ГЛОНАСС/GPS; $\mathbf{A}_1^j = (x_1^j, y_1^j, z_1^j)^T$, ($j = 1, 2, 3$) – вектор направляющих косинусов (НК) фазовых центров антенн (ФЦА) в ССК.

Алгоритм определение двух углов ориентации при наличии одной антенны. Для определенности принято, что антенна расположена по продольной оси КА ($j=1$). Задача определения ориентации продольной оси КА сводится к отысканию оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны НП $\hat{\mathbf{A}}_2 = (\hat{x}_2, \hat{y}_2, \hat{z}_2)^T$, расположенной по продольной оси КА из условия минимума целевой функции $\Phi(x_2, y_2, z_2)$, отражающей условия видимости/невидимости НС, с учетом условия нормировки направляющих косинусов фазового центра антенны НП $x_2^2 + y_2^2 + z_2^2 = 1$.

Рассмотрены следующие варианты целевых функций:

$$\Phi(x_2, y_2, z_2) = \sum_{i=1}^{N_B} (x_{2i}x_2 + y_{2i}y_2 + z_{2i}z_2 - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} (x_{2j}x_2 + y_{2j}y_2 + z_{2j}z_2 + 1)^2 \quad (4)$$

$$\Phi(x_2, y_2, z_2) = \sum_{i=1}^{N_B} (x_{2i}x_2 + y_{2i}y_2 + z_{2i}z_2 - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} (x_{2j}x_2 + y_{2j}y_2 + z_{2j}z_2 + 1)^2 + (a \cdot x_2 + b \cdot y_2 + c \cdot z_2)^2, \quad (5)$$

где N_B – количество видимых НС; N_{HB} – количество невидимых НС; a, b, c – компоненты «среднего» вектора \mathbf{A}_{CP} , который отыскивается как средний вектор между векторами направления на видимый НС и невидимый НС образующих между собой минимальный угол. Процедура решения задачи определения ориентации продольной оси КА включает следующие этапы:

1. Расчет эфемерид невидимых навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС и GPS на моменты времени решения задачи определения ориентации по формулам, приведённым в интерфейсных контрольных документах СРНС ГЛОНАСС и GPS.
 2. Пересчёт дальностей до видимых/невидимых НС в орбитальную систему координат.
 3. Исключение из рассмотрения невидимых спутников, затененных Землей.
 4. Отыскание оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны из условия минимума целевой функции (4) или (5) с учетом нормировки элементов вектора направляющих косинусов фазового центра антенны НП.
- Процедура минимизации целевых функций (4) и (5) сводится к решению системы трех линейных уравнений относительно $\hat{x}_2, \hat{y}_2, \hat{z}_2$.

Алгоритм определения трёх углов ориентации при наличии трёх антенн. Три антенны расположены по осям ССК ($j=1$ по оси $OX_1, j=2$ по оси $OY_1, j=3$ по оси OZ_1).

Алгоритм состоит из 5 этапов, этапы 1-3 аналогичны этапам, которые выполняются для случая одной антенны. В случае наличия трёх антенн возможны различные варианты записи целевой функции, отражающей условие видимости/невидимости НС и дополнительные соотношения, связывающие направляющие косинусы трёх антенн.

В случае независимого отыскания направляющих косинусов каждого фазового центра антенн, целевая функция для каждой антенны аналогична целевой функции (4).

В случае совместного отыскания векторов направляющих косинусов фазовых центров антенн рассмотрены два варианта:

1. Целевая функция записывается с учетом связей направляющих косинусов фазовых центров антенн:

$$\Phi(x_2^k, y_2^k, z_2^k) = \sum_{k=1}^3 \left[\sum_{i=1}^{N_B^k} (x_{2i}^k x_2^k + y_{2i}^k y_2^k + z_{2i}^k z_2^k - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}^k} (x_{2j}^k x_2^k + y_{2j}^k y_2^k + z_{2j}^k z_2^k + 1)^2 \right] + \\ + (x_2^1 - y_2^2 z_2^3 + z_2^2 y_2^3)^2 + (y_2^1 - x_2^2 z_2^3 + z_2^2 x_2^3)^2 + (z_2^1 - x_2^2 y_2^3 + y_2^2 z_2^3)^2. \quad (6)$$

2. Целевая функция записывается с учетом условия ортогональности векторов фазовых центров антенн:

$$\Phi(x_2^k, y_2^k, z_2^k) = \sum_{k=1}^3 \left[\sum_{i=1}^{N_B^k} (x_{2i}^k x_2^k + y_{2i}^k y_2^k + z_{2i}^k z_2^k - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}^k} (x_{2j}^k x_2^k + y_{2j}^k y_2^k + z_{2j}^k z_2^k + 1)^2 \right] + \\ + \sum_{\substack{k,l=1 \\ k \neq l}}^3 (x_2^k x_2^l + y_2^k y_2^l + z_2^k z_2^l)^2. \quad (7)$$

На четвертом этапе отыскиваются оценки векторов направляющих косинусов фазовых центров антенн из условия минимума целевой функции (4), (6) или (7) с учётом нормировки элементов векторов направляющих косинусов фазовых центров антенн НП.

На пятом этапе производится уточнение найденной оценки матрицы ориентации (уточнение оценки векторов направляющих косинусов фазовых центров антенн).

Для уточнения найденной оценки матрицы ориентации была сформулирована так называемая задача Вахбы, в которой \mathbf{M}_{x_1, x_2} предлагалось отыскивать исходя из минимизации целевой функции

$$J(\mathbf{M}_{x_1, x_2}) = \sum_{i=1}^3 (\mathbf{A}_1^i - \mathbf{M}_{x_1, x_2} \cdot \mathbf{A}_2^i)^T (\mathbf{A}_1^i - \mathbf{M}_{x_1, x_2} \cdot \mathbf{A}_2^i) \quad (8)$$

Задача отыскания минимума целевой функции (8) сводится к задаче отыскания собственного вектора четырёхмерной симметричной матрицы

$$\mathbf{B} = \sum_{i=1}^3 \begin{bmatrix} \mathbf{I}(\mathbf{A}_1^i)^T \mathbf{A}_2^i - \mathbf{A}_2^i (\mathbf{A}_1^i)^T - \mathbf{A}_1^i (\mathbf{A}_2^i)^T & -(\mathbf{A}_1^i \times \mathbf{A}_2^i) \\ -(\mathbf{A}_1^i \times \mathbf{A}_2^i)^T & -(\mathbf{A}_1^i)^T \mathbf{A}_2^i \end{bmatrix}, \quad (9)$$

соответствующего её минимальному собственному значению.

Для исследования эффективности алгоритмов был проведен обширный анализ, в процессе которого были сформированы выборки решений с объемами 100000 реализаций для сочетаний трех различных высот (300 км, 500 км, 1000 км) и трех наклонов плоскости орбиты (52°, 63°, 81°) КА. В качестве оценки ошибки ориентации взяты величины $\delta_\vartheta = |\vartheta - \hat{\vartheta}|$, $\delta_\psi = |\psi - \hat{\psi}|$, $\delta_\varphi = |\varphi - \hat{\varphi}|$ (исследование эффективности алгоритмов разработанных схем комплексирования проводилось по этой же выборке решений).

На основании проведённого анализа был сделан вывод, что отыскание вектора направляющих косинусов фазового центра антенны для случая одной антенны целесообразно проводить с использованием целевой функции (4), так как точность оценки вектора направляющих косинусов фазового центра антенны, получаемая в результате решения задачи с использованием целевых функций (4) и (5), практически одинакова (отличаются на величины порядка 0,3 градуса), а использование целевой функции (5) предполагает процедуру отыскание вектора $\mathbf{A}_{CP} = (a, b, c)^T$. Для случая трёх антенн отыскание направляющих косинусов фазовых центров целесообразно проводить независимо, так как точность получаемых оценок векторов направляющих косинусов фазовых центров антенн практически одинакова (отличаются на величины порядка 0,3 градуса). При этом процедура минимизации целевых функций (6) и (7) сводится к решению девяти нелинейных уравнений относительно x_2^k, y_2^k, z_2^k ($k = 1, 2, 3$).

Исследование эффективности алгоритма показало, что с увеличением высоты полёта погрешность определения ориентации КА уменьшается. Это объясняется уменьшением погрешности определения вектора направляющих косинусов антенны навигационного приёмника в орбитальной системе координат, обусловленное уменьшением числа навигационных спутников, затенённых Землей.

Построены функция вероятности неперевышения ошибки заданной величины (рис. 1), плотности распределения вероятности (рис. 2).

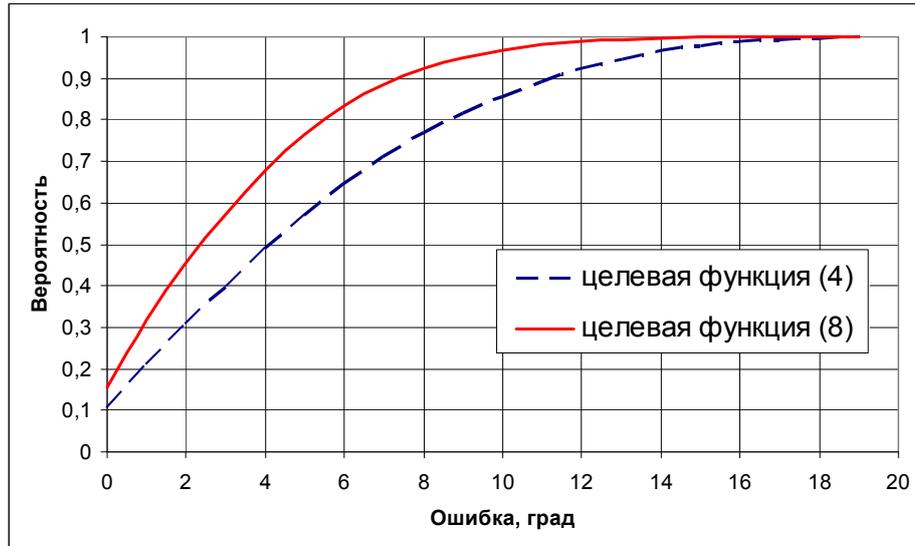


Рисунок 1 – Вероятность $F(\delta_g \leq \delta)$ неперевышения ошибки оценки угла тангажа заданной величины ($i=63^\circ$, $h=300$ км)

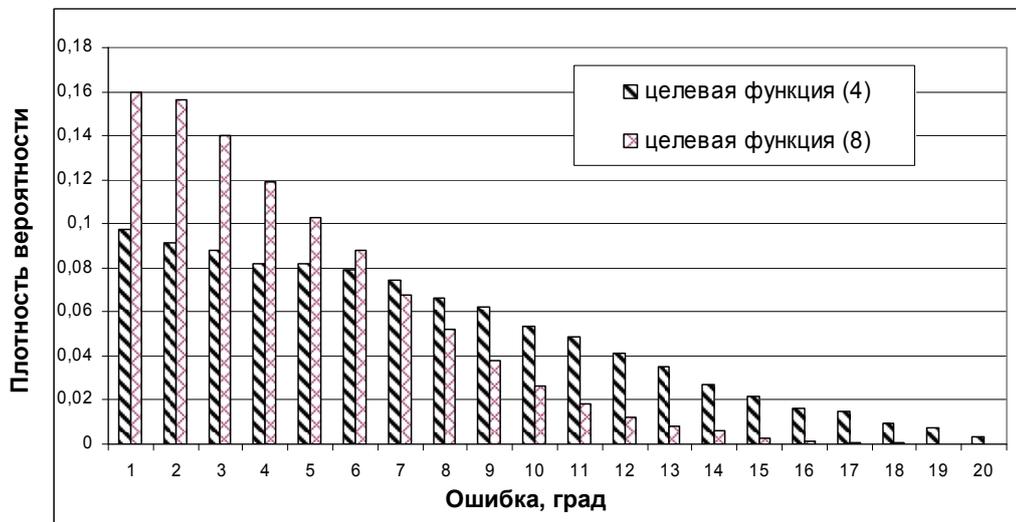


Рисунок 2 – Плотность распределения вероятности ошибки оценки угла тангажа ($i=63^\circ$, $h=300$ км)

В третьей главе «Алгоритмы определения пространственной ориентации космического аппарата на основе комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений» рассматриваются сильносвязанная и слабосвязанная схемы комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений (рис. 3), алгоритмы определения ориентации на основе разработанных схем комплексирования.

Под сильносвязанной схемой комплексирования рассматриваемого состава измерений здесь понимается схема, при которой задача определения ориентации решается с одновременным использованием измерительной информации.

Под слабосвязанной схемой комплексирования рассматриваемого состава измерений здесь понимается схема, при которой задача определения ориентации решается поэтапно, привлекая по мере необходимости различный вид измерений.

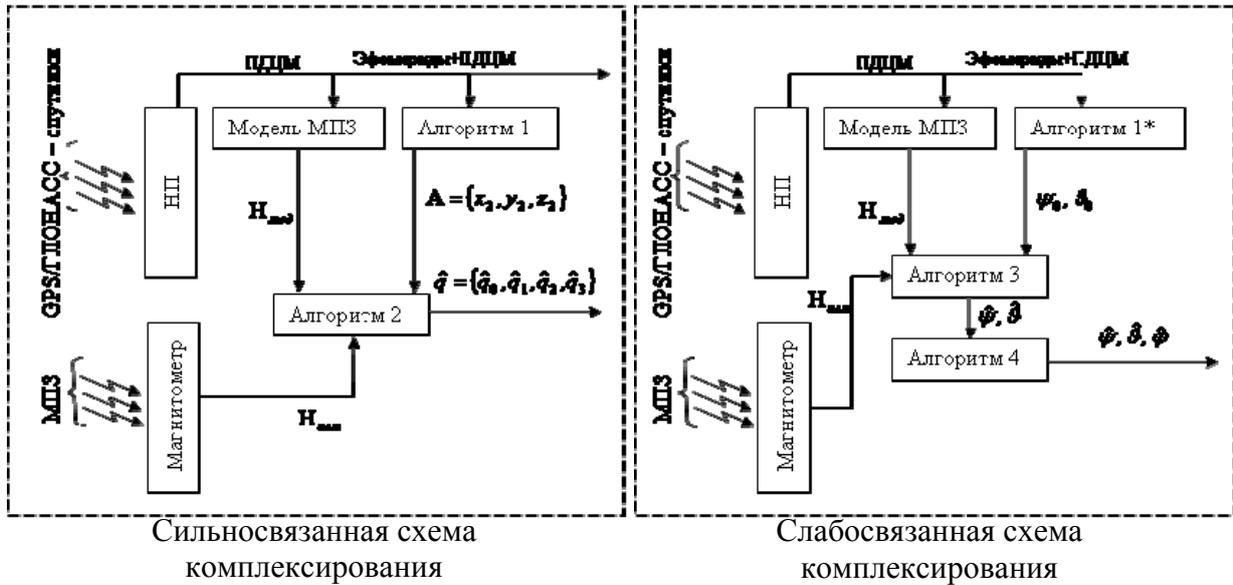


Рисунок 3 – Схемы комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений

В схемах комплексирования приняты следующие обозначения: МПЗ – магнитное поле Земли; НП – навигационный приемник; Алгоритм 1 – определение вектора направляющих косинусов фазового центра антенны; Алгоритм 1* – определение углов ориентации фазового центра антенны; Алгоритм 2 – определение ориентации КА на основе метода векторного согласования (сильносвязанная схема); Алгоритмы 3 и 4 – определение ориентации КА на основе матричной взаимосвязи (слабосвязанная схема).

Алгоритм определения ориентации КА на основе сильносвязанной схемы комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений.

Задача определения ориентации на основе сильносвязанной схемы комплексирования решается при следующих исходных данных: $\mathbf{A}_1^k = (x_1^k, y_1^k, z_1^k)^T$, $\mathbf{A}_2^k = (x_2^k, y_2^k, z_2^k)^T$, ($k = \overline{1,3}$) – вектора направляющих косинусов фазового центра антенны в ССК и ОСК; $\mathbf{H}_1 = (h_{x_1}, h_{y_1}, h_{z_1})^T$ – вектор напряжённости МПЗ в ССК (измерен магнитометром) и $\mathbf{H}_2 = (h_{x_2}, h_{y_2}, h_{z_2})^T$ – вектор напряжённости МПЗ в ОСК (рассчитан по известной модели). Задача сводится к оценке пространственной ориентации КА, т.е. оценке матрицы ориентации, параметризованной с помощью кватернионов, из условия минимума целевой функции $J(\hat{\mathbf{M}}_{x_1 x_2}(\hat{q}_0, \hat{q}_1, \hat{q}_2, \hat{q}_3))$ с учетом условия нормировки для элементов кватерниона $\hat{q}_0^2 + \hat{q}_1^2 + \hat{q}_2^2 + \hat{q}_3^2 = 1$.

Целевая функция записывается как

$$J(\mathbf{M}_{x_1 x_2}) = \sum_{i=1}^{k+1} \alpha_i (\mathbf{U}_1^i - \mathbf{M}_{x_1 x_2} \cdot \mathbf{U}_2^i)^T (\mathbf{U}_1^i - \mathbf{M}_{x_1 x_2} \cdot \mathbf{U}_2^i), \quad (10)$$

где $\mathbf{M}_{x_1 x_2}$ – матрица, описывающая связь ОСК и ССК, параметризованная с помощью кватернионов; $\mathbf{U}_1^i, \mathbf{U}_2^i$ – вектор направляющих косинусов фазового центра антенны и вектор напряжённости МПЗ в ССК и ОСК соответственно; $\mathbf{U}_1^k = \mathbf{A}_1^k$ – вектор направляющих косинусов фазового центра k -ой антенны в ССК; $\mathbf{U}_2^k = \mathbf{A}_2^k$ – вектор направляющих косинусов фазового центра k -ой антенны в ОСК; $k = \overline{1,3}$ – количество навигационных антенн; $\mathbf{U}_1^{k+1} = \mathbf{H}_1$ – вектор напряжённости МПЗ в ССК, измеренный магнитометром; $\mathbf{U}_2^{k+1} = \mathbf{H}_2$ – вектор напряжённости МПЗ в ОСК, рассчитанный по модели МПЗ; α_i – весовой коэффициент ($\alpha_i \neq 0$),

учитывающий относительную значимость магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений.

Задача отыскания минимума целевой функции (10) сводится к задаче отыскания собственного вектора четырёхмерной симметричной матрицы

$$\mathbf{B} = \sum_{i=1}^{k+1} \alpha_i \begin{bmatrix} I((\mathbf{U}_1^i)^T \mathbf{U}_2^i) - \mathbf{U}_2^i (\mathbf{U}_1^i)^T - \mathbf{U}_1^i (\mathbf{U}_2^i)^T & -(\mathbf{U}_1^i \times \mathbf{U}_2^i) \\ -(\mathbf{U}_1^i \times \mathbf{U}_2^i)^T & -(\mathbf{U}_1^i)^T \mathbf{U}_2^i \end{bmatrix} \quad (11)$$

соответствующего её минимальному собственному значению.

Наибольший вклад в ошибку определения ориентации вносит ошибка определения ориентации вектора направляющих косинусов фазового центра антенны. Снижение вклада данной ошибки возможно путем подбора коэффициентов α_i . В результате анализа был численно подобран коэффициент: $\alpha_i = 0,01$ ($i = 1, 2, 3$) – для векторов НК фазовых центров антенн, $\alpha_{k+1} = 1$ – для вектора напряженности МПЗ.

Построены функция вероятности невыхождения ошибки заданной величины (рис. 4), плотности распределения вероятности (рис. 5).

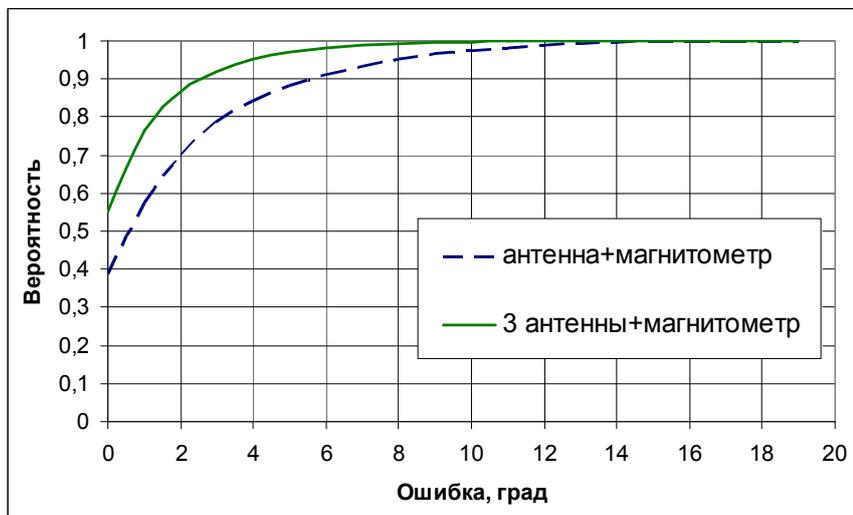


Рисунок 4 – Вероятность $F(\delta_g \leq \delta)$ невыхождения ошибки оценки угла тангажа заданной величины ($i=63^\circ$, $h=300$ км)

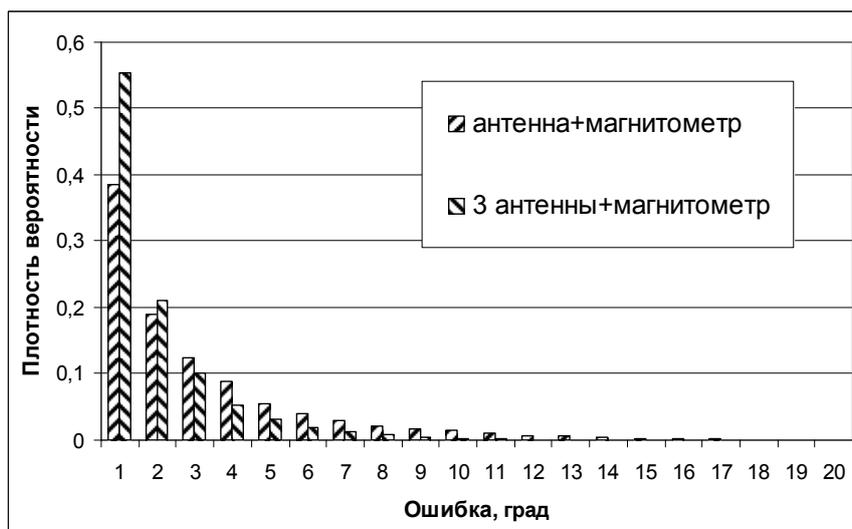


Рисунок 5 – Плотность распределения вероятности ошибки оценки угла тангажа ($i=63^\circ$, $h=300$ км)

Алгоритм определения ориентации КА на основе слабосвязанной схемы комплексирования магнитометрических и спутниковых радионавигационных измерений.

Задача определения ориентации на основе слабосвязанной схемы комплексирования решается при следующих исходных данных: \mathcal{G}_0, ψ_0 – приближенные значения углов \mathcal{G}, ψ ; $\mathbf{H}_1 = (h_{x_1}, h_{y_1}, h_{z_1})^T$ – вектор напряжённости МПЗ в ССК (измерен магнитометром) и $\mathbf{H}_2 = (h_{x_2}, h_{y_2}, h_{z_2})^T$ – вектор напряжённости МПЗ в ОСК (рассчитан по известной модели). Задача сводится к оценке пространственной ориентации КА, т.е. оценке матрицы ориентации параметризованной с помощью углов Крылова $\mathbf{M}_{x_1x_2}(\mathcal{G}, \psi, \varphi)$.

Вектор напряженности МПЗ, измеренный в ССК (\mathbf{H}_1), связан с вектором напряженности МПЗ, рассчитанным в ОСК (\mathbf{H}_2), соотношениями:

$$\begin{cases} h_{x_1} = \cos \mathcal{G} \cdot \cos \psi \cdot h_{x_2} + \cos \mathcal{G} \cdot \sin \psi \cdot h_{y_2} - \sin \mathcal{G} \cdot h_{z_2} \\ h_{y_1} = (\sin \varphi \cdot \sin \mathcal{G} \cdot \cos \psi - \cos \varphi \cdot \sin \psi) \cdot h_{x_2} + (\sin \varphi \cdot \sin \mathcal{G} \cdot \sin \psi + \cos \varphi \cdot \cos \psi) \cdot h_{y_2} - \\ \quad - \sin \varphi \cdot \cos \mathcal{G} \cdot h_{z_2}, \\ h_{z_1} = (\cos \varphi \cdot \sin \mathcal{G} \cdot \cos \psi + \sin \varphi \cdot \sin \psi) \cdot h_{x_2} + (\cos \varphi \cdot \sin \mathcal{G} \cdot \sin \psi - \sin \varphi \cdot \cos \psi) \cdot h_{y_2} - \\ \quad - \cos \varphi \cdot \cos \mathcal{G} \cdot h_{z_2}. \end{cases} \quad (12)$$

Задача определения ориентации на основе слабосвязанной схемы комплексирования решается в два этапа.

Этап 1. Уточнение углов тангажа и рыскания из условия минимума целевой функции:

$$\Phi(\mathcal{G}, \psi) = (h_{x_1} - \cos \mathcal{G} \cdot \cos \psi \cdot h_{x_2} - \cos \mathcal{G} \cdot \sin \psi \cdot h_{y_2} + \sin \mathcal{G} \cdot h_{z_2})^2. \quad (13)$$

Минимизация целевой функции (13) сводится к решению системы нелинейных уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial \Phi(\mathcal{G}, \psi)}{\partial \mathcal{G}} = 0 \\ \frac{\partial \Phi(\mathcal{G}, \psi)}{\partial \psi} = 0. \end{cases} \quad (14)$$

Система нелинейных уравнений (14) решается методом Ньютона, в качестве первого приближения для углов \mathcal{G}, ψ используются \mathcal{G}_0, ψ_0 .

Этап 2. Определение угла крена из решения системы двух линейных уравнений, записываемых с использованием 2-го и 3-го соотношений в (12):

$$\begin{cases} a_{11} \cdot \sin \hat{\varphi} + a_{12} \cdot \cos \hat{\varphi} = h_{y_1} \\ a_{21} \cdot \sin \hat{\varphi} + a_{22} \cdot \cos \hat{\varphi} = h_{z_1} \end{cases}, \quad (15)$$

где $a_{11} = a_{22} = \sin \hat{\mathcal{G}} \cdot \cos \hat{\psi} \cdot h_{x_2} + \sin \hat{\mathcal{G}} \cdot \sin \hat{\psi} \cdot h_{y_2} + \cos \hat{\mathcal{G}} \cdot h_{z_2}$, $a_{12} = -a_{21} = -\sin \hat{\psi} \cdot h_{x_2} + \cos \hat{\psi} \cdot h_{y_2}$

Решая (15) относительно тригонометрических функций угла φ , получим

$$\begin{aligned} \sin \hat{\varphi} &= \frac{h_{y_1} \cdot a_{22} - h_{z_1} \cdot a_{12}}{a_{11}^2 + a_{12}^2} \\ \cos \hat{\varphi} &= \frac{h_{z_1} \cdot a_{11} - h_{y_1} \cdot a_{21}}{a_{11}^2 + a_{12}^2}. \end{aligned} \quad (16)$$

Соотношения (16) однозначно определяют оценку угла крена $\hat{\varphi}$.

Проведено исследование влияния углов ориентации и элементов орбиты КА (i – наклонение орбиты, u – аргумент широты) на наличие особенностей в решениях для угла крена.

Результат исследования приведён в табл. 1.

Таблица 1 – Влияние параметров орбиты и углов ориентации на наличие особенностей в решениях для угла крена

Элементы орбиты	Компоненты вектора напряжённости МПЗ	Углы ориентации			
		$\hat{\vartheta} = 0, \hat{\psi} = 0$	$\hat{\vartheta} = 0, \hat{\psi} = \frac{\pi}{2}$	$\hat{\vartheta} = \frac{\pi}{2}, \hat{\psi} = \frac{\pi}{2}$	$\hat{\vartheta} = \frac{\pi}{2}, \hat{\psi} = 0$
Знаменатель в соотношениях (16)					
$i \neq 0, u \neq 0$ $i \neq \frac{\pi}{2}, u \neq \frac{\pi}{2}$	$h_{X_2} \neq 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} \neq 0$	$h_{Z_2}^2 + h_{Y_2}^2$	$h_{Z_2}^2 + h_{X_2}^2$	$h_{Y_2}^2 + h_{X_2}^2$	$h_{Y_2}^2 + h_{X_2}^2$
$i = 0, u \neq 0$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} = 0$	$h_{Y_2}^2$	0	$h_{Y_2}^2$	$h_{Y_2}^2$
$i = \frac{\pi}{2}, u \neq 0$	$h_{X_2} \neq 0, h_{Y_2} = 0,$ $h_{Z_2} \neq 0$	$h_{Z_2}^2 + h_{X_2}^2$	$h_{X_2}^2$	$h_{X_2}^2$	$h_{X_2}^2$
$i \neq 0, u = 0$	$h_{X_2} \neq 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} = 0$	$h_{Y_2}^2$	$h_{X_2}^2$	$h_{Y_2}^2 + h_{X_2}^2$	$h_{Y_2}^2 + h_{X_2}^2$
$i \neq 0, u = \frac{\pi}{2}$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} \neq 0$	$h_{Z_2}^2 + h_{Y_2}^2$	$h_{Z_2}^2$	$h_{Y_2}^2$	$h_{Y_2}^2$
$i \neq 0, u = \frac{\pi}{2}$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} \neq 0$	$h_{Z_2}^2 + h_{Y_2}^2$	$h_{Z_2}^2$	$h_{Y_2}^2$	$h_{Y_2}^2$
$i = 0, u = 0$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} = 0$	$h_{Y_2}^2$	0	$h_{Y_2}^2$	$h_{Y_2}^2$
$i = \frac{\pi}{2}, u = 0$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} = 0,$ $h_{Z_2} = 0$	0	0	0	0
$i = 0, u = \frac{\pi}{2}$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} \neq 0,$ $h_{Z_2} = 0$	$h_{Y_2}^2$	0	$h_{Y_2}^2$	$h_{Y_2}^2$
$i = \frac{\pi}{2}, u = \frac{\pi}{2}$	$h_{X_2} = 0, h_{Y_2} = 0,$ $h_{Z_2} \neq 0$	$h_{Z_2}^2$	$h_{Z_2}^2$	0	0

Как видно из табл. 1. наибольшее число особенностей возникает для КА с полярной орбитой при пересечении экватора.

Построены функция вероятности неперевышения ошибки заданной величины (рис. 6), плотности распределения вероятности (рис. 7).

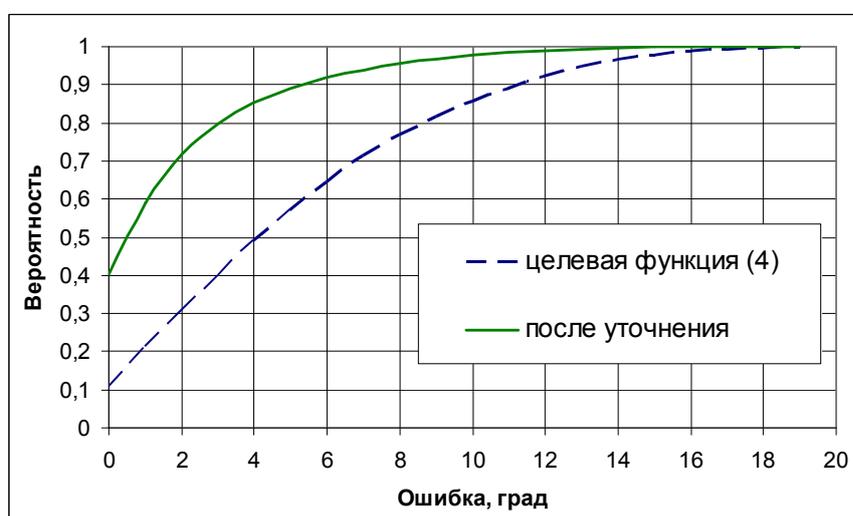


Рисунок 6 – Вероятность $F(\delta_g \leq \delta)$ непревышения ошибки оценки угла тангажа заданной величины ($i=63^\circ$, $h=300$ км)

На основании проведённого сравнительного анализа схем комплексирования магни-

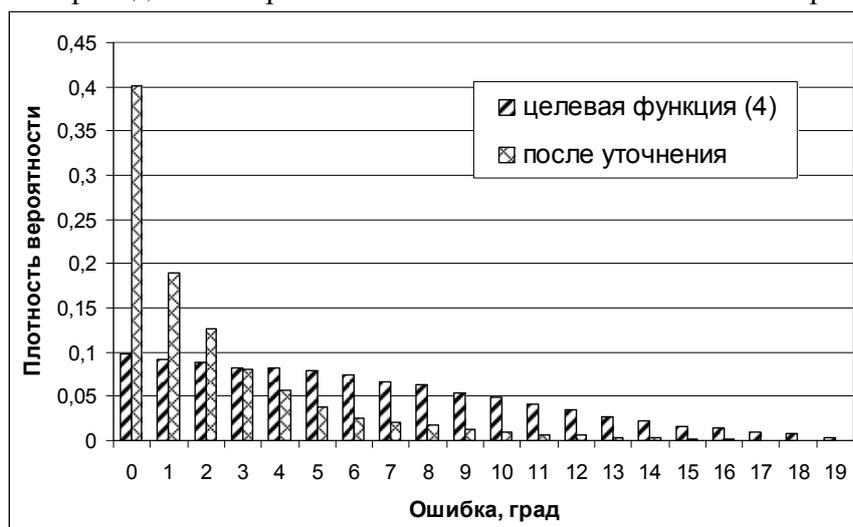


Рисунок 7 – Плотность распределения вероятности ошибки оценки угла тангажа ($i=63^\circ$, $h=300$ км)

тометрических и спутниковых радионавигационных измерений, можно сделать следующие выводы:

1. Сильносвязанная и слабосвязанные схемы комплексирования могут использоваться для решения задачи определения ориентации в темпе поступления информации.
2. Решение задачи определения ориентации на основе сильносвязанной схемы комплексирования не зависит от оси расположения антенны НП. Решение задачи определения ориентации на основе слабосвязанной схемы комплексирования зависит от оси расположения антенны НП (антенна должна быть коллинеарная оси, ориентация которой задается двумя углами).
3. Решение задачи определения ориентации на основе сильносвязанной схемы комплексирования невозможно в случае отсутствия одного из измерений. При слабосвязанной схеме комплексирования данного типа измерений существует возможность решения задачи определения ориентации при отсутствии одного из измерений.
4. Точность получаемой оценки ориентации при наличии одной антенны НП и магнитометра для слабосвязанной схемы комплексирования незначительно (в пределах $0,5^\circ$) выше, чем для сильносвязанной схемы комплексирования.
5. При наличии трёх антенн НП и магнитометра целесообразно использовать сильносвязанную схему комплексирования.

Предложена схема построения алгоритмического обеспечения для системы контроля ориентации КА (табл. 2).

Таблица 2.

	Магнитометр (+)	Магнитометр (-)
Навигационный приемник (+)	Алгоритм №2 (сильносвязанная схема комплексирования)	Алгоритм №1 (анализ видимых/невидимых НС)
Навигационный приемник (-)	Алгоритм №3,4 (слабосвязанная схема комплексирования)	—

В табл. 2. знаку «+» соответствует наличие измерений с измерительного устройства, а знаку «-» соответствует отсутствие измерений с измерительного устройства.

В четвертой главе «Восстановление ориентации микрогравитационной космической платформы «Фотон-М2»» описана миссия МКП «Фотон-М2», которая функционировала на околоземной орбите в мае–июне 2005 года. На борту МКП «Фотон-М2» была установлена аппаратура «МИРАЖ-М», состоящая из одночастотного многоканального навигационного приёмника МНП (Ижевский радиозавод) и шести магнитометров (лаборатория аэрокосмиче-

ского приборостроения СГАУ). По результатам лётного эксперимента было получено более 210 000 навигационных решений.

Проведена предварительная отбраковка навигационных решений.

Для апробации разработанного алгоритмического обеспечения была восстановлена ориентация МКП «Фотон-М2» на трех последовательных витках полета с использованием сильносвязанной схемы комплексирования (рис. 8). Полученные результаты восстановления ориентации МКП «Фотон-М2» близки к результатам, полученным другими исследователями.

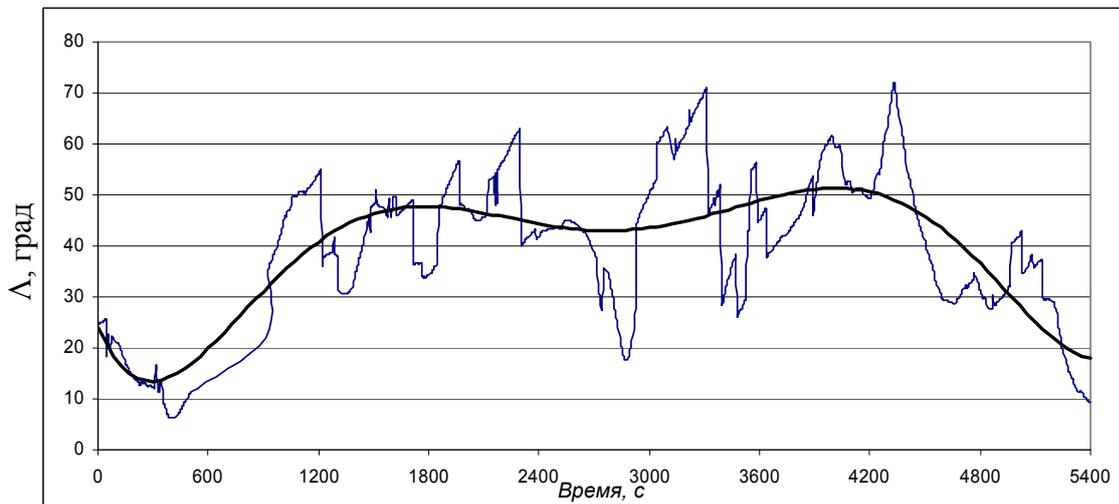


Рисунок 8 – Угол Λ между продольной осью КА и осью OY_2 .
Время $T=0$ соответствует 13:25:54 UTC 04.06.05.

Выводы и основные результаты диссертационной работы

- 1 Разработаны схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
- 2 Разработаны алгоритмы определения ориентации КА по анализу пространственного расположения видимых/невидимых навигационных спутников СРНС ГЛОНАСС/GPS.
- 3 Разработан алгоритм определения ориентации КА на основе сильносвязанной схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
- 4 Разработан алгоритм определения ориентации КА на основе слабосвязанной схемы комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
- 5 Определены области применимости алгоритмов, основанных на сильносвязанной и слабосвязанной схемах комплексирования магнитометрической и спутниковой радионавигационной информации.
- 6 Предложена схема построения алгоритмического обеспечения для системы контроля ориентации КА.

Основные публикации по теме диссертационной работы

опубликованы в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, определённых Высшей аттестационной комиссией Российской Федерации:

- 1 Белоконов, И.В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений [Текст]/И.В. Белоконов, **А.В. Крамлих**// Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. –2007. – №1 (12). – С. 22-30.
- 2 **Крамлих, А.В.** Алгоритм определения ориентации космического аппарата при слабосвязанной схеме комплексирования радионавигационных и магнитометрических измерений [Текст]/**А.В. Крамлих**//Аэрокосмическое приборостроение. – Москва, 2008.–№ 7.–С. 9-13.

в других изданиях:

- 3 **Крамлих, А.В.** Вспомогательная навигационная система для поддержки проведения экспериментов в условиях микрогравитации [Текст]/А.В. Крамлих, С.А. Собода //Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации:

- труды XIII Международного научно-технического семинара. Ч. III. – Алушта, 2004. – С.370-371.
- 4 **Крамлих, А.В.** Метод векторного согласования для определения ориентации космического аппарата по показаниям магнитометрической системы [Текст]/А.В. Крамлих //Студенческая наука аэрокосмическому комплексу: сб. трудов студентов и аспирантов факультета летательных аппаратов. – Самара, 2004. – Вып. 7. – С. 47-50.
 - 5 **Крамлих, А.В.** Магнитометрическая навигация КА и её использование в эксперименте «НАВИГАТОР» на КА «Фотон-М» №2 [Текст]/А.В. Крамлих//VIII Королёвские чтения: тезисы докладов Всероссийской молодёжной научной конференции.–Самара, 2005.–С.17.
 - 6 Белоконов, И.В. Эксперимент «НАВИГАТОР» на борту КА «Фотон-М» №2 [Текст]/ И.В. Белоконов, С.А. Собола, **А.В. Крамлих**, С.А. Петрунин//Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: труды XIV Международного научно-технического семинара. – Алушта, Украина, 2005. – С. 230.
 - 7 **Крамлих, А.В.** Комплексирование измерений навигационного приемника и магнитометра для определения пространственной ориентации КА [Текст]/А.В. Крамлих//Научная сессия ГУАП: сб. докладов. Часть II. Технические науки. – Санкт-Петербург, 2006.– С.120-122.
 - 8 **Крамлих, А.В.** Определение ориентации малого спутника, используя приемник радионавигационных сигналов и магнитометр [Текст]/А.В. Крамлих//Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: труды XIII Международного научно-технического семинара. Ч. III. – Алушта, Украина, 2006. – С. 235.
 - 9 Белоконов, И.В. Возможные подходы к решению задачи определения пространственной ориентации КА «Фотон-М» на основе магнитометрических и радионавигационных измерений /И.В. Белоконов, **А.В. Крамлих**//Авиация и космонавтика – 2006: тезисы докладов 5-ой международной конференции. – Москва, 2006. – С. 257-258.
 - 10 Белоконов, И.В. Эксперимент «НАВИГАТОР» на борту космического аппарата «Фотон-М2»: цели, задачи и предварительные результаты [Текст]/Е.А. Болтов, **А.В. Крамлих**, С.А. Собола//Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. трудов XII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. – Самара, 2006. – С. 32-40.
 - 11 Белоконов, И.В. Определение возможной ориентации продольной оси микрогравитационной космической платформы «Фотон-М2» по спутниковым радионавигационным измерениям [Текст]/И.В. Белоконов, **А.В. Крамлих**//Управление движением и навигация летательных аппаратов: сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара, 2007.– С.83-89.
 - 12 Белоконов, И.В. Алгоритмическое обеспечение малогабаритной системы контроля движения низковысотных космических аппаратов [Текст]/**А.В. Крамлих** //Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках: тезисы докладов международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках».– Самара, 2008.– С.141.