

**Министерство науки и высшего образования Российской Федерации**

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования «Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



**Галиханов Никита Кадимович**

**ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ  
ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ГЛОНАСС**

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 – 2019 год

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Пасынков Владимир Викторович**  
доктор технических наук, старший научный сотрудник, заместитель генерального конструктора, заместитель генерального директора Акционерного общества «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения», по совместительству профессор кафедры «Информационно-управляющие комплексы» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Вокин Григорий Григорьевич**  
доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник отделения подготовки научных кадров научно-исследовательского института космических систем имени А.А. Максимова – филиала АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

**Белоконов Игорь Витальевич**  
доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»

Ведущая организация: **Акционерное общество «Конструкторское бюро «Арсенал» им. М. В. Фрунзе»**

Защита диссертации состоится «28» ноября 2019 года в «16» часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT\\_ID=107305](https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=107305).

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2019 года.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.12,  
кандидат технических наук



Старков А.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность работы и степень разработанности темы.** Современный этап развития бортовых систем навигации и ориентации КА системы ГЛОНАСС характеризуется высокими требованиями к точности, автономности и помехозащищенности навигационного обеспечения. Существенное значение при решении задачи повышения точности эфемеридно-временного обеспечения имеют погрешности системы ориентации и стабилизации (СОС) космического аппарата (КА). Как известно, ошибки поддержания заданной ориентации КА являются, в том числе, причиной возникновения немоделируемых ускорений, которые оказывают решающее влияние на точность моделирования движения КА (эфемеридного обеспечения) за счет погрешностей учета эффекта солнечной радиации, причем как прямой, так и отраженной от Земли, а также оказывают существенное влияние на этапе учета выносов фазового центра антенны КА при решении задачи определения местоположения аппаратов орбитальной группировки и потребителя. Указанный факт является причиной постоянного повышения требований к точности поддержания ориентации КА системы ГЛОНАСС (таблица 1).

Таблица 1 – Требования к точности поддержания ориентации КА ГЛОНАСС

КА	Глонасс	Глонасс-М	Глонасс-К1	Глонасс-К2
<b>Тангаж/Крен, °</b>	0.5	0.5	0.5	0.25
<b>Рысканье, °</b>	5	2	1	1

Задача поддержания заданной ориентации состоит из двух основных подзадач, а именно: задачи определения параметров ориентации КА и задачи приведения КА в заданное состояние на основе известных параметров ориентации. Совершенствованию методов решения указанных задач посвящены работы как отечественных авторов Бессонова Р.В., Овчинникова М.Ю., Иванова Д.С., Фатеева А.В., Чеботарева В.Е., Красильщикова М.Н. Кружкова Д.М., Петухова Р.А., Раушенбаха Б.В., Алексеева К.Б., так и зарубежных исследователей Crassidis J.L., Sun T., Pittelkau M.E., Wang J., Shuster M.D., Brady T., Dikmen S., Sola J, Strube M., Galante J.M., Starin S.R., Bar-Shalom Y., Belfadel D.

Решение задачи определения параметров ориентации выполняется в рамках одной из подсистем СОС, а именно системы определения ориентации КА, которая в зарубежных работах получила название Attitude Determination System. Далее при упоминании СОС в контексте решения задачи определения параметров ориентации будем подразумевать именно указанную подсистему.

Современные СОС навигационных КА, как правило, используют для определения параметров ориентации либо приборы ориентации по Солнцу (ПОС) и по Земле (ПОЗ), либо инерциальные датчики, в зависимости от режима функционирования КА. Указанная особенность приводит к возникновению двух серьезных недостатков таких систем:

– полученное по такой схеме решение характеризуется существенным ухудшением точности на участках орбиты КА, где угол «Солнце-объект-Земля» принимает большие и малые значения,

– отсутствует возможность оперативного уточнения систематических составляющих погрешностей чувствительных элементов, что приводит к возникновению как статической, так и растущей со временем ошибки определения ориентации КА.

Учитывая, что вклад погрешности определения не превышает 30% от погрешности поддержания, то для перспективного КА системы ГЛОНАСС погрешность определения параметров ориентации по самому точному каналу не должна превышать  $0.075^\circ$ . Одним из путей достижения указанного требования может являться совместное использование терминалов межспутниковой лазерной навигационно-связной системы (МЛНСС) и малогабаритного блока измерения скоростей (МБИС) при решении задачи определения параметров ориентации КА.

В рамках концепции развития системы ГЛОНАСС терминалы МЛНСС предназначены для эфемеридно-временного обеспечения космического комплекса и обеспечения межспутникового информационного обмена. Однако, в настоящей работе, предлагается рассматривать терминалы МЛНСС в качестве высокоточного средства астровизирования в структуре системы ориентации и стабилизации перспективных КА системы ГЛОНАСС. В этом случае, возникает целый ряд вопросов, связанных, в том числе, с интеграцией измерительной информации терминалов и аппаратурой СОС.

Таким образом, актуальность настоящей работы обусловлена следующими факторами:

- повышением требований к точности поддержания ориентации КА системы ГЛОНАСС,
- появлением перспективных систем в составе бортовой аппаратуры КА системы ГЛОНАСС, способных привнести новые качества в облик существующей СОС.

**Целью настоящей работы** является повышение точности определения параметров ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС.

Определенная цель приводит к необходимости постановки и решения актуальной **научной задачи** формирования облика интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС. В рамках представленной работы понятие «облик» системы определения ориентации включает её архитектуру, состав аппаратных средств, математические модели и алгоритмы функционирования.

В соответствии с поставленной задачей проводились исследования по следующим **направлениям**:

- анализ подходов к формированию облика интегрированных систем определения ориентации навигационных КА,
- постановка научной задачи формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС,
- разработка моделей, методик и алгоритмов функционирования рассматриваемой системы,
- разработка программного комплекса имитационного моделирования процессов функционирования системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС,
- имитационное моделирование процессов функционирования разработанной системы в различных режимах с учетом влияния неконтролируемых факторов,
- анализ результатов имитационного моделирования и формирование рекомендаций по применению разработанного облика системы определения ориентации.

**Объектом исследований** является бортовая система ориентации и стабилизации КА ГЛОНАСС.

**Предмет исследований** – математические модели, методики и алгоритмы высокоточного решения задачи определения параметров пространственной ориентации КА.

**Основным методом исследования** является имитационное моделирование процессов функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации КА системы ГЛОНАСС с учетом влияния неконтролируемых факторов на основе использования специализированного программного комплекса.

**Основные положения, выносимые на защиту:**

– облик интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС, включая её архитектуру, состав аппаратных средств, математические модели и алгоритмы функционирования, в том числе алгоритмы оценки расширенного вектора состояния КА, обеспечивающий повышение точности определения параметров ориентации,

– специализированный программный комплекс имитационного моделирования процессов функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации перспективного КА системы ГЛОНАСС,

– результаты имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной системы определения ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС, а также рекомендации по применению разработанного облика СОС.

**Научная новизна** полученных в диссертационной работе результатов заключается в следующем:

– впервые сформирован облик системы определения ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС на основе комплексирования измерительной информации МЛНСС и МБИС, обеспечивающий повышение точности решения задачи определения пространственной ориентации КА до уровня  $0.01^\circ (3\sigma)$ ,

– разработаны бортовые алгоритмы высокоточного решения задачи определения пространственной ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС на основе жестко (сильно) связанной схемы комплексирования измерительной информации МБИС и двух терминалов МЛНСС, отличающиеся от существующих составом уточняемых параметров, а именно: помимо параметров ориентации, вектор состояния включает калибровочные поправки МБИС и терминалов МЛНСС,

– впервые разработан специализированный программно-математический комплекс имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной системы определения ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС на основе терминалов МЛНСС, обеспечивающий учет влияния широкого спектра неконтролируемых факторов, включая: гравитационное поле Земли, давление прямого солнечного излучения на элементы конструкции КА с учетом теневых участков орбиты, магнитное поле Земли, параметрические возмущения вследствие подвижных элементов конструкции КА, отличие реальных массогабаритных характеристик КА от номинальных, погрешности и особенности функционирования бортового оборудования КА.

**Обоснованность результатов** проведенных диссертационных исследований подтверждается:

- непротиворечивостью результатов, полученных в процессе имитационного моделирования, известным результатам, представленным в предшествующих исследовательских работах,

- обстоятельным и полным анализом предшествующих работ в рамках рассматриваемой проблематики,

- достаточной апробацией материалов диссертации на научно-технических конференциях и в опубликованных работах.

**Степень достоверности результатов** проведенных диссертационных исследований подтверждается:

- использованием корректных математических и имитационных моделей,

- корректным применением методов исследования и результатами имитационного моделирования.

**Научная значимость работы** состоит в совершенствовании методов и алгоритмов оценивания параметров пространственной ориентации КА системы ГЛОНАСС на основе использования данных МЛНСС в каскадном алгоритме интеграции.

**Практическая значимость** результатов работы состоит в том, что разработанный облик СОС и рекомендации по его использованию позволяют повысить точность определения параметров ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС.

Содержание исследований и полученные результаты соответствуют п. 1, 4 и 5 паспорта специальности 05.13.01 «Системный анализ, управление и обработка информации (авиационная и ракетно-космическая техника)».

**Результаты работы** докладывались и получили одобрения на научно-технических конференциях различного уровня: XX научно-практическая конференция «Научно-практические аспекты совершенствования управления космическими аппаратами и информационного обеспечения запусков космических аппаратов» (ГИКЦ МО РФ) (г. Краснознаменск, 2015), Шестая Всероссийская конференция «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение» (КВНО-2015) (г. Санкт-Петербург, 2015), VII научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов ФГУП "НПЦАП" (г. Москва, 2016), VI Научно-техническая конференция «Прецизионные информационно-измерительные системы. Достижения и перспективы» (М.о., 2016), Седьмая Всероссийская конференция «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение» (КВНО-2017) (г. Санкт-Петербург, 2017), XXII международная научная конференция «Системный анализ, управление и навигация» (г. Евпатория, 2017), VII научно-техническая конференции молодых ученых и специалистов Центра управления полетами, посвященная памяти В.И. Лобачева (г. Королев, 2017), 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018» (г. Москва, 2018), VII Научно-техническая конференция «Прецизионные информационно-измерительные системы» (М.о., 2018), XLIII «Академические чтения по космонавтике» (г. Москва, 2019).

**Основные положения** разработанного методического и программного обеспечения и результаты его практического применения опубликованы в 7 статьях [1-7], в том числе в 4 статьях [1-4], опубликованных в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России, и в сборниках тезисов докладов 7 конференций [8-14].

**Работа** состоит из введения, четырех глав, заключения и трех приложений.

**Структура работы:** 115 страниц основного текста, включая 29 рисунков, 9 таблиц, 94 формулы и 73 наименования литературных источников.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** приводится обоснование актуальности решаемой задачи, краткий обзор степени разработанности темы исследования, дается общая характеристика работы.

**В первой главе** введено понятие облика системы определения ориентации КА, которое включает в себя архитектуру, аппаратный состав, математические модели, методы (методики) и алгоритмы, обеспечивающие решение целевых задач системы. Приводятся результаты детального анализа условий и режимов функционирования СОС, вариантов состава бортовых аппаратных средств и вариантов архитектур.

Показано, что для обеспечения требований к точности определения параметров ориентации КА при решении задачи формирования облика системы определения ориентации возникает необходимость в учете широкого спектра факторов, оказывающих влияние на процесс функционирования КА. К числу детерминированных факторов, в настоящем исследовании, отнесены возмущения, оказываемые со стороны гравитационного поля Земли, прямого солнечного давления на элементы конструкции КА с учетом теневых участков орбиты, магнитного поля Земли, а также параметрические возмущения вследствие подвижных элементов конструкции КА. К числу стохастических и неопределенных неконтролируемых факторов отнесены ошибки чувствительных элементов, возникаемые, в том числе, вследствие агрессивных условий функционирования КА.

Приведен анализ архитектур современных СОС среднеорбитальных навигационных КА. Предложено применение известного подхода к формированию архитектуры интегрированных навигационных систем КА при решении поставленной научной задачи. В соответствии с указанным подходом, интегрированные навигационные системы КА формируют навигационное решение путем комплексирования данных спутникового приемника (ГНСС-приемника) и бесплатформенной навигационной инерциальной системы (БИНС).

При формировании облика интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС терминалы МЛНСС выступают в виде своеобразного аналога ГНСС-приемника. В качестве же аналога БИНС выбран МБИС. Предлагается вариант интегрированной архитектуры системы определения ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС на основе жестко (сильно) связанной схемы комплексирования данных двух терминалов МЛНСС и МБИС с возможностью калибровки погрешностей указанных чувствительных элементов, что, в свою очередь, позволяет повысить точность определения ориентации КА. В предложенной схеме интеграции МБИС и терминалы МЛНСС имеют четкое аппаратное разделение, причем МБИС представляет собой высокочастотный источник информации об угловой скорости КА, используемый для прогнозирования ориентации КА в моменты отсутствия измерений от терминалов МЛНСС, а терминалы МЛНСС используются для селекции и первичной обработки изображения части небесной сферы. Предложенный вариант позволяет осуществить калибровку чувствительных элементов относительно антенной плиты КА на основе технического решения, возможного в силу особенностей функционирования терминалов

МЛНСС. Реализацией разработанной схемы является алгоритм интеграции данных, позволяющий сформировать оценку вектора состояния системы.

По результатам приведенного анализа сформулирована научная задача исследования. В рамках решения поставленной задачи требуется разработать математические модели терминала МЛНСС, МБИС, панелей солнечных батарей (ПСБ), управляющих двигателей маховиков (УДМ) и модели их ошибок. Кроме того, требуется разработать бортовые алгоритмы функционирования системы ориентации и стабилизации в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра в условиях возможного отклонения характеристик принятых математических моделей системы от реальных.

Установлено, что разработанный облик СОС в совокупности должен обеспечивать решение задачи определения действительных параметров ориентации КА, причем:

– погрешность определения параметров ориентации на основе измерений терминалов МЛНСС и МБИС не должна превышать  $0.075^\circ$  на всем интервале штатного функционирования КА,

– угловая скорость КА по каждой из осей связанной системы координат (ССК) не должна превышать поисковую скорость ( $0.25^\circ/\text{с}$ ) по модулю как в режиме штатного функционирования, так и в режиме калибровки МБИС.

Основным критерием качества разработанного облика выступает точность определения пространственной ориентации КА. При условии, что оценка, формируемая алгоритмом интеграции СОС, является несмещенной, состоятельной и эффективной, то точность пространственной ориентации отражена в величине диагональных компонент матрицы ковариации невязки оценки фазового вектора и «истинного» состояния системы.

Выбран основной инструмент исследования разрабатываемой перспективной СОС КА системы ГЛОНАСС – имитационное моделирование. Определен соответствующий перечень используемых имитационных моделей и алгоритмов:

1) высокоточная модель управляемого углового движения перспективного КА ГЛОНАСС с учетом неконтролируемых факторов, а именно: солнечного давления на элементы конструкции КА, гравитационного поля Земли, магнитного поля Земли и параметрических возмущений со стороны подвижных узлов и агрегатов КА,

2) модели терминала МЛНСС, МБИС, ПСБ, УДМ и формирующих фильтров для их ошибок,

3) алгоритмы функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра в том числе на теневых участках орбиты, включая алгоритмы интеграции измерительной информации терминалов МЛНСС и МБИС, мониторинга целостности и формирования циклограммы сеансов измерения терминалов МЛНСС.

Практической реализацией указанных моделей, методик и алгоритмов является программно-математический комплекс (ПМК), обеспечивающий имитацию процесса функционирования разрабатываемой системы. С помощью разработанного ПМК требуется провести: имитационное моделирование процесса функционирования интегрированной системы определения ориентации, анализ полученных результатов моделирования и формирование рекомендаций по применению разработанного облика СОС.

**Вторая глава** диссертации посвящена разработке математических моделей углового движения перспективного КА системы ГЛОНАСС, терминала МЛНСС, МБИС, УДМ и других аппаратных средств, а также алгоритмов функционирования интегрированной системы ориентации исследуемого объекта.

В соответствии с современными подходами к моделированию сложных технических систем, состоящих из множества подвижных элементов, математическая модель управляемого углового движения КА построена на основе уравнений Ньютона-Эйлера. КА представлен в виде основных узлов и агрегатов, соединенных с базовым телом и между собой с помощью шарнирных соединений. Система уравнений, полностью описывающая динамику и кинематику объекта в любой момент времени, состоит из 86 дифференциальных уравнений, интегрирование которой осуществляется методом Дормана-Принса 5(4) порядка с автоматическим выбором шага интегрирования и использованием соотношений «плотной выдачи» для получения действительного вектора состояния между узловыми точками.

В рамках рассматриваемой проблематики, терминал МЛНСС представляет собой высокоточную оптико-механическую систему, способную регистрировать пространственное положение ориентира, которым может выступать звезда или КА, оснащенный аналогичной бортовой аппаратурой. Основными чувствительными элементами терминала МЛНСС являются светочувствительная (APS) матрица и датчики абсолютного углового положения (ДАУП) азимутального и угломестного каналов управления. Разработана математическая модель терминала МЛНСС, которая включает:

– математическую модель измерения APS матрицы, учитывающей систематические и шумовые составляющие ошибки оптического измерения:

$$\mathbf{y}^{Mi}(\boldsymbol{\chi}) = \begin{pmatrix} x_{fp}^{Mi} \\ y_{fp}^{Mi} \end{pmatrix} = \mathbf{h}^{Mi}(\boldsymbol{\chi}) + \boldsymbol{\eta}_M = \begin{pmatrix} \frac{p_{x,c}^{Mi}}{p_{z,c}^{Mi}} + \eta_{Mx} \\ \frac{p_{y,c}^{Mi}}{p_{z,c}^{Mi}} + \eta_{My} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где  $\mathbf{p}_c^{Mi} = (p_{x,c}^{Mi} \ p_{y,c}^{Mi} \ p_{z,c}^{Mi})^T = T_{ca \rightarrow c}^{Mi}(\mathbf{a}^{Mi})T_{cm \rightarrow ca}^{Mi}(\theta_o, \phi_o)T_{ce \rightarrow cm}^{Mi}(\mathbf{m}^{Mi})T_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi})T_{b \rightarrow c0}^{Mi} * T_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q})\mathbf{p}_{ref}^{Mi}$ ,  $x_{fp}^{Mi}, y_{fp}^{Mi}$  – координаты ориентира в картинной плоскости матрицы  $i$ -го терминала МЛНСС,  $T_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q})$  – матрица перехода из абсолютной системы координат (АСК) в ССК построенная по кватерниону ориентации КА  $\mathbf{q}$ ,  $T_{b \rightarrow c0}^{Mi}$  – матрица перехода из ССК в номинальную систему координат (СК)  $i$ -го терминала МЛНСС,  $T_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi})$  – матрица, учитывающая не ортогональность осей фактической СК  $i$ -го терминала МЛНСС,  $T_{ce \rightarrow cm}^{Mi}(\mathbf{m}^{Mi})$  – матрица, учитывающая ортогональный разворот фактической СК  $i$ -го терминала МЛНСС относительно номинальной,  $T_{cm \rightarrow ca}^{Mi}(\theta_o, \phi_o)$  – матрица перехода из фактической СК  $i$ -го терминала МЛНСС в номинальную СК APS-матрицы  $i$ -го терминала МЛНСС,  $\theta_o, \phi_o$  – угол места и азимут опорно-поворотного устройства (ОПУ) терминала МЛНСС,  $T_{ca \rightarrow c}^{Mi}(\mathbf{a}^{Mi})$  – матрица, учитывающая ортогональный разворот фактической СК APS матрицы  $i$ -го терминала МЛНСС относительно номинальной,  $\mathbf{p}_{ref}^{Mi}$  – единичный вектор направления на ориентир в АСК,  $\boldsymbol{\eta}_M$  – случайный вектор шума измерений, распределенный по нормальному закону с  $M\{\boldsymbol{\eta}_M\} = \mathbf{0}$ ,  $M\{\boldsymbol{\eta}_M \boldsymbol{\eta}_M^T\} = \Sigma_{\eta_M}$ ,  $i = 1, 2$ ,

– математическую модель ОПУ терминала по двум каналам управления – по азимуту и углу места, сформированную на основе модели привода с вентильным электродвигателем с учетом конструкционных особенностей терминала МЛНСС,

– математическую модель ДАУП с учетом систематических ошибок прибора:

$$\phi_{om}^{Mi} = K_{\phi_o}^{Mi} * \Delta_{\phi_o}^{Mi} * \text{div}(\phi_o^{Mi} + \phi_{so}^{Mi} + \eta_{\phi_o}, \Delta_{\phi_o}^{Mi}) \quad (2)$$

где  $\phi_{om}^{Mi}$  – измеренное значение азимута линии визирования  $i$ -го терминала,  $\phi_{so}^{Mi}$  – систематические ошибки измерения вследствие смещения «нуля»,  $\dot{\phi}_{so}^{Mi} = 0$ ,  $\eta_{\phi_o}$  – шумовая составляющая измерения, представляющая собой случайный процесс типа «белый шум» с  $M\{\eta_{\phi_o}\} = 0$  и  $M\{\eta_{\phi_o}\eta_{\phi_o}\} = \Sigma_{\phi_o}$ ,  $\text{div}(x, y)$  – процедура целочисленного деления числа  $x$  на  $y$ ,  $\Delta_{\phi_o}^{Mi}$  – цена деления шкалы ДУП,  $K_{\phi_o}^{Mi}$  – коэффициент передачи ОПУ терминала МЛНСС по рассматриваемому каналу,  $i = 1, 2$ ,

– алгоритм расчета целеуказания терминал МЛНСС при наличии оценок систематических составляющих погрешностей, вызванных отличием номинальных и реальных осей чувствительного элемента терминала,

– методику формирования циклограммы сеансов измерений терминала МЛНСС, которая включает алгоритм выбора ориентиров для двух терминалов МЛНСС исходя из условий максимума интервала наблюдения ориентиров (сеанса) и максимума потенциальной точности формируемого решения задачи определения параметров ориентации КА.

Модель измерения МБИС сформирована на основе классической модели интегрирующего гироскопа, состоящего из трех датчиков угловых скоростей, расположенных параллельно осям приборного трехгранника:

$$\theta_{j,j-1} = \text{div}\left(\int_{t_{j-1}}^{t_j} \omega_{gm} d\tau, \Delta_{\text{МБИС}}\right) * (\Delta_{\text{МБИС}} + \lambda), \quad (3)$$

$$\omega_{gm} = T_{g0 \rightarrow g}(\mu, \xi) T_{b \rightarrow g0} \omega_b - b - \eta_a, \quad (4)$$

где  $T_{g0 \rightarrow g}(\mu, \xi)$  – матрица перехода из номинальной в «истинную» СК МБИС,  $\lambda$  – вектор масштабирующих множителей,  $\mu$  – вектор малых углов ортогонального смещения осей МБИС,  $\xi$  – вектор малых углов не ортогонального смещения осей МБИС,  $T_{b \rightarrow g0}$  – матрица поворота из ССК в номинальную СК МБИС,  $\Delta_{\text{МБИС}}$  – цена импульса выходной информации,  $\omega_b$  – вектор «истинной» угловой скорости КА,  $b$  – вектор смещения нуля МБИС,  $\eta_a$  – случайный вектор, распределенный по нормальному закону с  $M\{\eta_a\} = 0$ ,  $M\{\eta_a \eta_a^T\} = \Sigma_a$ .

Для моделирования векторов  $\lambda, \mu, \xi, m^{Mi}, a^{Mi}, e^{Mi}$  использована модель Гаусса-Маркова:

$$\mathbf{v}_{j+1} = \left(1 - \frac{T_{\text{sample},v}}{T_{\text{corr},v}}\right) \mathbf{v}_j + \sqrt{\frac{2}{T_{\text{corr},v}}} \eta_v, \quad (5)$$

где  $\mathbf{v} \in \{\lambda, \mu, \xi, m^{Mi}, a^{Mi}, e^{Mi}\}$ ,  $T_{\text{sample},v}$  – интервал обновления компоненты  $\mathbf{v}$ ,  $T_{\text{corr},v}$  – интервал корреляции компоненты  $\mathbf{v}$ ,  $M\{\eta_v\} = 0$ ,  $M\{\eta_v \eta_v^T\} = \Sigma_v$ ,  $i = 1, 2$ .

Определены полный вектор состояния системы  $\mathbf{x} = (q, b, \lambda, \mu, \xi, a^{M1}, m^{M1}, e^{M1}, a^{M2}, m^{M2}, e^{M2})^T$  и вектор его ошибки  $\delta\mathbf{x} = (\delta q, \Delta b, \Delta \lambda, \delta \mu, \Delta \xi, \delta a^{M1}, \delta m^{M1}, \Delta e^{M1}, \delta a^{M2}, \delta m^{M2}, \Delta e^{M2})^T$ , которые имеют размерность  $39 \times 1$  и  $33 \times 1$ , соответственно. Для вектора ошибок введены общие для работы обозначения  $\delta\{\mathbf{x}\} = \text{vec}(\{\mathbf{x}\} \otimes \{\bar{\mathbf{x}}^*\})$ , где  $\{\bar{\mathbf{x}}\}$

– сопряженный кватернион,  $\otimes$  – оператор кватернионного умножения,  $vec(\cdot)$  – оператор формирования векторной части кватерниона,  $\{\mathbf{x}\} \in (\mathbf{q}, \boldsymbol{\mu}, \mathbf{a}^{Mi}, \mathbf{m}^{Mi})$ ;  $\Delta\{\mathbf{x}\} = \{\mathbf{x}\} - \{\mathbf{x}^*\}$ , где  $\{\mathbf{x}\} \in (\mathbf{b}, \boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\xi}, \mathbf{e}^{Mi})$ ,  $i = 1, 2$ .

В связи с тем, что параметры  $\mathbf{q}, \boldsymbol{\mu}, \mathbf{m}^{M1}, \mathbf{m}^{M2}$  одновременно не наблюдаемы, параметры  $\boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\xi}$  не наблюдаемы в штатном режиме функционирования КА, а параметры  $\mathbf{a}_z^{Mi}$ ,  $i = 1, 2$  не наблюдаемы в штатном режиме функционирования терминала МЛНСС, разработан вариант решения поставленной задачи на основе каскадного фильтра Калмана в три этапа.

**На первом этапе** космический аппарат переходит в режим калибровочного маневра. В данном режиме угловые скорости КА в проекциях на оси ССК изменяются по периодическому закону с амплитудой равной поисковой угловой скорости КА системы ГЛОНАСС. Такое движение КА позволяет однозначно определить компоненты  $\boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\xi}$ . Для обеспечения наблюдаемости параметров  $\mathbf{a}_z^{Mi}$ ,  $i = 1, 2$  предложена корректировка программы наведения терминалов МЛНСС, состоящей из требуемых угла места и азимута ОПУ на заданный момент времени. Указанная корректировка заключается в введении дополнительных поправок к требуемым углу места и азимуту  $\theta_{o,j}, \phi_{o,j}$ , изменяющихся по гармоническому закону с заданными амплитудами и частотами. В качестве ориентиров для терминалов МЛНСС используются звезды.

Оценивание вектора  $\boldsymbol{\chi}_j$  предложено осуществлять с помощью модификации фильтра Augmented Kalman Filter (АКФ). Для раскрытия неоднозначности выбирается референсный терминал МЛНСС, для которого компонента  $\mathbf{m}^{Mref}$  фиксируется в уравнениях фильтра АКФ и принимается равной  $\mathbf{0}$ . Осуществляется прогноз вектора состояния  $\boldsymbol{\chi}_j^-$  и его матрицы ковариации  $\mathbf{P}_j^-$ :

$$\boldsymbol{\chi}_j^- = (\mathbf{q}\{\theta_{j,j-1}^*\} \otimes \mathbf{q}_{j-1}^*, \mathbf{b}_{j-1}^*, \boldsymbol{\lambda}_{j-1}^*, \boldsymbol{\mu}_{j-1}^*, \boldsymbol{\xi}_{j-1}^*, \mathbf{a}_{j-1}^{M1*}, \mathbf{m}_{j-1}^{M1*}, \mathbf{e}_{j-1}^{M1*}, \mathbf{a}_{j-1}^{M2*}, \mathbf{0}, \mathbf{e}_{j-1}^{M2*})^T, \quad (6)$$

$$\mathbf{P}_j^- = \boldsymbol{\Phi}_{j,j-1}(\boldsymbol{\chi}_{j-1}^*)\mathbf{P}_{j-1}^*\boldsymbol{\Phi}_{j,j-1}^T(\boldsymbol{\chi}_{j-1}^*) + \int_{t_{j-1}}^{t_j} \boldsymbol{\Phi}_{j,j-1}(\boldsymbol{\chi}_{j-1}^*)\mathbf{G}\boldsymbol{\Sigma}\mathbf{G}^T\boldsymbol{\Phi}_{j,j-1}^T(\boldsymbol{\chi}_{j-1}^*)d\tau, \quad (7)$$

$$\boldsymbol{\Sigma} = diag(\boldsymbol{\Sigma}_a, \boldsymbol{\Sigma}_g, \boldsymbol{\Sigma}_\lambda, \boldsymbol{\Sigma}_\mu, \boldsymbol{\Sigma}_\xi, \boldsymbol{\Sigma}_{a^{M1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{m^{M1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{e^{M1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{a^{M2}}, \mathbf{0}, \boldsymbol{\Sigma}_{e^{M2}}), \quad (8)$$

где  $\boldsymbol{\Phi}_{j,j-1}(\boldsymbol{\chi}_{j-1}^*)$  – переходная матрица системы,  $\mathbf{G}$  – матрица частных производных модели системы по вектору шумов,  $\mathbf{q}\{\mathbf{x}\}$  – оператор формирования кватерниона из аргумента  $\mathbf{x}$ .

Далее, осуществляется фильтрация ошибки  $\delta\boldsymbol{\chi}_j^*$  вектора состояния и его матрицы ковариации  $\mathbf{P}_j^*$ :

$$\delta\boldsymbol{\chi}_j^* = \mathbf{K}_j(\mathbf{y}_j - \mathbf{h}(\boldsymbol{\chi}_j^-)), \quad (9)$$

$$\mathbf{P}_j^* = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_j\mathbf{H}_j)\mathbf{P}_j^-, \quad (10)$$

$$\mathbf{K}_j = \mathbf{P}_j^- \mathbf{H}_j^T (\mathbf{H}_j \mathbf{P}_j^- \mathbf{H}_j^T + \boldsymbol{\Sigma}_{\eta_M} + \boldsymbol{\Lambda}_j \check{\mathbf{P}}_j \boldsymbol{\Lambda}_j^T)^{-1}, \quad (11)$$

где  $\mathbf{I}$  – единичная матрица,  $\mathbf{H}_j, \boldsymbol{\Lambda}_j$  – матрицы частных производных функции измерения  $\mathbf{h}$  по компонентам векторов  $\boldsymbol{\chi}_j$  и  $\check{\boldsymbol{\chi}}_j = (\phi_{om}^{M1}, \theta_{om}^{M1}, \phi_{om}^{M2}, \theta_{om}^{M2})^T$  соответственно,  $\mathbf{y}_j = (\mathbf{y}_j^{M1}, \mathbf{y}_j^{M2})^T$  – вектор измерения терминалов МЛНСС.

После формирования оценки ошибки вектора состояния происходит обновление оценки вектора состояния  $\boldsymbol{\chi}_j^*$ :

$$\chi_j^* = \chi_j^- \oplus \delta\chi_j^*, \delta\chi_j^* = \mathbf{0}, \quad (12)$$

где  $\oplus$  – оператор, обозначающий сумму для векторных компонент и умножение для кватернионов.

Использованная в работе модификация фильтра учитывает влияние погрешностей измерений ДАУП терминалов МЛНСС путем учета матрицы ковариации  $\check{\mathbf{P}}_j$  вектора  $\check{\chi}_j$ . Следует также отметить, что данный фильтр крайне чувствителен к исходным данным. В связи с этим, значения параметров ориентации КА и их матрицы ковариации на первом шаге работы фильтра предложено определять на основе алгоритма TRIAD по измерениям только терминалов МЛНСС.

Оценка  $\chi_j^*$ , сформированная на данном этапе, является смещенной.

**На втором этапе** космический аппарат переходит в штатный режим функционирования. В этом режиме в каждый момент времени аппарат по каналу рысканья повторяет положение плоскости «Солнце-объект-Земля», панели солнечных батарей своими нормальми устремлены в сторону Солнца, а нормаль к плоскости крепления навигационных антенн отслеживает направление на Землю. Корректировка программы наведения терминалов МЛНСС не требуется. На данном этапе в качестве ориентиров используются маяки, установленные в плоскости крепления навигационных антенн КА и удовлетворяющие следующим требованиям, а именно:

- минимальное количество маяков – два,
- маяки должны быть установлены на угловом расстоянии друг от друга равном или близком к  $90^\circ$ ,
- точность знания положения маяков в ССК после вывода на орбиту КА должна быть достаточной для решения поставленной задачи.

Референсный терминал последовательно наблюдает все доступные маяки. При этом соотношение для орт-вектора ориентира в СК APS матрицы референсного терминала принимает следующий вид:

$$\mathbf{p}_{c,i}^{Mref} = \mathbf{T}_{ca \rightarrow c}^{Mref} (\mathbf{a}^{Mref*}) \mathbf{T}_{cm \rightarrow ca}^{Mref} (\theta_o, \phi_o) \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{Mref} (\mathbf{m}^{Mref}) \mathbf{p}_{ce,i}^{Mref}, \quad (13)$$

где  $\mathbf{p}_{ce,i}^{Mref} = \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{Mref} (\mathbf{e}^{Mref*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{Mref} \mathbf{p}_{b,i}^{Mref}$ ,  $\mathbf{p}_{b,i}^{Mref}$  – орт-вектор направления на  $i$ -й ориентир в ССК.

Полученные на интервале наблюдения измерения усредняются и на их основе формируются единичные векторы:

$$\mathbf{R}_i^{Mref} = (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{Mref})^{-1} \mathbf{T}_{cm \rightarrow ca}^{Mref} (\theta_o, \phi_o)^{-1} \mathbf{T}_{ca \rightarrow c}^{Mref} (\mathbf{a}^{Mref*})^{-1} \frac{(x_{fp,i}^{Mref}, y_{fp,i}^{Mref}, 1)^T}{D}, \quad (14)$$

где  $D = \sqrt{(x_{fp,i}^{Mref})^2 + (y_{fp,i}^{Mref})^2 + 1}$ ,  $i = 1, 2$  – порядковый номер ориентира

На основе алгоритма TRIAD формируется оценка кватерниона  $\mathbf{m}^{Mref*}$  и матрицы  $\mathbf{P}_{m}^{Mref*}$ :

$$\mathbf{m}^{Mref*} = \mathbf{q} \left\{ [\mathbf{R}_1^{Mref} : \mathbf{s} : \mathbf{R}_1^{Mref} \times \mathbf{s}] [\mathbf{p}_{ce,1}^{Mref} : \mathbf{m} : \mathbf{p}_{ce,1}^{Mref} \times \mathbf{m}]^T \right\}, \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_{m}^{Mref*} = \mathbf{F} \mathbf{Q} \mathbf{F}^T, \quad (16)$$

где  $\mathbf{s} = \frac{\mathbf{R}_1^{Mref} \times \mathbf{R}_2^{Mref}}{|\mathbf{R}_1^{Mref} \times \mathbf{R}_2^{Mref}|}$ ,  $\mathbf{m} = \frac{\mathbf{p}_{ce,1}^{Mref} \times \mathbf{p}_{ce,2}^{Mref}}{|\mathbf{p}_{ce,1}^{Mref} \times \mathbf{p}_{ce,2}^{Mref}|}$ ,  $\mathbf{F} = \frac{\partial \mathbf{m}^{Mref}}{\partial \boldsymbol{\rho}}$ ,  $\boldsymbol{\rho}$  – вектор погрешностей исходных данных алгоритма TRIAD.

В работе референсным терминалом МЛНСС принят терминал №2.

Разработаны соотношения для компенсации оценок кватернионов  $\mathbf{q}^*, \boldsymbol{\mu}^*, \mathbf{m}^{M1*}$  и матрицы ковариации  $\mathbf{P}_j^*$ , полученных на первом этапе, на основе оценки  $\mathbf{m}^{Mref*}$  и ее матрицы ковариации:

$$\mathbf{q}_c^* = \mathbf{q} \left\{ (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*})^{-1} \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M2} (\mathbf{m}^{M2*})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2} \mathbf{T}_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}^*) \right\} \quad (17)$$

$$\mathbf{m}_c^{M1*} = \mathbf{q} \left\{ \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M1} (\mathbf{m}^{M1*})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M1} (\mathbf{e}^{M1*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M1} \mathbf{T}_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}^*) \right. \\ \left. * \mathbf{T}_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}_c^*)^{-1} (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M1})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M1} (\mathbf{e}^{M1*})^{-1} \right\}, \quad (18)$$

$$\boldsymbol{\mu}_c^* = \mathbf{q} \left\{ \mathbf{T}(\boldsymbol{\lambda}^*) \mathbf{T}_{g0 \rightarrow g}(\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\xi}^*) \mathbf{T}_{b \rightarrow g0} \mathbf{T}_{b \rightarrow \bar{b}} \mathbf{T}_{b \rightarrow g0}^{-1} \mathbf{T}_{g0 \rightarrow g}^{-1}(\mathbf{0}, \boldsymbol{\xi}^*) \mathbf{T}^{-1}(\boldsymbol{\lambda}^*) \right\}, \quad (19)$$

$$\mathbf{T}_{b \rightarrow \bar{b}} = (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*})^{-1} \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M2} (\mathbf{m}^{M2*}) \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2}, \quad (20)$$

$$\mathbf{P}_{q_c}^* = \sum_{x \in (\mathbf{q}^*, \mathbf{e}^{M2*}, \mathbf{m}^{M2*})} \frac{\partial \mathbf{q}_c^*}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{P}_q^* \left( \frac{\partial \mathbf{q}_c^*}{\partial \mathbf{x}} \right)^T, \quad (21)$$

$$\mathbf{P}_{m_c^{M1}^*}^* = \sum_{x \in (\mathbf{q}^*, \mathbf{q}_c^*, \mathbf{e}^{M1*}, \mathbf{m}^{M1*})} \frac{\partial \mathbf{m}_c^{M1*}}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{P}_{m_c^{M1}^*}^* \left( \frac{\partial \mathbf{m}_c^{M1*}}{\partial \mathbf{x}} \right)^T, \quad (22)$$

$$\mathbf{P}_{\boldsymbol{\mu}_c^*}^* = \sum_{x \in (\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\lambda}^*, \boldsymbol{\xi}^*, \mathbf{e}^{M2*}, \mathbf{m}^{M2*})} \frac{\partial \boldsymbol{\mu}_c^*}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{P}_{\boldsymbol{\mu}^*}^* \left( \frac{\partial \boldsymbol{\mu}_c^*}{\partial \mathbf{x}} \right)^T. \quad (23)$$

Решение, формируемое на основе соотношений (17-23) является несмещенным, при условии несмещенности оценки  $\boldsymbol{\delta} \mathbf{m}^{Mref*}$ .

На третьем этапе осуществляется оценивание вектора  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_j$  на основе модификации Extended Kalman Filter (ЕКФ). Разработано два варианта указанного фильтра. В первом варианте, при условии стабильности систематических составляющих погрешностей чувствительных элементов, оценивается вектор  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_j = (\mathbf{q}, \mathbf{b})^T$ , а векторы  $\hat{\boldsymbol{\chi}}_k = (\boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\mu}_c, \boldsymbol{\xi})^T$  и  $\check{\boldsymbol{\chi}}_k = (\mathbf{a}^{M1}, \mathbf{m}_c^{M1}, \mathbf{e}^{M1}, \mathbf{a}^{M2}, \mathbf{m}^{Mref}, \mathbf{e}^{M2}, \phi_{om}^{M1}, \theta_{om}^{M1}, \phi_{om}^{M2}, \theta_{om}^{M2})^T$  и их матрицы ковариации  $\hat{\mathbf{P}}_k$  и  $\check{\mathbf{P}}_k$  учитываются в уравнениях фильтра в качестве априорно известных компенсирующих поправок. Во втором варианте, при условии нестабильности систематических составляющих погрешностей чувствительных элементов, осуществляется оценка вектора  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_j = (\mathbf{q}, \mathbf{b}, a_x^{M1}, a_y^{M1}, \mathbf{m}^{M1}, \mathbf{e}^{M1}, a_x^{M2}, a_y^{M2}, \mathbf{e}^{M2})^T$ , а векторы  $\hat{\boldsymbol{\chi}}_k = (\boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\mu}_c, \boldsymbol{\xi})^T$  и  $\check{\boldsymbol{\chi}}_k = (\mathbf{m}^{Mref}, a_z^{M1}, a_z^{M2}, \phi_{om}^{M1}, \theta_{om}^{M1}, \phi_{om}^{M2}, \theta_{om}^{M2})^T$  и их матрицы ковариации  $\hat{\mathbf{P}}_k$  и  $\check{\mathbf{P}}_k$  учитываются в уравнениях фильтра в качестве априорно известных компенсирующих поправок.

В качестве ориентиров терминалов МЛНСС на данном этапе используются звезды. Осуществляется прогноз вектора состояния  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_j^-$  и его матрицы ковариации  $\tilde{\mathbf{P}}_j^-$

$$\mathbf{q}_j^- = \mathbf{q} \{ \boldsymbol{\theta}_{j,j-1}^* \} \otimes \mathbf{q}_{j-1}^*, \quad (24)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{l,j}^- = \tilde{\boldsymbol{\chi}}_{l,j-1}^*$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_j^- = \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1} \tilde{\mathbf{P}}_{j-1}^* \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}^T + \mathbf{Y}_{j,j-1} \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{Y}_{j,j-1}^T + \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1} \mathbf{L}_{j-1} \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{Y}_{j,j-1}^T \\ + \mathbf{Y}_{j,j-1} \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{L}_{j-1}^T \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}^T + \int_{t_{j-1}}^{t_j} \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1} \tilde{\mathbf{G}} \tilde{\boldsymbol{\Sigma}} \tilde{\mathbf{G}}^T \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}^T dt, \quad (25)$$

где  $\boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}, \mathbf{Y}_{j,j-1}$  – переходные матрицы системы по векторам  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_j$  и  $\hat{\boldsymbol{\chi}}_k$  соответственно,  $\tilde{\mathbf{G}}$  – матрица частных производных модели системы по вектору шумов,  $\tilde{\boldsymbol{\Sigma}}$  – матрица шумов компонент вектора состояния,  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{l,j}^-$  –  $l$ -я компонента вектора состояния, кроме кватерниона ориентации.

Далее, осуществляется фильтрация ошибки вектора состояния  $\delta\tilde{\chi}_j^*$  и его матрицы ковариации  $\tilde{P}_j^*$ :

$$\delta\tilde{\chi}_j^* = \tilde{K}_j \left( \mathbf{y}_j - h(\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k) \right), \quad (26)$$

$$\tilde{P}_j^* = (\mathbf{I} - \tilde{K}_j \tilde{H}_j) \tilde{P}_j^- - K_j \Lambda_j \tilde{P}_k M_j^T, \quad (27)$$

$$\tilde{K}_j = (\tilde{P}_j^- \tilde{H}_j^T + M_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T) (\tilde{H}_j \tilde{P}_j^- \tilde{H}_j^T + \Sigma_{\eta_M} + \tilde{\Lambda}_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T + \tilde{H}_j M_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T + \tilde{\Lambda}_j \tilde{P}_k M_j^T \tilde{H}_j^T)^{-1}, \quad (28)$$

$$M_{j+1} = \Psi_{j+1,j} \left( (\mathbf{I} - \tilde{K}_j \tilde{H}_j^T) M_j - \tilde{K}_j \tilde{\Lambda}_j \right) \quad (29)$$

$$L_j = (\mathbf{I} - \tilde{K}_j \tilde{H}_j) (\Psi_{j,j-1} L_{j-1} + \mathbf{Y}_{j,j-1}), \quad (30)$$

где  $\tilde{H}_j, \tilde{\Lambda}_j$  – матрицы частных производных функции измерения  $h$  по компонентам векторов  $\tilde{\chi}_j$  и  $\tilde{\chi}_k$  соответственно.

На основе оценки  $\delta\tilde{\chi}_j^*$  проводится обновление оценки вектора состояния  $\tilde{\chi}_j^*$  и сброс оценки ошибки вектора состояния:

$$\tilde{\chi}_j^* = \tilde{\chi}_j^- \oplus \delta\tilde{\chi}_j^*, \quad \delta\tilde{\chi}_j^* = \mathbf{0}. \quad (31)$$

Таким образом, на первом этапе предлагаемой схемы осуществляется оценка 30 компонент вектора  $\delta\tilde{\chi}_j$ , на втором этапе – 3 компонент, на третьем – 6 или 19 компонент, в зависимости от выбранного варианта фильтра ЕКФ. В основу предлагаемой схемы заложена гипотеза о постоянном характере ошибок МБИС  $\lambda, \mu, \xi$  и терминалов МЛНСС  $\mathbf{m}^{Mref}, \delta a_z^{Mi}, i = 1, 2$ , что в действительности может оказаться не верным. Для отслеживания ситуаций, когда недостоверность передачи реальных характеристик системы в моделях, используемых в алгоритме фильтрации, становится существенной с точки зрения достигаемой точности решения задачи определения пространственной ориентации, предложено проведение статистических тестов (мониторинг целостности), на основе критерия Пирсона, для решения, получаемого на третьем этапе схемы. При этом вводится две гипотезы:

1.  $M\{\mathbf{d}_j\} = \mathbf{0}$ ,

2.  $M\{\mathbf{d}_j\} \neq \mathbf{0}$ ,

где  $\mathbf{d}_j = \mathbf{y}_j - h(\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k)$ .

Гипотеза 1 принимается, если выполняется неравенство  $\sum_{i=j-\tau}^j \Omega_{d,i}^2 \leq \chi_m^2 (1 - \alpha)$ , где  $\alpha$  – уровень значимости,  $m$  – количество степеней свободы,  $\tau$  – количество шагов моделирования, на котором происходит усреднение взвешенных разностей  $\Omega_{d,i}^2$  (32-33); в противном случае принимается гипотеза 2.

$$\Omega_{d,i}^2 = \mathbf{d}_i^T \mathbf{D}_i^{-1} \mathbf{d}_i, \quad (32)$$

$$\mathbf{D}_i = \tilde{H}_j \tilde{P}_j^- \tilde{H}_j^T + \Sigma_{\eta_M} + \tilde{\Lambda}_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T + \tilde{H}_j M_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T + \tilde{\Lambda}_j \tilde{P}_k M_j^T \tilde{H}_j^T. \quad (33)$$

При условии, что на момент времени  $t_j$  принята гипотеза 2 рекомендуется проведение полного цикла оценивания, начиная с первого этапа предложенной каскадной схемы. Схема предложенного варианта интеграции данных приведена на рисунке 1.

**Третья глава** посвящена разработанному ПМК имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации перспективного КА системы ГЛОНАСС. В основу архитектуры комплекса, функциональная схема которого отображена на рисунке 2, положен объектно-ориентированный подход. ПМК состоит из набора интерфейсов, позволяющих организовать всю систему моделирования в виде взаимосвязанных модулей: моделей КА

и внешней среды, базы данных (БД) ПМК, содержащей настроечные параметры и исходные данные комплекса, и среды программного моделирования. Программная модель КА содержит модели бортовой аппаратуры системы ориентации и стабилизации КА, модели функционирования КА, бортовой астрокаталог и каталог эфемерид тел солнечной системы.

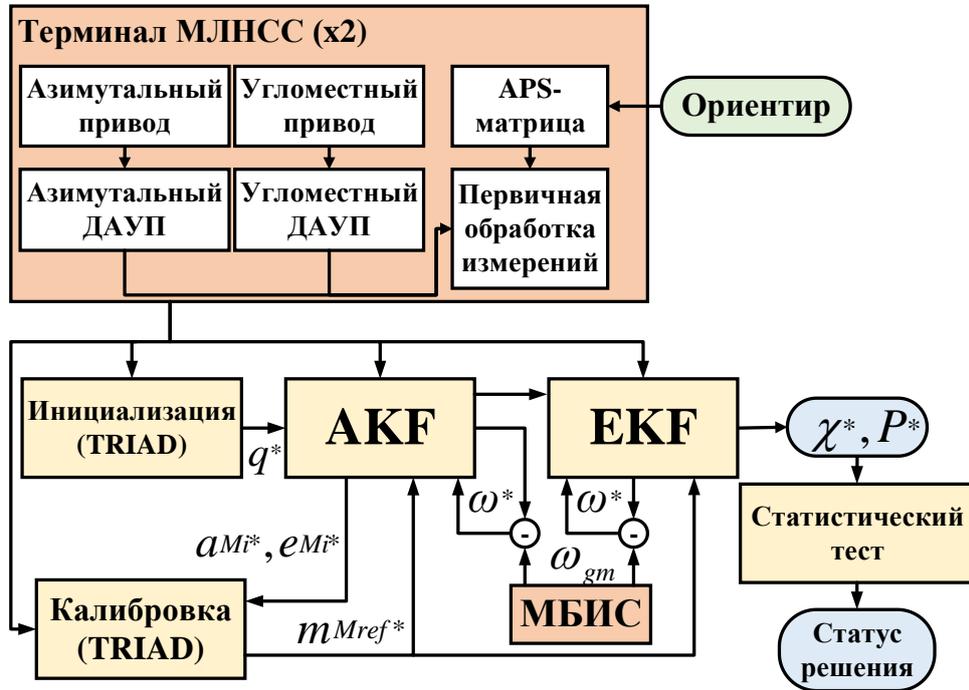


Рисунок 1 – Жестко (сильно) связанная схема интеграции данных в СОС КА

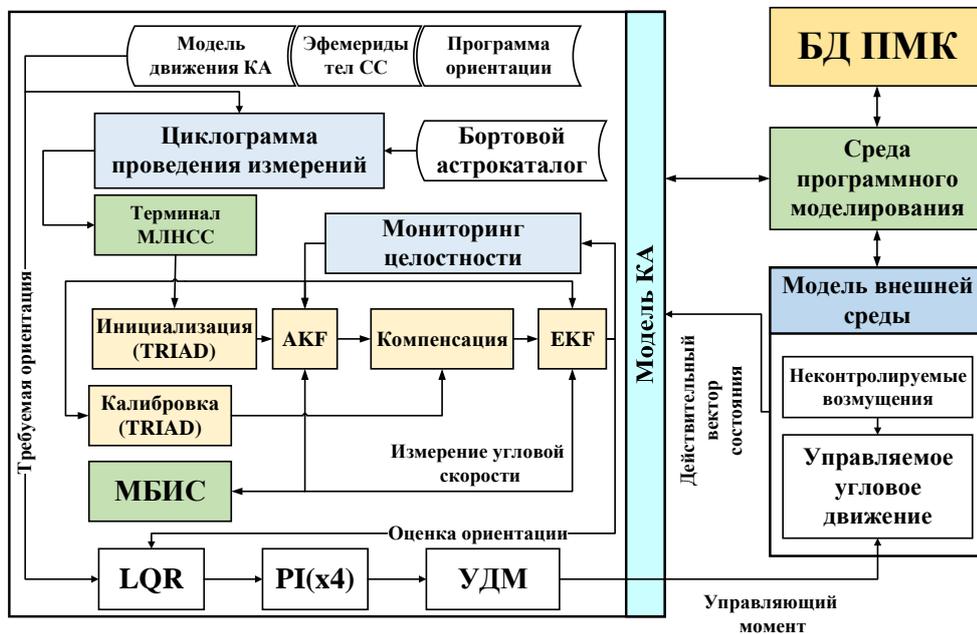


Рисунок 2 – Функциональная схема ПМК

Взаимодействие модели КА, модели внешней среды и БД ПМК осуществляется через среду программного моделирования, обеспечивающую, кроме того, диспетчеризацию всех процессов имитационного моделирования (запуска, остановки моделирования, вывода, мониторинга и др.). В основе представленного ПМК лежат принципы иерархичности, шаблонности и уникальности программных сущностей. Такая

структура комплекса позволяет осуществлять автоматический контроль над операциями работы с памятью, что является необходимой мерой в силу циклического характера процесса моделирования.

В четвертой главе приведен анализ результатов имитационного моделирования, полученных с использованием представленного ПМК, сформированы рекомендации по применению разработанного облика СОС перспективного КА системы ГЛОНАСС.

Имитационное моделирование проведено для трех КА системы ГЛОНАСС, находящихся в I, II и III орбитальных плоскостях. На рисунке 3 приведен график

эволюции угла «Солнце-объект-Земля» (СОЗ) для каждой конфигурации экспериментов. Углом СОЗ близким к  $0^\circ$  соответствуют теневые участки орбиты. Вблизи малых ( $\sim 0^\circ$ ) и больших углов СОЗ ( $\sim 180^\circ$ ) угловая скорость КА превышает поисковую скорость, поэтому формируется программный разворот с максимальной угловой скоростью.

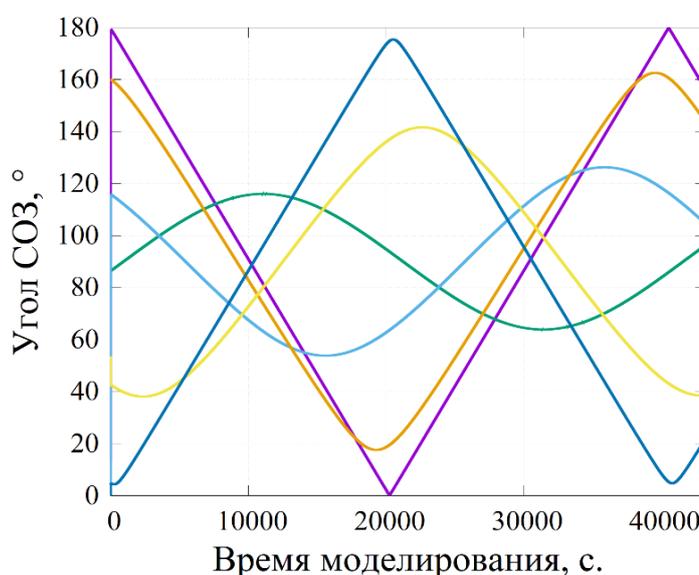


Рисунок 3 – Эволюция угла «Солнце-объект-Земля»

Вследствие воздействия неконтролируемых факторов

диагональные элементы матрицы ковариации оценки вектора состояния являются случайными величинами, математическое ожидание (МО) которых получено путем многократного моделирования процесса функционирования в соответствии с методом статистических испытаний (Монте-Карло). Всего было проведено 100 экспериментов по методу Монте-Карло на интервале одного витка орбиты КА. На рисунках 4-5 представлены

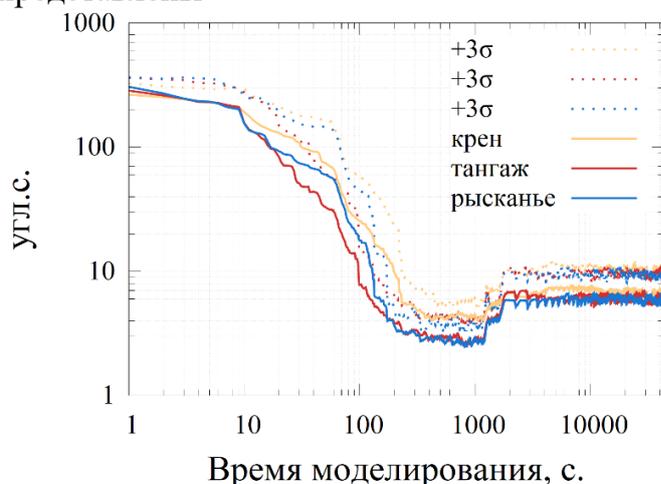


Рисунок 4 – МО СКО оценки углов ориентации

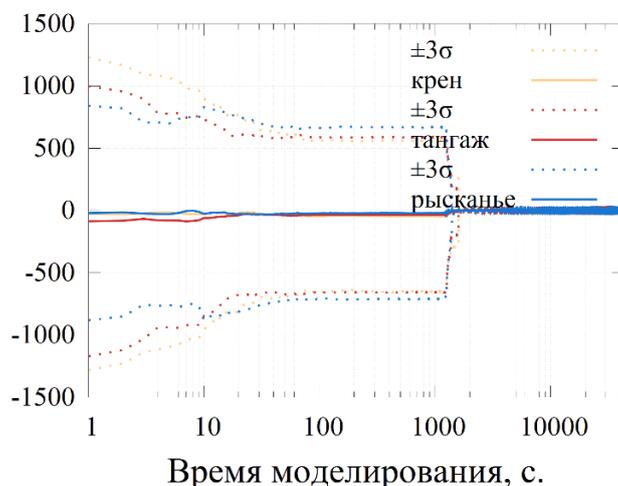


Рисунок 5 – МО абсолютной ошибки углов ориентации

графики математического ожидания среднеквадратических отклонений (СКО) оценок и абсолютных ошибок углов ориентации КА, полученных по серии экспериментов.

Пунктирной линией обозначены предельные отклонения ( $3\sigma$ ) от математического ожидания компоненты рассматриваемого параметра. Применительно к МО среднеквадратического отклонения оценки углов ориентации, указанная величина является наихудшей оценкой точности разработанного облика СОС. Предельная величина времени переходного процесса алгоритма интеграции по серии опытов составляет  $\sim 1600$  секунд. После данного момента времени оценка вектора состояния ведет себя стабильно на интервале моделирования.

Приведены гистограммы предельной абсолютной ошибки оценки вектора состояния (рисунок 6) и предельной погрешности оценки ошибки вектора состояния (по уровню  $3\sigma$ ) (рисунок 7) по всем компонентам до применения алгоритма интеграции и после. Высота столбцов приведена в логарифмическом масштабе.

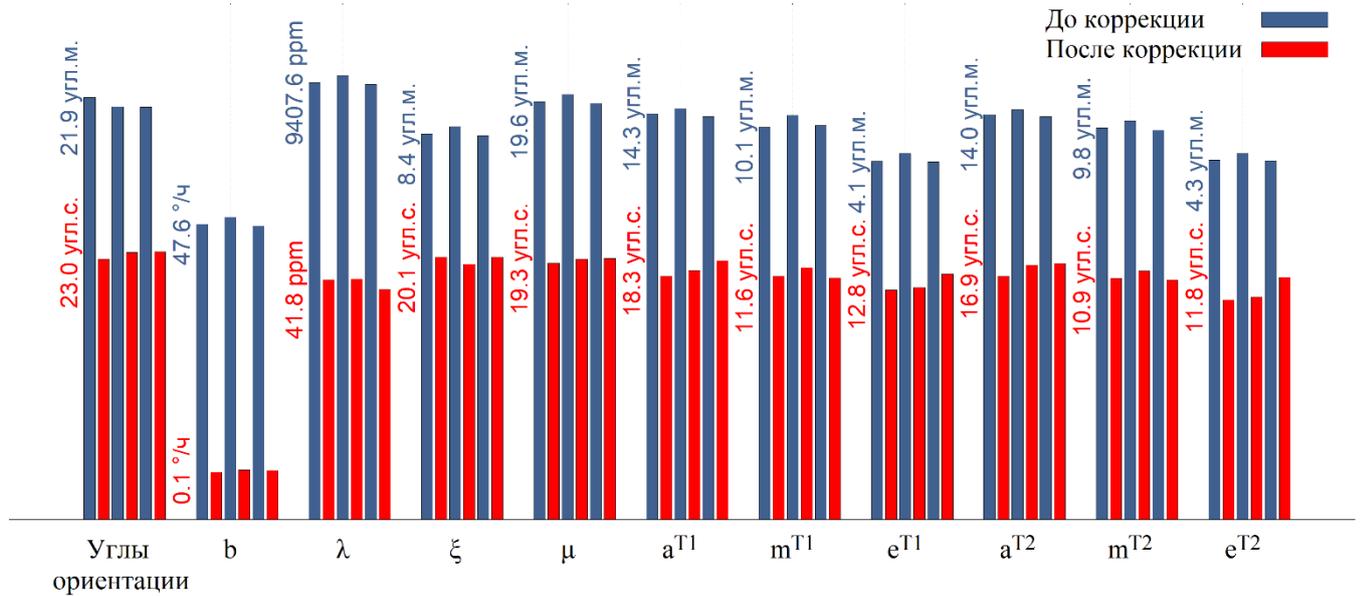


Рисунок 6 – Предельная абсолютная ошибка оценки вектора состояния

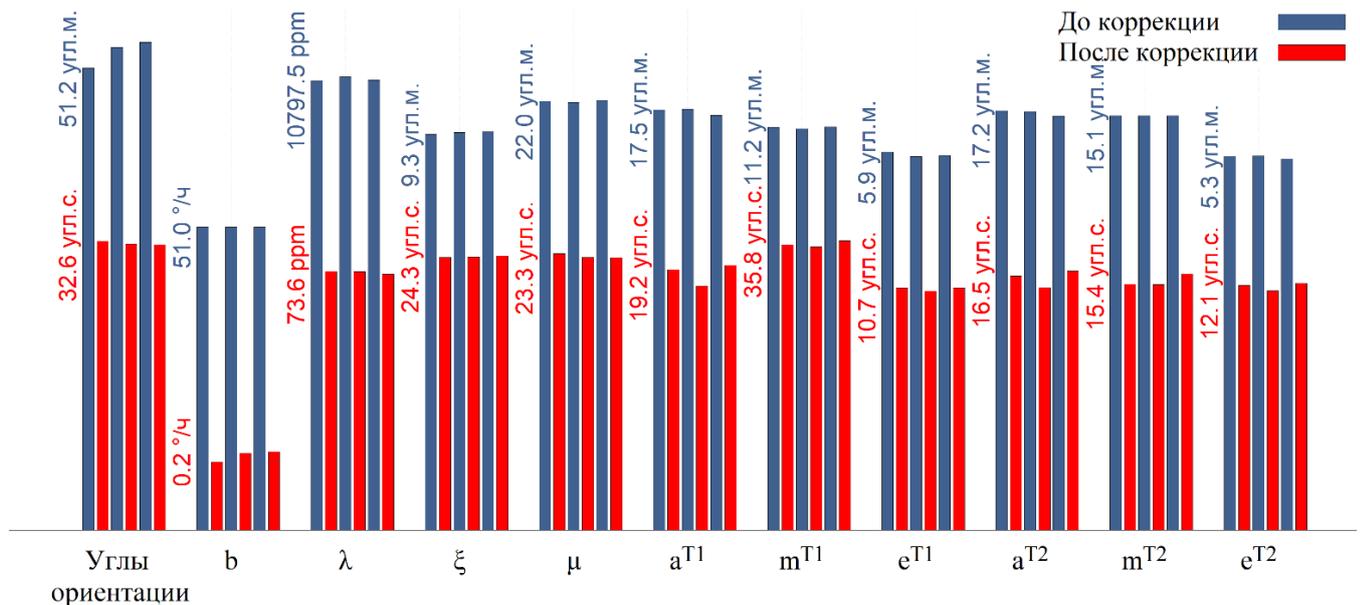


Рисунок 7 – Предельная погрешность оценки ошибки вектора состояния ( $3\sigma$ )

Анализ приведенных графиков и гистограмм показал, что:

– предельная погрешность определения углов ориентации КА на интервале моделирования не превышает  $\pm 0.01^\circ$ ,

– точность определения параметров ориентации КА не ухудшается вблизи малых и больших углов СОЗ.

Таким образом, точность решения задачи определения углов ориентации КА удовлетворяет требованиям, предъявляемым к перспективным КА ГЛОНАСС.

Представлены рекомендации по применению разработанного облика СОС в части определения параметров ориентации КА, а именно:

1. Допустимая величина неопределенности начального приближения вектора состояния в пересчете в требуемые углы наведения терминалов МЛНСС на ориентиры не должна превышать половину величины углового поля зрения оптической системы терминала МЛНСС с учетом предельной погрешности наведения на ориентир. В случае превышения заданной величины рекомендуется коррекция программы наведения терминала МЛНСС и проведение поиска ориентира в окрестности требуемых номинальных угла места и азимута. При этом, допустимая величина неопределенности начального приближения вектора состояния в пересчете в требуемые углы наведения терминалов МЛНСС на ориентиры не должна превышать половину минимального углового расстояния между двумя ориентирами из бортового астрокаталога за вычетом величины углового поля зрения ОС терминала МЛНСС.

2. В следствие смещённости оценки фильтра АКФ диагональные компоненты матрицы ковариации оценки уже не передают точностные характеристики интегрированной системы определения ориентации КА. Поэтому, для определения момента времени перехода с первого этапа на второй алгоритма интеграции рекомендуется использовать оценку относительного приращения диагональных компонент матрицы ковариации между двумя соседними эпохами. При значении интервала наблюдения ориентира терминалами МЛНСС равном 4 секундам, рекомендуется осуществлять переход при достижении указанной величины значения 0.002 по всем компонентам вектора состояния.

3. Применение первого варианта фильтра ЕКФ на третьем этапе рекомендуется при высокой стабильности уточненных поправок МЛНСС и МБИС. Применение второго варианта фильтра ЕКФ целесообразно при нестабильности указанных калибровочных поправок, но требует частой смены ориентиров и предельно допустимой частоты обновления измерительной информации терминалов МЛНСС.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В диссертации решена актуальная научная задача формирования облика системы определения ориентации, обеспечивающего требуемую точность решения задачи определения параметров ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС.

Основные научно-методические и практические результаты работы состоят в следующем.

1. Показано, что выполнение требований к точности поддержания ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС возможно осуществлять на основе бортовых оптических систем – терминалов МЛНСС. Проведен анализ и выявлены основные проблемы существующих СОС КА системы ГЛОНАСС. Предъявлены функциональные

и параметрические требования к разрабатываемой системе. Решение научной задачи формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС включает несколько этапов. На первом этапе выбирается архитектура разрабатываемой системы и минимальный состав аппаратных средств, необходимых для решения поставленной задачи. Осуществляется разработка моделей, методик и алгоритмов функционирования СОС и ее бортовой аппаратуры. На втором этапе осуществляется разработка программно-математического комплекса имитационного моделирования процесса функционирования СОС с учетом неконтролируемых факторов в требуемых режимах работы.

2. Разработана модель управляемого углового движения КА системы ГЛОНАСС, используемая для описания «истинного» движения центра масс (ЦМ) и углового движения относительно ЦМ, учитывающая широкий спектр неконтролируемых факторов, а именно: гравитационного и магнитного полей Земли, радиационного давления Солнца, параметрических возмущений вследствие подвижных частей конструкции КА, погрешностей бортовой аппаратуры.

3. Разработаны математические модели бортовой аппаратуры и алгоритмы ее функционирования, а именно: модель измерения терминала МЛНСС, модель опорно-поворотного устройства, формирующие фильтры для моделирования систематических погрешностей терминала МЛНСС, алгоритмы расчета целеуказания и формирования циклограммы измерений терминалов МЛНСС, а также предложены модели МБИС, УДМ и ПСБ.

4. Предложена жестко (сильно) связанная архитектура СОС, основу которой составляет интеграция измерений двух терминалов МЛНСС и МБИС. В данной схеме МБИС представляет собой высокочастотный источник информации об угловой скорости КА, используемый для прогнозирования ориентации КА в моменты отсутствия измерений от терминалов МЛНСС, а терминалы МЛНСС используются для селекции и первичной обработки изображения части небесной сферы.

5. Разработан алгоритм интеграции данных терминалов МЛНСС и МБИС в системе ориентации и стабилизации перспективного КА системы ГЛОНАСС, который позволяет сформировать оценку вектора состояния системы, включающего помимо параметров ориентации, систематические составляющие погрешностей терминалов МЛНСС и МБИС, на основе каскадного фильтра Калмана в три этапа. На первом этапе, в режиме калибровочного маневра, на основе астрооптических измерений двух терминалов МЛНСС и измерений МБИС формируется оценка 30 из 33 компонент вектора состояния, при этом 3 компоненты фиксируются. На втором этапе, в режиме штатного функционирования, оцениваются оставшиеся 3 компоненты вектора состояния. Причем оценка осуществляется на основе измерений одним из терминалов МЛНСС положения маяков в плоскости крепления навигационных антенн КА. Осуществляется коррекция смещения оценки вектора состояния, полученного на первом этапе. На третьем этапе, в зависимости от условий функционирования, осуществляется оценивание 6, либо 19 компонент вектора состояния на основе оценок, полученных на предыдущих этапах алгоритма интеграции.

6. Предложен алгоритм мониторинга целостности полученного решения, основанный на применении статистического теста по критерию Пирсона. Данный алгоритм предназначен для отслеживания ситуаций, когда недостоверность передачи реальных характеристик системы в моделях, используемых в алгоритме фильтрации,

становится существенной с точки зрения достигаемой точности решения задачи определения пространственной ориентации.

7. Представлен вариант архитектуры программно-математического комплекса имитационного моделирования процесса функционирования системы определения ориентации КА с учетом особенностей внешней среды. В основе построения представленного ПМК лежат объектно-ориентированный подход и принципы иерархичности, шаблонности и уникальности программных сущностей. Отличительной особенностью предложенной архитектуры комплекса является его гибкая реконфигурация и взаимозаменяемость моделей.

8. Проведено имитационное моделирование процесса функционирования разработанной СОС. Полученные результаты статистического оценивания параметров ориентации подтверждают, что применение сформированного облика обеспечивает достижение требований к точности определения параметров ориентации перспективного КА системы ГЛОНАСС: предельная погрешность определения углов ориентации КА на интервале моделирования не превышает  $\pm 0.01^\circ$ , причем точность определения параметров ориентации КА не ухудшается вблизи малых и больших углов СОЗ.

9. Сформированы практические рекомендации по применению разработанного облика СОС в части определения параметров ориентации КА. Определены требования к исходным данным алгоритма интеграции, к интервалам наблюдения терминалов МЛНСС. Разработаны рекомендации по выбору критериев перехода между режимами функционирования СОС.

Результаты исследований в дальнейшем могут использоваться при разработке и совершенствовании СОС КА системы ГЛОНАСС для повышения точности эфемеридно-временного обеспечения системы, обосновании требований к космическому сегменту, разработке программно-методического обеспечения наземного сегмента и потребителей системы.

В качестве направлений дальнейших исследований могут быть рассмотрены методы совершенствования разработанного облика при ужесточении требований к СОС, алгоритмы интеграции на основе измерений пространственного положения космических аппаратов системы ГЛОНАСС, оснащенных аппаратурой МЛНСС.

Личный вклад в разработку материалов диссертации заключается:

- в проведенном комплексном анализе систем ориентации и стабилизации навигационных космических аппаратов;
- в разработке облика системы ориентации и стабилизации КА системы ГЛОНАСС, включая модели терминала МЛНСС и алгоритмы его функционирования, алгоритмы интеграции измерений терминалов МЛНСС и МБИС;
- в экспериментальном подтверждении достоверности и практической полезности разработанного облика.

## **ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Формализация задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов ГЛОНАСС [Текст]: журнал «Двойные технологии». – Королев: Изд-во СИП РИА, 2018. – ISSN 1680-2780. – №2(83). – С.28-31. (3 с. авт.)

Соискателем проведен анализ архитектур СОС навигационных КА, выдвинуто предложение по применению известного подхода к разработке архитектуры навигационных систем КА в рамках рассматриваемой проблематики. Определен вариант формализации научной задачи формирования облика СОС.

2. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Об особенностях реализации жестко (сильно) связанной схемы интеграции данных в интересах системы стабилизации и управления ориентацией перспективного КА системы ГЛОНАСС [Текст]: журнал «Двойные технологии». – Королев: Изд-во СИП РИА, 2018. – ISSN 1680-2780. – №4(85). – С.24-28. (4 с. авт.)

Соискателем разработаны и представлены математические модели измерения терминала МЛНСС и блока датчиков угловых скоростей (ДУС). Предложена схема жестко (сильно) связанной интеграции измерений терминалов МЛНСС и ДУС. Предложен алгоритм оценки вектора состояния на основе каскадного фильтра Калмана в два этапа. Фильтрация компонент вектора состояния осуществляется относительно референсного датчика (ДУС).

3. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Особенности программной реализации комплекса имитационного моделирования, как средства формирования облика СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС [Текст]: журнал «Двойные технологии». – Королев: Изд-во СИП РИА, 2018. – ISSN 1680-2780. – №4(85). – С.98-103. (4,5 с. авт.)

Соискателем разработана и представлена архитектура программно-математического комплекса имитационного моделирования процесса функционирования перспективных КА системы ГЛОНАСС. Приведены основные имитационные модели ПМК. Разработан алгоритм моделирования процесса функционирования интегрированной СОС. Представлены результаты имитационного моделирования для частного случая конфигурации системы.

4. Галиханов Н.К. Алгоритм поиска решения задачи определения пространственной ориентации в СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС при реализации жестко (сильно) связанной схемы интеграции данных МЛНСС и МБИС [Текст]: журнал «Двойные технологии». – Королев: Изд-во СИП РИА, 2019. – ISSN 1680-2780. – №1(86). – С.81-87.

Соискателем разработаны и представлены модели МЛНСС и МБИС. Предложен алгоритм реализации жестко (сильно) связанной схемы комплексирования измерений терминалов МЛНСС и МБИС на основе каскадного фильтра Калмана в три этапа. Фильтрация компонент вектора состояния осуществляется относительно плоскости крепления навигационных антенн КА.

5. Галиханов Н.К., Титов Е.В. О способе повышения точности управления движением перспективных КА системы ГЛОНАСС на основе использования в интегрированной архитектуре СОС информации бортовой межспутниковой лазерной навигационно-связной системы [Текст] // Сборник научных трудов в/ч 32103 «Краснознаменск: Системы контроля, испытаний и управления космическими средствами». – № 53. – 2018. – С.72-79. – инв. № 136/43/62. (7,2 с. авт.)

Соискателем представлен способ повышения точности управления угловым движением перспективных космических аппаратов системы ГЛОНАСС с интегрированной архитектурой СОС на основе схемы жестко (сильно) связанной интеграции данных бортовой аппаратуры межспутниковой лазерной навигационно-связной системы и блока датчиков угловой скорости КА.

6. Галиханов Н.К., Титов Е.В., Смашный В.В. Построение перспективной системы ориентации и стабилизации космических аппаратов ГЛОНАСС на основе

информации межспутниковой лазерной навигационно-связной системы // Труды ИПА РАН. — СПб.: ИПА РАН, 2015. — ISSN 2224-7440. — Вып. 35. — С.80-85. (3,7 с. авт.)

Соискателем разработаны базовые математические модели терминала МЛНСС. Предложен алгоритм оценивания шестикомпонентного вектора состояния КА на основе фильтра Калмана с предварительной обработкой измерений терминалов МЛНСС в соответствии с алгоритмом TRIAD. Представлены результаты имитационного моделирования процесса функционирования СОС.

7. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Постановка технической задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов ГЛОНАСС // Труды ИПА РАН. — СПб.: ИПА РАН, 2017. — ISBN 978-5-93197-054-7. — Вып. 42. — С.79–88. (8 с. авт.)

Соискателем проведен анализ условий функционирования СОС КА системы ГЛОНАСС, состава аппаратных средств и режимов функционирования, предложена постановка научной задачи формирования облика СОС. Определено понятие «облик» системы ориентации и стабилизации КА.

8. Галиханов Н.К., Титов Е.В., Смашный В.В. Об использовании межспутниковой лазерной навигационно-связной системы в интересах высокоточной ориентации и стабилизации перспективных КА системы ГЛОНАСС // Материалы XX научно-практической конференции «Научно-практические аспекты совершенствования управления космическими аппаратами и информационного обеспечения запусков космических аппаратов» (ГИКЦ МО РФ), 2015. — С.168-169. (1,2 с. авт.)

Соискателем представлен подход к применению терминалов межспутниковой лазерной навигационно-связной системы в интересах СОС КА.

9. Галиханов Н.К. Анализ способов комплексирования разнородной измерительной информации бортовых систем в интересах решения задачи формирования облика прецизионной системы ориентации и стабилизации перспективных КА системы ГЛОНАСС // Тезисы докладов VI Научно-технической конференции «Прецизионные информационно-измерительные системы. Достижения и перспективы». — М.о., 2016. — С.25-26.

Проведен комплексный анализ способов интеграции измерительной информации оптических средств и инерциальных датчиков в контуре системы ориентации и стабилизации КА системы ГЛОНАСС.

10. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Об особенностях уточнения параметров пространственной ориентации КА на основе межспутниковой лазерной навигационной системы в интересах решения задачи формирования облика прецизионной системы ориентации и стабилизации перспективных КА ГЛОНАСС // Тезисы докладов VII Научно-технической конференции «Прецизионные информационно-измерительные системы». — М.: ООО "Интел универсал", 2018. — ISBN 978-5-93401-027-1. — С.19. (0.7 с. авт.)

Предложен вариант структуры алгоритма интеграции данных, позволяющего сформировать оценку вектора состояния системы и его корреляционной матрицы, исходя из требований задачи. Проведено имитационное моделирование разработанного алгоритма. Представлен детальный анализ результатов моделирования.

11. Галиханов Н.К. Программный комплекс имитационного моделирования, как средство формирования облика СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС // Сборник статей VII научно-технической конференции молодых ученых и специалистов Центра управления полетами. — Королев: ЦНИИмаш, 2017. — ISBN 978-5-85162-128-4. — С.301-307.

Соискателем представлен программный комплекс имитационного моделирования процесса функционирования системы ориентации и стабилизации КА с учетом особенностей внешней среды. Приведено детальное описание компонентного состава ПМК и функциональных связей элементов.

12. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Об особенностях реализации схемы жесткой интеграции данных в интересах решения задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективного аппарата системы ГЛОНАСС // Системный анализ, управление и навигация: Тезисы докладов. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – ISBN 978-5-4316-0406-5. – С.108-110. (1.8 с. авт.)

Предложена структура интегрированной СОС перспективного КА системы ГЛОНАСС, построенной по *жестко связанной* схеме комплексирования. Предложена модель управляемого углового движения КА на основе декомпозиции КА на основные узлы и агрегаты. Представлены результаты имитационного моделирования работы СОС в штатном режиме функционирования.

13. Галиханов Н.К., Титов Е.В., Пасынков В.В., Красильщиков М.Н. Об особенностях методического подхода к формированию облика интегрированной системы ориентации и стабилизации перспективных КА системы ГЛОНАСС // 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018»: Тезисы. – М.: «Люксор», 2018. – ISBN 978-5-6041283-3-6. – С.138-139. (1 с. авт.)

Соискателем предложен новый вариант интегрированной архитектуры системы ориентации и стабилизации перспективных КА ГЛОНАСС. Представлены результаты имитационного моделирования процесса функционирования СОС в различных режимах работы с учетом широкого спектра возмущающих факторов. Делаются выводы об условиях и ограничениях применения рассматриваемого подхода.

14. Галиханов Н.К., Титов Е.В. О результатах имитационного моделирования процесса функционирования СОС перспективных космических аппаратов системы ГЛОНАСС // XLIII Академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. – ISBN 978-5-7038-5095-4. – С.99-100. (1 с. авт.)

Приведены имитационные модели интегрированной системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов системы ГЛОНАСС на основе данных бортовой аппаратуры МЛНСС и блока ДУС КА. Представлены результаты имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра с учетом возмущающих факторов.