

**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)»

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук,  
старший научный сотрудник  
Пасынков Владимир Викторович

Москва – 2019 год

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	4
1. ПОСТАНОВКА НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОГО КА ГЛОНАСС .....	13
1.1. Понятие облика системы определения ориентации КА .....	13
1.2. Анализ условий функционирования СОС .....	15
1.3. Анализ режимов функционирования СОС .....	16
1.4. Анализ состава аппаратных средств СОС .....	17
1.5. Анализ вариантов архитектур СОС .....	20
1.6. Анализ требований к перспективным системам определения ориентации КА ГЛОНАСС .....	22
1.7. Формализация задачи формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС .....	26
1.8. Выводы к главе 1 .....	28
2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ СОС ПЕРСПЕКТИВНОГО КА ГЛОНАСС .....	29
2.1. Математическая модель управляемого движения КА ГЛОНАСС .....	29
2.2. Математическая модель внешних возмущений .....	31
2.3. Математическая модель аппаратных средств и их ошибок .....	33
2.3.1. Математическая модель управляющих двигателей-маховиков .....	33
2.3.2. Математическая модель терминала МЛНСС .....	36
2.3.2.1. Математическая модель измерения APS матрицы терминала МЛНСС .....	37
2.3.2.2. Алгоритм моделирования измерений координат ориентира .....	38
2.3.2.3. Математическая модель измерения абсолютного ДУП .....	40
2.3.2.4. Математическая модель ОПУ терминала МЛНСС .....	40
2.3.3. Математическая модель МБИС .....	42
2.3.4. Математическая модель ПСБ .....	43
2.4. Математическая модель интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС .....	43
2.4.1. Алгоритм интеграции данных .....	48
2.4.2. Алгоритм мониторинга целостности .....	54

2.4.3. Методика формирования циклограммы сеансов измерений терминалов МЛНСС .....	55
2.4.4. Алгоритм прогнозирования ориентации КА.....	58
2.4.5. Алгоритм расчета целеуказания терминала МЛНСС .....	59
2.5. Выводы к главе 2.....	61
3. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ, КАК СРЕДСТВО ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ.....	63
3.1. Анализ требований к программно-математическому комплексу имитационного моделирования.....	63
3.2. Алгоритм имитационного моделирования.....	64
3.3. Вариант архитектуры программно-математического комплекса имитационного моделирования.....	66
3.4. Выводы к главе 3.....	78
4. ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ.....	80
4.1. Исходные данные .....	81
4.2. Параметры настройки интегрированной системы определения ориентации КА .....	85
4.3. Результаты имитационного моделирования .....	91
4.4. Рекомендации по применению разработанного облика системы определения ориентации .....	98
4.5. Выводы к главе 4.....	99
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	101
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	105
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	107
ПРИЛОЖЕНИЕ А .....	116
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.....	119
ПРИЛОЖЕНИЕ В .....	122

## ВВЕДЕНИЕ

Современный этап развития бортовых систем навигации КА 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 космического аппарата. 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 [1]. Указанный факт является причиной постоянного повышения требований к точности поддержания ориентации КА системы ГЛОНАСС.

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. [2], Овчинникова М.Ю. [3], Иванова Д.С. [4], Фатеева А.В. [5], Чеботарева В.Е. [6], Красильщикова М.Н. [7], Кружкова Д.М. [8], Петухова Р.А. [9], Раушенбаха Б.В. [10], Алексеева К.Б. [11], так и зарубежных исследователей Crassidis J.L. [12], Sun T. [13], Pittelkau M.E. [14,15], Wang J. [16], Shuster M.D. [17], Brady T. [18], Dikmen S. [19], Sola J. [20], Konrad A. [21], Galante J.M. [22], Belfadel D. [23], Bar-Shalom Y. [24], Starin S.R. [25].

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 и по Земле, либо инерциальные датчики, в зависимости от режима функционирования КА [26,27]. 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 перспективных КА системы ГЛОНАСС погрешность определения параметров ориентации по самому точному каналу не должна превышать  $0.075^\circ$  [21,28]. Одним из путей достижения указанного требования может являться совместное использование терминалов межспутниковой лазерной навигационно-связной системы и малогабаритного блока измерения скоростей 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 аппаратуры 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 семи статьях [1,36,47,48,51,57,64], в том числе в четырех статьях [36,48,57,64], опубликованных в изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России, и в сборниках тезисов докладов семи конференций [46,52,53,54,58,65,73].

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

**В первой главе** определено 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.

Приведен анализ архитектур современных СОС среднеорбитальных навигационных КА. Предложено применение известного подхода к формированию архитектуры интегрированных навигационных систем КА при решении поставленной научной задачи. Предложен вариант интегрированной архитектуры системы определения ориентации перспективного КА 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.

Приведена постановка научной задачи исследования. Определен перечень требуемых к разработке моделей и алгоритмов функционирования СОС перспективного КА ГЛОНАСС. Предъявлены требования к точности определения параметров ориентации КА. Определен основной критерий качества разработанного облика системы определения ориентации. Выбран основной инструмент исследования разрабатываемой системы – имитационное моделирование. Определен соответствующий перечень требуемых к разработке имитационных моделей и алгоритмов.

**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.

Представлена математическая модель управляемого углового движения КА, построенная на основе уравнений Ньютона-Эйлера. КА представлен в виде основных узлов и агрегатов, соединенных с базовым телом и между собой с помощью шарнирных соединений.

Представлены математические модели терминала МЛНСС, малогабаритного блока измерения скоростей и управляющих двигателей-маховиков. Модель управляющих-двигателей маховиков включает, в том числе, линейный алгоритм формирования управления на основе схемы, включающей последовательно соединенные LQR и 4 PID регулятора.

Представлена математическая модель интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС, построенная на основе жестко (сильно) связанной схемы комплексирования двух терминалов МЛНСС и блока МБИС. Предложен каскадный алгоритм оценивания расширенного вектора состояния, состоящий из трех основных этапов: на первом этапе осуществляется фиксация 3 компонент и оценка оставшейся части вектора состояния на базе модификации фильтра Augmented Kalman Filter, на втором этапе, с помощью

технического решения, осуществляется оценивание компонент систематической погрешности ортогонального разворота референсного терминала МЛНСС, на третьем этапе, с учетом оценок систематических составляющих погрешностей бортовой аппаратуры, полученных на предыдущих этапах, происходит уточнение параметров ориентации КА и незафиксированных компонент вектора состояния на базе модификации фильтра Extended Kalman Filter.

**Третья глава** посвящена разработанному программно-математическому комплексу имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС. В основу архитектуры комплекса положен объектно-ориентированный подход. Приведена структура комплекса и его основных компонент в виде диаграмм классов и схем функционального взаимодействия.

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

**В заключении** сформулированы основные научно-методические и технические результаты, полученные при выполнении исследования. Указана область возможного использования результатов исследования и определены основные направления дальнейших работ.

**В приложении А** представлено описание используемых систем координат и отсчета времени.

**В приложении Б** приведены алгоритмы преобразования координат объектов между различными СК. Представлены алгоритмы определения промежуточных параметров указанных преобразований.

**В приложении В** приведены графики с результатами имитационного моделирования процесса функционирования системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС по каждой из компонент вектора состояния.

# 1. ПОСТАНОВКА НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОГО КА ГЛОНАСС

## 1.1. Понятие облика системы определения ориентации КА

Анализ состояния проблемы развития глобальных навигационных космических систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, BEIDOU показал, что основными направлениями совершенствования их характеристик являются повышение точности и оперативности навигационного обеспечения, надежности и автономности функционирования [7,8,26,27].

В последнее время в России и за рубежом активно проводятся исследовательские работы в рамках указанных направлений. Так большое внимание уделяется созданию перспективной бортовой аппаратуры, а именно: прецизионных бортовых стандартов частоты, аппаратуры информационного взаимодействия с потребителем, высокоточных чувствительных элементов бортовой навигационной системы, в том числе оптических приборов определения пространственного положения и ориентации КА по звездам и телам Солнечной системы, инерциальных датчиков, способных повысить целевые характеристики рассматриваемых навигационных систем [26,27,29,30].

Особое место в данных работах занимают исследования по созданию и развитию прецизионной аппаратуры межспутниковых измерений и линий межспутникового информационного взаимодействия, предназначенных для высокоточного оперативного определения координатно-временных параметров космических аппаратов в автономном режиме и осуществления транзитных закладок навигационной и специальной информации по межспутниковой линии связи [31].

В рамках указанных направлений проводятся работы по модернизации специального бортового программного обеспечения, совершенствованию структуры и средств наземного комплекса обслуживания рассматриваемых систем, в том числе, созданию новых методов и средств расчета эфемеридно-временной

информации с повышенной точностью и оперативностью [32]. Особое место занимают работы по проектированию орбитальных дополнений указанных навигационных систем, предназначенных для повышения точности, доступности и целостности навигационного обеспечения потребителя [33].

Большое внимание исследователей уделено созданию интегрированных систем навигации и ориентации космических аппаратов, как к перспективному направлению развития космических платформ [7,8]. В отличие от существующих СОС навигационных КА, использующих для определения параметров ориентации либо приборы ориентации на Солнце и Землю, либо инерциальные датчики [21,26,27], интегрированные системы ориентации формируют решение на основе комплексирования данных всех доступных измерительных средств. Как правило, в схему интеграции могут включаться оптический прибор инфракрасного спектра, астрооптические датчики, бесплатформенная инерциальная навигационная система, магнитометры [7,14,15,22]. Полученное с помощью такого подхода решение задачи определения пространственной ориентации обладает повышенными точностными характеристиками, помехозащищенностью и оперативностью.

В свете сказанного, основной задачей настоящей работы является разработка облика системы определения ориентации перспективного космического аппарата ГЛОНАСС. Понятие «облика» включает в себя архитектуру, аппаратный состав, вид математических моделей, методы (методики) и алгоритмы, обеспечивающие решение целевых задач системы определения ориентации. Под архитектурой системы в дальнейшем будем понимать концептуальное описание системы, ее структуры, компонентов и их взаимосвязей.

Таким образом, задача формирования облика системы определения ориентации включает в себя:

- выбор архитектуры,
- определение аппаратного состава и предъявление требований к целевым характеристикам отдельных элементов,

– разработку математических моделей, методик и алгоритмов решения целевых задач.

## **1.2. Анализ условий функционирования СОС**

Для решения целевых задач системой ориентации и стабилизации КА при формировании облика необходимо учесть, по возможности, весь набор неконтролируемых факторов, действующих на КА в процессе его функционирования.

Как известно, на функционирование средневысотных космических аппаратов оказывают существенное влияние следующие факторы, а именно: гравитационное поле тел солнечной системы, реляционное давление прямого и отраженного солнечного света, магнитное поле Земли, отличие реальных массогабаритных характеристик КА от номинальных, погрешности и особенности функционирования бортового оборудования КА, наличие подвижных элементов конструкции КА [10,11,25]. В зависимости от информированности о характеристиках того или иного неконтролируемого фактора, все приведенные факторы можно разделить на 4 основные группы: детерминированные, стохастические, неопределенные и нечеткие [8].

В настоящей работе будем рассматривать влияние гравитационного поля Земли, реляционного давления на элементы конструкции КА с учетом теневых участков орбиты, магнитного поля Земли, а также параметрических возмущений в следствие подвижных элементов конструкции на функционирование КА как влияние детерминированных факторов.

В свою очередь, отличие реальных массогабаритных характеристик КА от номинальных, а также погрешности бортовых исполнительных устройств будем считать стохастическими параметрами с заданными плотностями распределения.

Погрешности чувствительных элементов системы ориентации и стабилизации КА будем рассматривать как композицию стохастических и неопределенных неконтролируемых факторов.

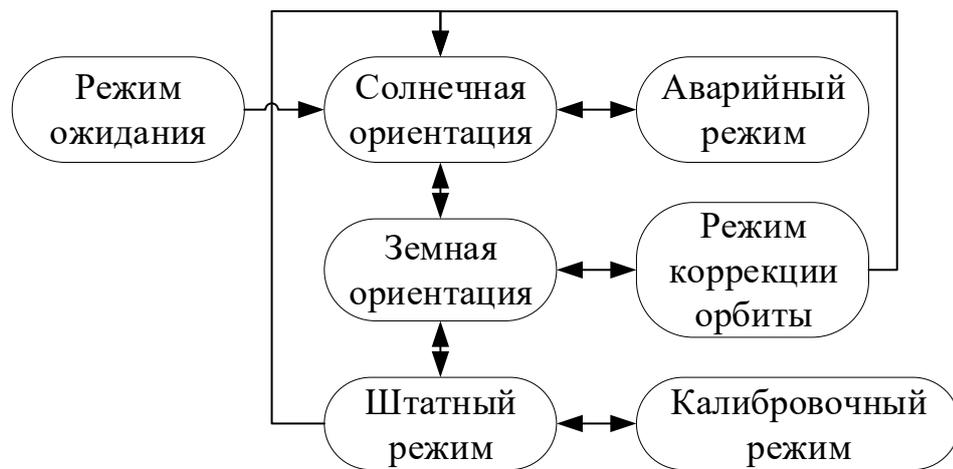
### 1.3. Анализ режимов функционирования СОС

Режимы функционирования СОС определяются условиями функционирования КА и целями миссии. В связи с этим, для КА навигационного назначения систем ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, BEIDOU основными режимами функционирования СОС являются [21,26,27,34]:

- режим ожидания – вводится для проверки оборудования и низкоуровневых операций; исполнительные устройства СОС находятся в неактивном состоянии,
- аварийный режим – вводится для повышения живучести КА на время его восстановления после отказа оборудования и заключается в минимизации потребления энергии бортовыми системами и обеспечения наилучшей освещенности панелей солнечных батарей,
- режим солнечной ориентации – вводится для обеспечения наилучшей освещенности панелей солнечных батарей,
- режим земной ориентации – вводится для поиска и захвата направления на Землю и дальнейшего совмещения нормали к плоскости крепления навигационных антенн КА с направлением на Землю,
- штатный режим функционирования – является основным режимом работы СОС и обеспечивает решение целевых задач миссии; в этом режиме в каждый момент времени аппарат по каналу рысканья повторяет положение плоскости «Солнце-объект-Земля», панели солнечных батарей своими нормальными устремлены в сторону Солнца, а нормаль к плоскости крепления навигационных антенн отслеживает направление на Землю,
- режим коррекции орбиты – введен для перевода КА из одной системной точки в другую как в плоскости орбиты, так и для перевода на другую орбиту,
- режим калибровки – введен для уточнения систематических погрешностей инерциальной навигационной системы КА,
- режим управления по сигналам НКУ.

Переключение между указанными режимами, как правило, осуществляется в соответствии со схемой, приведенной на рисунке 1.1.

В настоящем исследовании рассматривается функционирование СОС КА системы ГЛОНАСС в двух режимах – в режиме штатного функционирования и в режиме калибровки (калибровочного маневра). Работу СОС в штатном режиме предлагается рассмотреть с учетом функционирования на участках орбиты КА, где угол СОЗ принимает большие и малые значения. Следует отметить, что переключение между указанными режимами возможно осуществлять напрямую без перехода в промежуточные режимы работы.



*Рисунок 1.1 – Схема переключения между режимами функционирования СОС навигационных КА*

Функционирование системы ориентации и стабилизации КА системы ГЛОНАСС в том или ином режиме осуществляется в соответствии с заданной программой и с использованием определенного набора аппаратных средств.

#### **1.4. Анализ состава аппаратных средств СОС**

Как правило, СОС средневысотных навигационных КА, в том числе КА системы ГЛОНАСС, оснащаются следующей бортовой аппаратурой [21,26,27,34]:

- исполнительные устройства:
  - управляющие двигатели маховики,
  - реактивные двигатели ориентации,
  - электромагнитные устройства разгрузки кинетического момента УДМ,
  - приводы панелей солнечных батарей,
  - блок управления,

– чувствительные элементы:

- грубые и точные приборы ориентации на Солнце,
- приборы ориентации на Землю,
- блок интегрирующих гироскопических измерителей угловой скорости

КА.

Применение указанных аппаратных средств в рассмотренных режимах функционирования СОС приведено в таблице 1.1 [21].

*Таблица 1.1 – Состав аппаратных средств СОС КА систем GPS/ГЛОНАСС/GALILEO/BEIDOU*

	<b>ПОЗ</b>	<b>ПОС</b>	<b>МБИС</b>	<b>ДО</b>	<b>УДМ</b>	<b>ЭМИУ</b>	<b>ППСБ</b>
<b>РО</b>		+	+				
<b>АР</b>		+	+				+
<b>РСО</b>		+	+	+	+		+
<b>РЗО</b>	+	+	+	+	+		+
<b>ШРФ</b>	+	+		(+)	+	+	+
<b>РКО</b>	+	+	+	+	+		+

(+) – используется при условии отказа ЭМИУ.

В соответствии с пунктом 1.3, в представленной работе рассматривается функционирование СОС КА в штатном режиме и в режиме калибровочного маневра, что определяет набор используемых исполнительных устройств в указанных режимах:

- управляющие двигатели-маховики,
- устройства разгрузки двигателей-маховиков,
- приводы ПСБ.

В предположении, что интервал моделирования системы не превышает время насыщения собственного кинетического момента двигателей-маховиков, устройства разгрузки двигателей-маховиков не рассматриваются в представленном исследовании. Таким образом, на интервале моделирования управляющий момент создается исключительно управляющими двигателями-маховиками.

Проведенный анализ показал, что среди трех наиболее распространенных конфигураций УДМ, а именно:

- стандартная конфигурация из трех маховиков, оси вращения которых расположены ортогонально друг другу,

- конфигурация из четырех маховиков, оси вращения которых расположены по ребрам пирамиды,

- конфигурация из четырех маховиков, оси вращения которых расположены по медианам тетраэдра;

наилучшей, в смысле энергоэффективности, отказоустойчивости и динамических характеристик управления, является конфигурация из четырех маховиков, оси вращения которых расположены по медианам тетраэдра [35].

В настоящей работе предлагается осуществлять решение задач СОС с использованием бортовой аппаратуры перспективных систем, не входящих в ее состав [36].

Программой развития системы ГЛОНАСС предусмотрено включение в состав бортовой аппаратуры КА терминалов межспутниковой лазерной навигационно-связной системы, обеспечивающих решение широкого круга задач (эфмеридно-временного обеспечения КК, информационного обмена и др.), в том числе, получение высокоточной информации астровизирования. Работа терминала МЛНСС в качестве средства астровизирования обладает некоторой спецификой, а именно: один терминал работает в один момент времени по одному ориентиру, в качестве которого может выступать звезда, либо КА, оснащенный аналогичной аппаратурой.

Для однозначного определения пространственной ориентации КА необходимо два терминала МЛНСС. В силу специфики работы терминалов достаточно сложно осуществить начальную идентификацию обнаруженных ориентиров с данными бортового астрокаталога, что в свою очередь не позволяет осуществить начальное определение ориентации КА. Это можно сделать, например, задействовав классическую для аппаратов системы ГЛОНАСС схему определения ориентации по ПОС и ПОЗ.

Кроме того, работа терминалов осуществляется в сеансном режиме, т.е. поток измерений от терминалов прерывается для осуществления перенацеливания с ориентира на ориентир. В силу этой особенности, необходимо осуществление прогнозирования вектора состояния на интервалах отсутствия измерительной информации от терминалов, что возможно при использовании измерений МБИС.

Таким образом, функционирование СОС КА системы ГЛОНАСС на основе данных МЛНСС требует использования аппаратных средств, приведенных в таблице 1.2.

*Таблица 1.2 – Вариант состава аппаратных средств СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС*

	<b>ПОЗ</b>	<b>ПОС</b>	<b>МБИС</b>	<b>ДО</b>	<b>УДМ</b>	<b>ЭМИУ</b>	<b>ППСБ</b>	<b>МЛНСС</b>
<b>ШРФ</b>	[+]	[+]		(+)	+	+	+	+
<b>РКМ</b>	[+]	[+]	+	(+)	+	+	+	+

[+] – используется для начального определения параметров ориентации, (+) – используется при условии отказа ЭМИУ.

### **1.5. Анализ вариантов архитектур СОС**

Анализ архитектур современных систем определения ориентации среднеорбитальных навигационных КА показал, что такие системы, как правило, используют для определения параметров ориентации либо ПОС и ПОЗ, либо инерциальные датчики, в зависимости от режима функционирования КА [21,34]. Указанная особенность приводит к возникновению двух серьезных недостатков таких систем:

– решение сформированное на основе только ПОС и ПОЗ характеризуется существенным ухудшением точности на участках орбиты КА, где угол «Солнце-объект-Земля» принимает большие и малые значения [37],

– отсутствует возможность оперативного уточнения систематических составляющих погрешностей чувствительных элементов, что приводит к возникновению как статической, так и растущей со временем ошибки определения ориентации КА, которая является, в том числе, причиной появления

немоделируемых ускорений, отличия номинального положения фазового центра антенны КА от реального, что в свою очередь ухудшает точность навигационных определений потребителя [1].

С учетом этих факторов, в настоящем исследовании предлагается применить известный подход к формированию архитектуры интегрированных навигационных систем КА к рассматриваемой области [38].

Как правило, интегрированные навигационные системы КА формируют навигационное решение путем комплексирования данных ГНСС-приемника и БИНС [7,38]. Анализ показал, что существует четыре основных варианта построения таких систем, а именно: по отдельной, слабосвязанной, жестко (сильно) связанной и глубоко-интегрированной схемам комплексирования данных. Причем, интегрированные системы навигации КА, построенные по жестко (сильно) связанной и глубоко-интегрированной схемам комплексирования данных, имеют существенное преимущество по сравнению с отдельной и слабосвязанной архитектурами в смысле характеристик навигационного обеспечения [8].

При формировании облика интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС предлагается рассматривать терминалы МЛНСС в виде своеобразного аналога ГНСС-приемника. В качестве же аналога БИНС предлагается рассматривать МБИС. Новизна подхода заключается в следующем: предлагается вариант интегрированной архитектуры системы определения ориентации перспективного КА 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 предлагаемой 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.

В отличие от известных схем интеграции, в которых калибровка чувствительных элементов осуществляется либо относительно самого точного датчика [22], либо самого информативного, либо относительно целевого датчика [14,15], предлагаемый вариант позволяет осуществить калибровку чувствительных элементов относительно антенной плиты КА на основе технического решения, возможного в силу особенностей функционирования терминалов МЛНСС.

### **1.6. Анализ требований к перспективным системам определения ориентации КА ГЛОНАСС**

Следуя общей цели исследования, проведем анализ составляющих ошибки поддержания заданной ориентации КА.

Как известно, задача управления ориентацией и стабилизации КА относительно заданного направления состоит из двух основных подзадач, а именно: задачи определения параметров ориентации КА и задачи приведения КА в заданное состояние на основе известных параметров ориентации [25]. Как правило, задача определения решается на основе методов статистической фильтрации, либо на основе прямых детерминированных методов [39]. В свою очередь, задача управления решается на основе методов теории оптимального управления [40]. Основным преимуществом такой декомпозиции является независимость указанных задач друг от друга.

Таким образом, можно выделить две основные составляющие погрешности поддержания заданной ориентации КА: погрешность определения параметров ориентации на основе обработки данных чувствительных элементов с помощью заданного алгоритма и погрешность отработки управляющего воздействия исполнительными устройствами в соответствии с программой управления. Погрешность определения параметров ориентации КА возникает вследствие неидеальности чувствительных элементов, алгоритмических ошибок и наличия неучтенных факторов. В связи с этим, для оценки гарантированного уровня указанной погрешности в погрешности поддержания заданной ориентации КА

необходимо знать характеристики чувствительных элементов и особенности работы алгоритма идентификации.

В настоящем исследовании, для формирования бюджета погрешностей предложено использовать в качестве аналога существующие образцы современных платформ КА глобальных навигационных систем ГЛОНАСС, GALILEO и BEIDOU, требования к точности поддержания заданной ориентации которых приведены в таблице 1.3 [21,26-28].

Таблица 1.3 – Современные требования к точности поддержания ориентации КА по соответствующим углам Эйлера

КА/Платформа	ГЛОНАСС			GALILEO		BEIDOU	
	Глонасс	Глонасс-М	Глонасс-К1	Galileo-IOV	Galileo-FOC	DFH-3	DFH-3a
Тангаж/Крен, °	0.5	0.5	0.5	< 0.25	< 0.3	0.15(3σ)	0.15(3σ)
Рысканье, °	5	2	1	< 2.1	< 1	0.5(3σ)	0.5(3σ)

Так, для КА Galileo-IOV в штатном режиме работы определение параметров ориентации осуществляется на основе прибора ориентации на Солнце с предельной погрешностью измерения < 0.15° по каналам  $\alpha/\beta$  [41] и прибора ориентации на Землю с предельной случайной составляющей погрешности измерения < 0.05° и предельной систематической составляющей < 0.02° [42]. В соответствии с алгоритмом формирования рассогласования по соответствующим каналам управления ориентацией, используемом на указанных КА [21], ошибка определения ориентации  $\varphi$  имеет следующий вид:

$$\varphi = \varphi_L e_R + \varphi_T, \quad (1.1)$$

$$\varphi_T = e_B \times e_R, \quad (1.2)$$

$$\varphi_L = \frac{v^T}{v^T v} (s_B - s_R - s_R \times \varphi_T), \quad (1.3)$$

где  $\mathbf{v} = \mathbf{s}_R \times \mathbf{e}_R$ ,  $\mathbf{e}_R, \mathbf{s}_R$  – орт-векторы «истинного» направления на Землю и Солнце соответственно в ССК,  $\mathbf{e}_B, \mathbf{s}_B$  – орт-векторы измеренного направления на Землю и Солнце соответственно в ССК,  $\times$  – оператор векторного умножения пары векторов.

С учетом вышеизложенного и учитывая стохастический характер задачи, построен график зависимости взвешенной предельной погрешности определения углов ориентации КА Galileo-IOV от угла «Солнце-объект-Земля» (рисунок 1.2). Анализ графика показал, что для углов тангажа и крена (направление продольной оси КА на центр Земли) погрешность определения не превышает 30% от погрешности поддержания ориентации по указанным углам при любых углах «Солнце-объект-Земля». В свою очередь, по каналу рысканья (отслеживания плоскости «Солнце-объект-Земля») погрешность определения не превышает 30% от погрешности поддержания ориентации лишь при углах «Солнце-объект-Земля»  $\sim 17^\circ..163^\circ$ , в остальных случаях наблюдается существенный рост вклада. Этот факт можно объяснить зависимостью погрешности определения ориентации от синуса угла между векторами направления на Солнце и Землю.

Таким образом, в настоящем исследовании условимся, что погрешность определения должна составлять не более 30% от погрешности поддержания заданной ориентации КА.

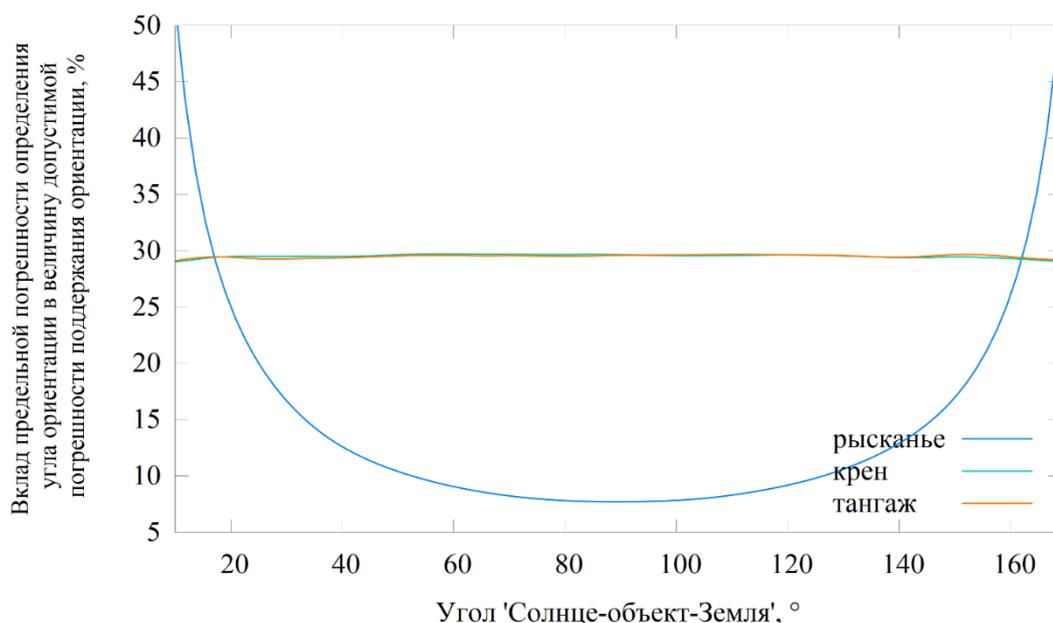


Рисунок 1.2 – Зависимость взвешенной погрешности определения углов ориентации КА системы GALILEO (IOV) от угла «Солнце-объект-Земля»

На сегодняшний день, известны две перспективных модификации навигационных космических аппаратов, а именно: КА «Глонасс-К2» системы ГЛОНАСС и КА системы BEIDOU, спроектированные на основе платформы «DFH-3b». Требования к точности поддержания заданной ориентации указанных КА приведены в таблице 1.4 [21,26-28].

*Таблица 1.4 – Перспективные требования к точности поддержания ориентации КА по соответствующим углам Эйлера*

	<b>ГЛОНАСС</b>	<b>BEIDOU</b>
<b>КА/Платформа</b>	Глонасс-К2	DFH-3b
<b>Тангаж/Крен, °</b>	< 0.25	0.06(3 $\sigma$ )
<b>Рысканье, °</b>	< 1	0.2(3 $\sigma$ )

Учитывая, что вклад погрешности определения не превышает 30% от погрешности поддержания, то для перспективных КА системы ГЛОНАСС погрешность определения параметров ориентации по самому точному каналу не должна превышать 0.075°.

Следует также учесть, что в силу специфики работы терминалов МЛНСС (перерывы в формировании измерений в моменты перенацеливания терминалов на новый ориентир, которые не превышают 60 секунд) предельная погрешность определения на интервалах прогнозирования ориентации по измерениям МБИС состоит из двух компонент, а именно: погрешности определения параметров ориентации на момент начала прогнозирования и погрешности измерения приращения параметров ориентации в следствие неустойчивости параметров МБИС.

Тогда, требования к системе ориентации и стабилизации перспективного КА системы ГЛОНАСС сформулируем следующим образом:

– сумма погрешностей определения параметров ориентации на основе измерений терминалов МЛНСС и определения приращений к параметрам

ориентации на основе измерений МБИС на интервале 60 секунд не должна превышать  $0.075^\circ$  на всем интервале штатного функционирования КА,

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

### **1.7.Формализация задачи формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС**

В представленном исследовании ставится и решается задача формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС на основе варианта жестко (сильно) связанной схемы интеграции измерительной информации двух терминалов МЛНСС и МБИС. Реализацией разработанной схемы является алгоритм интеграции данных, позволяющий сформировать оценку вектора состояния системы  $\chi^*$ , включающего помимо параметров ориентации КА систематические составляющие ошибок двух терминалов МЛНСС и МБИС.

В рамках решения поставленной задачи требуется разработать математические модели терминала МЛНСС, МБИС, ПСБ, УДМ и предложить модели ошибок указанных аппаратных средств. 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.

В рамках представленного исследования не рассматривается задача оптимизации системы управления угловой стабилизацией и ориентацией КА рассматриваемого типа.

В качестве основного критерия качества разработанного облика выступает точность определения пространственной ориентации КА, которая отражена в величине диагональных компонент матрицы ковариации невязки фазового вектора и «истинного» состояния системы.

Разработанный облик в совокупности должен обеспечивать решение задачи определения действительных параметров ориентации КА, причем:

– сумма погрешностей определения параметров ориентации на основе измерений терминалов МЛНСС и определения приращений к параметрам ориентации на основе измерений МБИС на интервале 60 секунд не должна превышать  $0.075^\circ$  на всем интервале штатного функционирования КА,

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

Основным инструментом исследования разрабатываемой перспективной системы определения ориентации КА ГЛОНАСС является имитационное моделирование. В связи с этим необходимо сформировать и разработать:

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

2) имитационные модели терминала МЛНСС, МБИС, ПСБ, УДМ и их ошибок,

3) алгоритмы функционирования интегрированной системы определения ориентации в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра в том числе на участках орбиты, где угол «Солнце-объект-Земля» принимает большие и малые значения,

4) программно-математический комплекс, обеспечивающий имитацию процесса функционирования разрабатываемой системы.

С помощью разработанного ПМК необходимо провести:

1) имитационное моделирование процесса функционирования интегрированной системы определения ориентации,

2) анализ полученных результатов моделирования и оценивание целевых характеристик сформированной системы,

3) формирование рекомендаций по применению разработанного облика системы определения ориентации КА.

### **1.8. Выводы к главе 1**

В представленной главе:

1) предложено понятие облика системы определения ориентации КА; проведен анализ и выявлены основные проблемы существующих систем определения ориентации КА ГЛОНАСС; предъявлены функциональные и параметрические требования к рассматриваемой системе,

2) сформулировано предложение по применению известного подхода к проектированию интегрированных навигационных систем в рамках обсуждаемой проблематики, а именно – решение задачи определения параметров ориентации перспективного КА ГЛОНАСС с требуемой точностью возможно осуществлять на основе жестко (сильно) связанной схемы интеграции измерительной информации терминалов МЛНСС и МБИС,

3) осуществлена постановка научной задачи формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС, которая подразумевает выбор архитектуры разрабатываемой системы и минимального состава аппаратных средств, необходимых для решения поставленной задачи, а также, разработку моделей, методик и алгоритмов функционирования указанной системы и ее аппаратуры в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра,

4) выбран основной инструмент решения поставленной задачи – программно-математический комплекс имитационного моделирования, и предъявлены требования к его компонентному составу.

## **2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ СОС ПЕРСПЕКТИВНОГО КА ГЛОНАСС**

В настоящем разделе приведено детальное описание математических моделей углового движения перспективного КА системы ГЛОНАСС, аппаратных средств, а также функциональные схемы и алгоритмы функционирования интегрированной системы определения ориентации исследуемого объекта.

Необходимо отметить, что в соответствии с современными подходами имитационного моделирования сложных технических систем модели углового движения перспективного КА ГЛОНАСС делятся на соответствующие модели «истинного» и опорного движения КА [7]. В соответствии с [7], под моделями «истинного» движения КА понимаются модели, использующиеся для моделирования реальной динамики объекта, а под опорными – математические модели, использующиеся на борту КА.

В соответствии с классическим подходом Ньютона-Эйлера [10,11] моделирование движения центра масс КА осуществляется в абсолютной системе координат. В свою очередь, угловое движение КА относительно центра масс описывается в связанных с корпусом КА осях. В настоящей работе космический аппарат представляется в качестве системы абсолютно жестких тел, объединяемых между собой шарнирными соединениями.

Представленные в данной главе модели функционирования интегрированной системы определения ориентации КА ГЛОНАСС учитывают специфику работы объекта в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра.

### **2.1. Математическая модель управляемого движения КА ГЛОНАСС**

В настоящем разделе, в соответствии с предложенной ранее классификацией, представлена модель «истинного» движения КА, которая включает систему дифференциальных уравнений, описывающих кинематику и динамику КА.

Система дифференциальных уравнений, описывающих эволюцию кинематических параметров движения КА, представлена в следующем виде [7,14,15]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}(t_j) = \mathbf{v}, \\ \dot{\mathbf{q}}(t_j) = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_b) \otimes \mathbf{q}, \end{cases} \quad (2.1)$$

где  $\boldsymbol{\omega}_b(t_j) = (\omega_{bx} \ \omega_{by} \ \omega_{bz})^T$  – вектор «истинной» угловой скорости КА в проекциях на ССК,  $\mathbf{q}(t_j) = (q_x \ q_y \ q_z \ q_\alpha)$  – кватернион, описывающий ориентацию осей ССК относительно АСК,  $\mathbf{r}(t_j) = (r_x \ r_y \ r_z)^T$  – вектор геоцентрических координат центра масс КА,  $\mathbf{v}(t_j) = (v_x \ v_y \ v_z)^T$  – вектор линейной скорости центра масс КА,  $\otimes$  – оператор кватернионного умножения,  $t_j \in [t_0, t_{N-1}]$ ,  $\mathbf{\Omega}(\boldsymbol{\omega}_b) = (\omega_{bx} \ \omega_{by} \ \omega_{bz} \ 0)^T$ .

Описание используемых систем координат и алгоритмы преобразования векторов из одной системы в другую приведены в приложениях А и Б соответственно. Условимся, что здесь и далее по тексту для обозначения привязки параметра к определенному моменту времени  $t_j$  будем использовать нижний индекс « $j$ ». Для обозначения привязки к конкретной системе координат будем использовать один из нижних индексов « $b, c, c0, ce, ca, ct, ref, g, g0$ ». Параметры, выделенные жирным шрифтом, представляют собой векторы, кватернионы и матрицы. Для обозначения оценки параметра используется верхний индекс «\*». Для обозначения прогноза параметра используется верхний индекс «-».

Систему дифференциальных уравнений, описывающих эволюцию динамических параметров КА представим следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{v}}(t_j) = m^{-1} [\mathbf{f}_g^x + \mathbf{f}_s^x], \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_b(t_j) = I^{\text{KA}-1} \left[ \mathbf{n}_g^x + \mathbf{n}_b^x + \mathbf{n}_s^x - \boldsymbol{\omega}_b \times L^{\text{KA}} - \right. \\ \left. \left( \sum_{i \in \mathcal{L}} \boldsymbol{\omega}_b^i \times I_b^i - I_b^i \boldsymbol{\omega}_b^i \times \right) \boldsymbol{\omega}_b - \left( \sum_{i \in \mathcal{L}} \boldsymbol{\omega}_b^i \times T_{s \rightarrow b}^i I_s^i \boldsymbol{\omega}_s^i \right) - \right. \\ \left. \left( \sum_{i \in \mathcal{L}} T_{s \rightarrow b}^i I_s^i \dot{\boldsymbol{\omega}}_s^i \right) - \mathbf{n}^{\text{yDM}} \right] \end{cases} \quad (2.2)$$

где  $L^{KA}(t_j) = I^{KA}\omega_b + \sum_{i \in \mathcal{R}} T_{s \rightarrow b}^i I_s^i \omega_s^i$ ,  $n^{УДМ}(t_j) = T_{s \rightarrow b}^{УДМ} I_s^{УДМ} \omega_s^{УДМ}$  – управляющий момент блока управляющих двигателей-маховиков в проекциях на оси ССК,  $m$  – масса КА,  $I^{KA}(t_j)$  – тензор инерции КА,  $\omega_b^i(t_j), I_b^i(t_j)$  – вектор угловой скорости, тензор инерции  $i$ -го агрегата в составе КА в проекциях на оси ССК, соответственно,  $I_s^i(t_j), \dot{\omega}_s^i(t_j), \omega_s^i(t_j)$ , – тензор инерции, вектор углового ускорения и вектор угловой скорости  $i$ -го агрегата в составе КА в проекциях на оси собственной СК, соответственно,  $T_{s \rightarrow b}^i(t_j)$  – матрица проекции из системы координат  $i$ -го агрегата в составе КА в ССК,  $\times$  – оператор векторного умножения,  $\mathcal{L}$  – множество агрегатов, в которое входят панели солнечных батарей и терминалы МЛНСС,  $\mathcal{R}$  – множество агрегатов, содержащее помимо множества  $\mathcal{L}$ , блок УДМ.

Таким образом, система уравнений учитывает помимо внешних сил и моментов, действующих на КА, параметрические возмущения, возникающие вследствие движения подвижных частей относительно корпуса КА. Для полного описания динамики КА система (2.2) должна быть дополнена уравнениями вида  $\dot{x}_s^i(t_j) = f(t_j, x_s^i)$ , описывающих эволюцию фазового вектора  $x_s^i$   $i$ -го агрегата в собственной СК, где  $i \in \mathcal{R}$ .

## 2.2. Математическая модель внешних возмущений

В настоящей работе моделирование динамики КА осуществлялось с учетом сил и моментов гравитационного притяжения, магнитного взаимодействия, а также сил солнечного давления на каждое тело рассматриваемой системы.

Математическая модель силы и момента сил гравитационного взаимодействия КА определяется в соответствии с [8,10]:

$$f_g^x(t_j) = -m \frac{\mu_{geo} r}{r^3} + f_{a_{geo}}^x, \quad (2.3)$$

$$n_g^x(t_j) = \frac{3\mu_{geo}}{r^3} u \times I^{KA} u, \quad (2.4)$$

где  $\mu_{geo}$  – гравитационная постоянная Земли,  $f_{ageo}^x$  – возмущающие силы за счет геопотенциала,  $r$  – модуль вектора  $\mathbf{r}(t_j)$ ,  $\mathbf{u}$  – орт-вектор, направленный из гравитационного центра к центру масс КА в ССК.

Математическая модель момента магнитного взаимодействия КА представлена в соответствии с [10,25]:

$$\mathbf{n}_b^x(t_j) = \mathbf{d}_m \times \mathbf{B}. \quad (2.5)$$

Вектор эквивалентного магнитного диполя КА  $\mathbf{d}_m$  может быть представлен в следующем виде:

$$\mathbf{d}_m = a_M^0 \mathbf{i} + a_M^1 \mathbf{j} + a_M^2 \mathbf{k}, \quad (2.6)$$

где  $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$  – орты ССК,  $a_M^0, a_M^1, a_M^2$  – коэффициенты модели. Вектор индукции геомагнитного поля  $\mathbf{B}$  рассчитывается на основе модели IGRF [43].

Для учета эффекта давления солнечного света на поверхность КА была сформирована модель, в соответствии с которой каждое тело в составе КА рассматривалось как композиция плоских поверхностей, обладающих определенными отражающими характеристиками.

В свою очередь, сила и момент сил солнечного давления на  $i$ -ю поверхность в составе КА определяется следующим образом [7]:

$$\mathbf{f}_s^x(t_j) = \psi \sum_{i=1}^K J \frac{S_i}{c} F(k_{1,i}, k_{2,i}, \bar{\mathbf{j}}_i(t_j), \bar{\mathbf{n}}_i), \quad (2.7)$$

$$\mathbf{n}_s^x(t_j) = \sum_{i=1}^K \mathbf{r}_{b,i} \times \mathbf{f}_s^x, \quad (2.8)$$

где  $J$  – плотность потока радиации,  $S_i$  – эквивалентная площадь пластины,  $k_{1,i}, k_{2,i}$  – коэффициенты зеркального и диффузного отражения поверхности,  $\psi$  – функция «тени»,  $\bar{\mathbf{j}}_i, \bar{\mathbf{n}}_i$  – орт-вектор «Солнце-тело» и нормаль к освещаемой поверхности тела,  $\mathbf{r}_{b,i}$  – радиус-вектор освещаемой поверхности  $i$ -го сопряженного тела по отношению к центру масс КА,  $c$  – скорость света,  $F(k_{1,i}, k_{2,i}, \bar{\mathbf{j}}_i, \bar{\mathbf{n}}_i)$  – функция, учитывающая геометрические и отражающие характеристики  $i$ -й освещаемой поверхности.

## 2.3. Математическая модель аппаратных средств и их ошибок

### 2.3.1. Математическая модель управляющих двигателей-маховиков

Управляющие двигатели маховики, как правило, выполнены на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока, где функции маховой массы выполняет ротор с постоянными магнитами, расположенными на максимально возможном диаметре. В соответствии с [44], эквивалентная модель такого двигателя имеет следующий вид:

$$\begin{cases} \frac{d\omega_w}{dt} = \frac{1}{J_w + J_{load_w}} (k_{t_w} i_w - k_{f_w} \omega_w) \\ \frac{di_w}{dt} = -\frac{R_w}{L_w} i_w - \frac{k_{e_w}}{L_w} \omega_w + \frac{1}{L_w} V_{s_w} \\ \frac{d\theta_w}{dt} = \omega_w \end{cases}, \quad (2.9)$$

где  $J_{load_w}$  – момент инерции нагрузки,  $i_w$  – ток обмотки,  $R_w$  – значение сопротивления фазы,  $L_w$  – значение индуктивности фазы,  $k_{f_w}$  – коэффициенты вязкого трения в подшипниках ротора двигателя,  $k_{e_w}$  – коэффициенты противо-ЭДС,  $J_w$  – момент инерции ротора двигателя,  $V_{s_w}$  – напряжение источника питания двигателя, величина которого является управляющим сигналом,  $\theta_w$  – угол поворота ротора двигателя,  $\omega_w$  – угловая скорость ротора двигателя.

Управление блоком УДМ в представленной работе формируется по каскадной схеме, где на первом этапе осуществляется расчет величины управляющего момента на основе линейного регулятора LQR, а на втором этапе схемы формируется управляющий сигнал для каждого УДМ на основе PI регулятора [40].

Формирование вектора управляющего момента  $\mathbf{n}^{УДМ}(t_j)$  в бортовой модели осуществляется в соответствии со следующим соотношением:

$$\mathbf{n}^{УДМ}(t_j) = -(\mathbf{R} + \mathbf{B}_j^T \mathbf{P}_j \mathbf{B}_j)^{-1} (\mathbf{B}_j^T \mathbf{P}_j \mathbf{A}_j) \mathbf{x}_j^{*T} \quad (2.10)$$

где  $\mathbf{x}_j^{*T} = (\Delta\boldsymbol{\alpha}^*(t_j) \Delta\boldsymbol{\omega}_b^*(t_j))$  – для штатного режима функционирования,  $\mathbf{x}_j^{*T} = \Delta\boldsymbol{\omega}_b^*(t_j)$  – для режима калибровочного маневра,  $\mathbf{A}_j = \mathbf{I} + \mathbf{F}_j * (t_{j+1} - t_j)$  – переходная матрица системы на момент времени  $t_j$ ,  $\mathbf{B}_j$  – матрица управления системы на момент времени  $t_j$ ,  $\mathbf{P}_j$  – матрица, формируемая в результате решения дискретного алгебраического уравнения Рикатти,  $\mathbf{R} = \mathbf{R}^T > 0$  – матрица весовых коэффициентов,  $\Delta\boldsymbol{\alpha}^*(t_j) = \boldsymbol{\alpha}^*(t_j) - \boldsymbol{\alpha}^{ref}(t_{j+1})$ ,  $\boldsymbol{\alpha}^{ref}(t_{j+1})$  – требуемые значения углов Эйлера ( $\psi \ \theta \ \phi$ ), описывающие ориентацию ССК относительно АСК,  $\Delta\boldsymbol{\omega}_b^*(t_j) = \boldsymbol{\omega}_b^*(t_j) - \boldsymbol{\omega}_b^{ref}(t_{j+1})$ ,  $\boldsymbol{\omega}_b^{ref}(t_{j+1})$  – требуемая угловая скорость КА.

Основным режимом работы существующей СОС КА системы ГЛОНАСС является штатный режим функционирования. В этом режиме в каждый момент времени аппарат по каналу рысканья повторяет положение плоскости «Солнце-объект-Земля», панели солнечных батарей своими нормальными устремлены в сторону Солнца, а нормаль к плоскости крепления навигационных антенн отслеживает направление на Землю [34]. В этом случае векторы требуемых углов ориентации и угловой скорости КА определяется следующим образом:

$$\boldsymbol{\alpha}^{ref}(t_{j+1}) = \boldsymbol{\alpha}\{T_{ref \rightarrow b, j+1}\}, \quad (2.11)$$

$$\boldsymbol{\omega}_b^{ref}(t_{j+1}) = T_{ref \rightarrow b, j+1} T_{o \rightarrow ref, j+1} \begin{pmatrix} \frac{S_{oy, j+1} v_{soz, j+1} - S_{oz, j+1} v_{soy, j+1}}{S_{oz, j+1}^2 + S_{oy, j+1}^2} \\ 0 \\ |\mathbf{v}|/|\mathbf{r}| \end{pmatrix}, \quad (2.12)$$

где  $T_{ref \rightarrow b}$  – матрица перехода из АСК в ССК,  $\boldsymbol{\alpha}\{\cdot\}$  – оператор преобразования матрицы ориентации в углы Эйлера [45],  $T_{o \rightarrow ref}$  – матрица перехода из ОСК в АСК,  $S_{oy, j+1}$ ,  $S_{oz, j+1}$  – компоненты геоцентрического радиус-вектора Солнца в ОСК,  $v_{soy, j+1}$ ,  $v_{soz, j+1}$  – компоненты вектора линейной скорости Солнца в ОСК.

Матрица управления системы для указанного режима имеет следующий вид:

$\mathbf{B}_j = \left( \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{I}^{KA} * (t_{j+1} - t_j) \right)^T$ . Все ненулевые компоненты матрицы  $\mathbf{F}_j$  приведены в таблице 2.1.

Следует отметить, что углы Тайта-Брайана (последовательность поворотов «3-2-1»), которые использованы для формирования матрицы  $F_j$ , обладают эффектом сингулярности при углах тангажа близких к  $90^\circ$ . Для устранения этого эффекта предлагается использовать углы Эйлера (последовательность поворотов «3-1-3») при углах тангажа больших  $70^\circ$  для формирования компонент матрицы  $F_j$ .

Таблица 2.1 – Компоненты матрицы  $F_j$  для ШРФ СОС

№ стр., столб.	Значение	
	для углов Тайта-Брайана	для углов Эйлера
1,2	$(\omega_{bx,j}^* \cos(\phi_j^*) - \omega_{by,j}^* \sin(\phi_j^*)) \operatorname{tg}(\theta_j^*) / \cos(\theta_j^*)$	$-(\omega_{bx,j}^* \sin(\phi_j^*) + \omega_{by,j}^* \cos(\phi_j^*)) \operatorname{ctg}(\theta_j^*) / \sin(\theta_j^*)$
1,3	$(-\omega_{bx,j}^* \sin(\phi_j^*) - \omega_{by,j}^* \cos(\phi_j^*)) / \cos(\theta_j^*)$	$(-\omega_{bx,j}^* \sin(\phi_j^*) - \omega_{by,j}^* \cos(\phi_j^*)) / \sin(\theta_j^*)$
1,4	$\cos(\phi_j^*) / \cos(\theta_j^*)$	$\sin(\phi_j^*) / \sin(\theta_j^*)$
1,5	$-\sin(\phi_j^*) / \cos(\theta_j^*)$	$\cos(\phi_j^*) / \sin(\theta_j^*)$
2,3	$\omega_{bx}^* \cos(\phi_j^*) - \omega_{by}^* \sin(\phi_j^*)$	$-\omega_{bx}^* \sin(\phi_j^*) - \omega_{by}^* \cos(\phi_j^*)$
2,4	$\sin(\phi_j^*)$	$\cos(\phi_j^*)$
2,5	$\cos(\phi_j^*)$	$-\sin(\phi_j^*)$
3,2	$(-\omega_{bx}^* \cos(\phi_j^*) + \omega_{by}^* \sin(\phi_j^*)) / \cos^2(\theta_j^*)$	$(\omega_{bx,j}^* \sin(\phi_j^*) + \omega_{by,j}^* \cos(\phi_j^*)) / \sin^2(\theta_j^*)$
3,3	$(\omega_{bx}^* \sin(\phi_j^*) + \omega_{by}^* \cos(\phi_j^*)) \operatorname{tg}(\theta_j^*)$	$(-\omega_{bx,j}^* \cos(\phi_j^*) + \omega_{by,j}^* \sin(\phi_j^*)) \operatorname{ctg}(\theta_j^*)$
3,4	$-\cos(\phi_j^*) \operatorname{tg}(\theta_j^*)$	$-\sin(\phi_j^*) \operatorname{ctg}(\theta_j^*)$
3,5	$\sin(\phi_j^*) \operatorname{tg}(\theta_j^*)$	$-\cos(\phi_j^*) \operatorname{ctg}(\theta_j^*)$
3,6	1	1
4-6,4-6	$\left. \frac{\partial \dot{\omega}_b}{\partial \omega_b} \right _{\omega_{b,j}^*}$	

Вспомогательным режимом функционирования СОС является режим калибровочного маневра, который заключается в создании системой управления КА такого движения аппарата, при котором угловые скорости в проекциях на оси ССК изменяются по заданному периодическому закону [14,15]. В представленном исследовании выбран синусоидальный закон с амплитудой равной поисковой

угловой скорости  $\omega_{b0}$  КА системы ГЛОНАСС, и заданными частотами  $(v_x \ v_y \ v_z)^T$  по трем осям ССК:

$$\omega_b^{ref}(t_{j+1}) = \begin{pmatrix} \omega_{b0} * \sin(2\pi v_x * t_{j+1}) \\ \omega_{b0} * \sin(2\pi v_y * t_{j+1}) \\ \omega_{b0} * \sin(2\pi v_z * t_{j+1}) \end{pmatrix}, \quad (2.13)$$

$$\mathbf{B}_j = \left( \mathbf{I}^{КА} * (t_{j+1} - t_j) \right)^T, \mathbf{F}_j = \left. \frac{\partial \dot{\omega}_b}{\partial \omega_b} \right|_{\omega_{b,j}^*}. \quad (2.14)$$

В свою очередь управляющий сигнал  $\mathbf{u}_{PI}(t_j)$ , подаваемый на PI регуляторы УДМ, формируется на основе следующего соотношения:

$$\mathbf{u}_{PI}(t_j) = \int_{t_j}^{t_{j+1}} \mathbf{I}_s^{УДМ-1} \mathbf{T}_{s \rightarrow b}^{УДМ}(t)^T \left( \mathbf{T}_{s \rightarrow b}^{УДМ}(t) \mathbf{T}_{s \rightarrow b}^{УДМ}(t)^T \right)^{-1} \mathbf{n}^{УДМ}(t) dt, \quad (2.15)$$

где  $\mathbf{u}_{PI}(t_j) = \left( V_{sw,j}^{УДМ,1} \ V_{sw,j}^{УДМ,2} \ V_{sw,j}^{УДМ,3} \ V_{sw,j}^{УДМ,4} \right)^T$ .

### 2.3.2. Математическая модель терминала МЛНСС

Бортовая аппаратура – терминалы МЛНСС, предназначена для выполнения измерений дальности и относительного сдвига бортовой шкалы времени, обмена измерительной, эфемеридно-временной, служебной и специальной информацией между космическими аппаратами, на которых она установлена, а также между КА и лазерным наземным измерительно-связным пунктом [31].

В интересах решения задачи формирования облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС терминалы МЛНСС могут выступать в качестве активных оптических систем, способных регистрировать пространственное положение ориентира (звезда или КА, оснащенный аналогичной аппаратурой) относительно осей приборной системы координат [46,47].

В рамках рассматриваемой проблематики, терминал МЛНСС представляет собой оптико-механическую систему, основными чувствительными элементами которой являются APS матрица и абсолютные ДУП в азимутальной и угломестной плоскостях. Концептуальная схема терминала с обозначением основных элементов приведена на рисунке 2.1.

### 2.3.2.1. Математическая модель измерения APS матрицы терминала МЛНСС

В качестве измеряемых параметров терминала МЛНСС выступают линейные координаты ориентира в плоскости изображения APS матрицы. Существенный вклад в погрешность измерения могут вносить погрешности крепления терминалов МЛНСС на корпусе КА, а также погрешности оптической системы и опорно-поворотного устройства терминала МЛНСС.

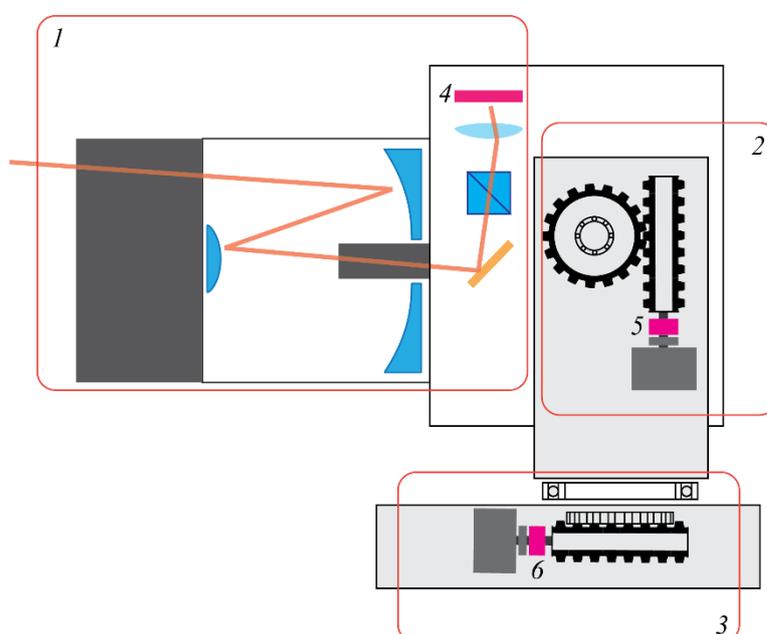


Рисунок 2.1 – Концептуальная схема терминала МЛНСС

(1 – оптическая система, 2 – угломестное поворотное устройство, 3 – азимутальное поворотное устройство, 4 – APS матрица, 5 – угломестный абсолютный ДУП, 6 – азимутальный абсолютный ДУП)

Модель измерения APS матрицы терминала МЛНСС отражает связь линейных координат ориентира в плоскости изображения с параметрами ориентации КА и систематическими погрешностями терминала:

$$\mathbf{y}^{Mi}(\mathbf{x}) = \begin{pmatrix} x_{fp}^{Mi} \\ y_{fp}^{Mi} \end{pmatrix} = h^{Mi}(\mathbf{x}) + \boldsymbol{\eta}_M = \begin{pmatrix} \frac{p_{x,c}^{Mi}}{p_{z,c}^{Mi}} + \eta_{Mx} \\ \frac{p_{y,c}^{Mi}}{p_{z,c}^{Mi}} + \eta_{My} \end{pmatrix}, \quad (2.16)$$

$$\mathbf{p}_c^{Mi} = T_{ca \rightarrow c}^{Mi}(\mathbf{a}^{Mi}) T_{cm \rightarrow ca}^{Mi}(\theta_o, \phi_o) T_{ce \rightarrow cm}^{Mi}(\mathbf{m}^{Mi}) T_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi}) T_{b \rightarrow c0}^{Mi} T_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}) \mathbf{p}_{ref}^{Mi}, \quad (2.17)$$

где  $\mathbf{p}_c^{Mi} = (p_{x,c}^{Mi} \ p_{y,c}^{Mi} \ p_{z,c}^{Mi})^T$ ,  $x_{fp}^{Mi}, y_{fp}^{Mi}$  – координаты ориентира на оптической матрице  $i$ -го терминала МЛНСС,  $T_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q})$  – матрица перехода из АСК в ССК построенная по кватерниону ориентации КА  $\mathbf{q}$  [45],  $T_{b \rightarrow c0}^{Mi}(\Delta^{Mi})$  – матрица перехода из ССК в номинальную СК  $i$ -го терминала МЛНСС,  $T_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi})$  – матрица, учитывающая неортогональность 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 в номинальную СК APS матрицы  $i$ -го терминала МЛНСС,  $\theta_o, \phi_o$  – угол места и азимут опорно-поворотного устройства 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  $M\{\boldsymbol{\eta}_M\} = \mathbf{0}$ ,  $M\{\boldsymbol{\eta}_M \boldsymbol{\eta}_M^T\} = \Sigma_{\eta_M}$ ,  $i = 1, 2$ .

Следует отметить, что для симуляции векторов  $\mathbf{m}^{Mi}$ ,  $\mathbf{a}^{Mi}$ ,  $\mathbf{e}^{Mi}$  использована модель Гаусса-Маркова:

$$\mathbf{v}_{j+1} = \left(1 - \frac{T_{sample,v}}{T_{corr,v}}\right) \mathbf{v}_j + \sqrt{\frac{2}{T_{corr,v}}} \boldsymbol{\eta}_v, \quad (2.18)$$

где  $\mathbf{v} \in \{\mathbf{m}^{Mi}, \mathbf{a}^{Mi}, \mathbf{e}^{Mi}\}$ ,  $T_{sample,v}$  – интервал обновления компоненты  $\mathbf{v}$ ,  $T_{corr,v}$  – интервал корреляции компоненты  $\mathbf{v}$ ,  $M\{\boldsymbol{\eta}_v\} = \mathbf{0}$ ,  $M\{\boldsymbol{\eta}_v \boldsymbol{\eta}_v^T\} = \Sigma_v$ ,  $i = 1, 2$ .

### 2.3.2.2. Алгоритм моделирования измерений координат ориентира

Исходными данными указанного алгоритма являются:

- «истинные» значения систематических погрешностей терминалов МЛНСС  $\mathbf{a}_j^{Mi}, \mathbf{m}_j^{Mi}, \mathbf{e}_j^{Mi}$ ,  $i = 1, 2$ ,
- «истинный» кватернион ориентации  $\mathbf{q}(t_j), t_j \in [t_0, t_{N-1}]$ ,

- фактические углы места и азимута  $\theta_{o,j}, \phi_{o,j}$  ОПУ  $i$ -го терминала МЛНСС,
- $\mathbf{p}_{ref}^{Mi}$  – единичный вектор направления на ориентир в АСК,
- вектор нормали к плоскости изображения APS матрицы  $\mathbf{n}^{APSi}$  в системе координат матрицы,
- угол поля зрения  $FOV$  объектива терминала МЛНСС,
- статистические характеристики случайного вектора  $\boldsymbol{\eta}_M$ ,
- признак  $P^{Mi}(t_j)$  равный 0 или 1, который формируется исходя из частоты получения изображения с APS матрицы соответствующего терминала.

Выходными параметрами алгоритма являются координаты  $x_{fp}^{Mi}(t_j), y_{fp}^{Mi}(t_j), t_j \in [t_0, t_{N-1}]$  ориентира на оптической матрице, а также признак наличия  $M^{Mi}(t_j)$  измерения  $i$ -го терминала МЛНСС.

Алгоритм моделирования измерений сводится к последовательному выполнению следующих шагов:

1) на основе  $\mathbf{a}_j^{Mi}, \mathbf{m}_j^{Mi}, \mathbf{e}_j^{Mi}, \mathbf{q}(t_j), \theta_{o,j}, \phi_{o,j}$  формируются требуемые матрицы преобразования координат,

2) расчет вектора  $\mathbf{p}_{c,j}^{Mi}$  по формуле (2.17),

3) проверка видимости ориентира в момент времени  $t_j$ , исходя из следующего условия: если  $\arccos\left(\frac{(\mathbf{n}^{APSi}, \mathbf{p}_{c,j}^{Mi})}{|\mathbf{n}^{APSi}| |\mathbf{p}_{c,j}^{Mi}|}\right) \leq FOV$ , то ориентир попадает в поле зрения терминала, в противном случае – ориентир не наблюдаем,

4) формируется реализация  $\boldsymbol{\eta}_{M,j}$ ,

5) при наблюдаемости ориентира в плоскости изображения матрицы терминала, рассчитываются  $x_{fp}^{Mi}(t_j), y_{fp}^{Mi}(t_j)$  по формуле (2.16), формируется признак наличия измерения  $M^{Mi}(t_j) = 1$ ; в противном случае – формируется признак  $M^{Mi}(t_j) = 0$ ,

6) повтор пунктов 1-5 для всех  $t_j \in [t_0, t_{N-1}]$ , где признак  $P^{Mi}(t_j)$  имеет значение 1, в остальные моменты времени формируется признак  $M^{Mi}(t_j) = 0$ .

### 2.3.2.3. Математическая модель измерения абсолютного ДУП

Чувствительными элементами механической системы терминала МЛНСС являются абсолютные датчики углового положения [48]. В связи с тем, что по угломестному и азимутальному каналам управления используются аналогичные ДУП, то достаточно привести модель лишь для какого-либо одного канала.

Модель измерения азимутального ДУП представим на основе подхода, приведенного в [49]:

$$\phi_{om}^{Mi} = K_{\phi_o}^{Mi} * \Delta_{\phi_o}^{Mi} * div(\phi_o^{Mi} + \phi_{so}^{Mi} + \eta_{\phi_o}, \Delta_{\phi_o}^{Mi}) \quad (2.19)$$

где  $\phi_{om}^{Mi}$  – измеренное значение азимута линии визирования  $i$ -го терминала,  $\phi_{so}^{Mi}$  – систематические ошибки измерения вследствие смещения «нуля»,  $\phi_{so}^{Mi} = 0$ ,  $\eta_{\phi_o}$  – шумовая составляющая измерения, представляющая собой случайный процесс типа «белый шум» с  $M\{\eta_{\phi_o}\} = 0$  и  $M\{\eta_{\phi_o}\eta_{\phi_o}\} = \Sigma_{\phi_o}$ ,  $div(x, y)$  – 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.

### 2.3.2.4. Математическая модель ОПУ терминала МЛНСС

Поворотное устройство терминала МЛНСС состоит из азимутального и угломестного приводов. В связи с тем, что модели приводов по указанным каналам не имеют принципиальных отличий, далее будет приведена только модель угломестного привода.

Указанная модель сформирована на основе модели привода с вентильным двигателем [44] с учетом конструктивных особенностей терминала МЛНСС, а именно: модель включает эффект влияния функционирования сильфонной муфты, абсолютного ДУП, редуктора (червячной передачи) и подшипников на угол поворота ОПУ (рисунок 2.2).

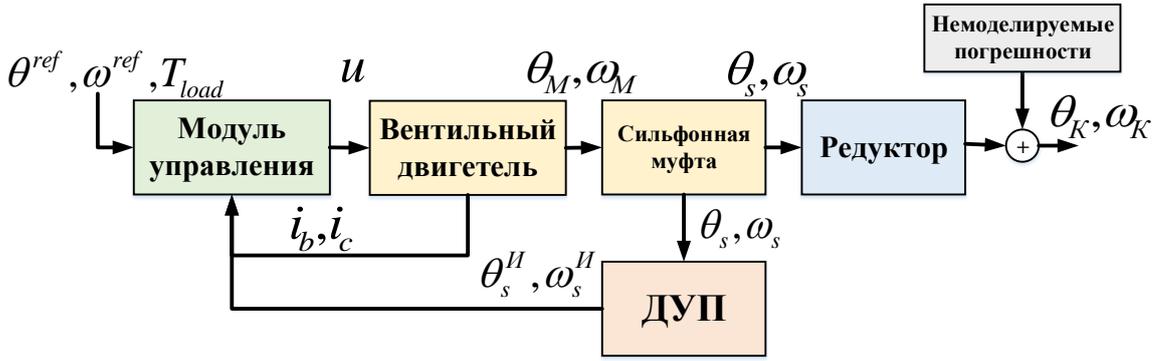


Рисунок 2.2 – Структурная схема угломестного (азимутального) поворотного устройства терминала МЛНСС

Эволюция параметров угломестного (азимутального) поворотного устройства терминала МЛНСС может быть описана системой из шести дифференциальных уравнений и двух уравнений связи:

$$\left\{ \begin{array}{l} J_M \frac{d\omega_M}{dt} = T_e - \tau_M - k_{f_m} \omega_M \\ (J_s K_{\phi_o}^{Mi} + C_1 J_K) \frac{d\omega_K}{dt} = C_1 (-T_{load} - k_{f_k} \omega_K) + (\tau_M - k_{f_s} K_{\phi_o}^{Mi} \omega_K) \\ \frac{di_a}{dt} = -\frac{R}{L} i_a + \frac{2}{3L} (v_{ab} - e_{ab}) + \frac{1}{3L} (v_{bc} - e_{bc}) \\ \frac{di_b}{dt} = -\frac{R}{L} i_b - \frac{1}{3L} (v_{ab} - e_{ab}) + \frac{1}{3L} (v_{bc} - e_{bc}) \\ \frac{d\theta_M}{dt} = \omega_M \\ \frac{d\theta_K}{dt} = \omega_K \end{array} \right. , \quad (2.20)$$

где  $\tau_M = q_c (\omega_M - K_{\phi_o}^{Mi} \omega_K) + k_c (\theta_M - K_{\phi_o}^{Mi} \theta_K)$ ,  $\theta_s = K_{\phi_o}^{Mi} \theta_K$ ,  $\omega_s = K_{\phi_o}^{Mi} \omega_K$ ,  $T_e, T_{load}$  – электрический момент и момент нагрузки,  $i_a, i_b$  – токи обмотки на соответствующих фазах ВД,  $v_{ab}, v_{bc}$  – напряжение между соответствующими фазами ВД,  $e_{ab} = e_a - e_b, e_{bc} = e_b - e_c$  – противо-ЭДС между соответствующими фазами ВД,  $R$  – значение сопротивления фазы,  $L$  – значение индуктивности фазы,  $q_c, k_c$  – коэффициенты демпфирования и крутильной жесткости сильфонной муфты соответственно,  $k_{f_s}, k_{f_k}, k_{f_m}$  – коэффициенты вязкого трения в подшипниках червяка, червячного колеса и ротора двигателя соответственно,  $J_M, J_s, J_K$  – момент инерции ротора, суммарный момент инерции сильфонной

муфты, ДУП, червяка и суммарный момент инерции червячного колеса и нагрузки, соответственно.

Работа «Модуля управления» заключается в формировании управления на основе сигнала рассогласования между соответствующими измеренными значениями компонент вектора состояния привода и требуемыми величинами  $\theta^{ref}, \omega^{ref}$  в соответствии с требованиями по быстродействию и точности наведения терминала МЛНСС, а также с учетом ограничений, накладываемых на вектор состояния. Методика формирования управления аналогичной системой подробно описана в [44] и выходит за рамки представленной работы.

### 2.3.3. Математическая модель МБИС

В работе использована классическая модель МБИС [12,14,15,50], состоящего из 3 датчиков угловых скоростей, расположенных параллельно осям приборного трехгранника, для которых справедливо следующее соотношение

$$\boldsymbol{\omega}_{gm} = T_{g0 \rightarrow g}(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\xi}) T_{b \rightarrow g0} \boldsymbol{\omega}_b - \mathbf{b} - \boldsymbol{\eta}_a, \quad (2.21)$$

где  $T_{g0 \rightarrow g}(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\xi})$  – матрица перехода из номинальной в «истинную» систему координат МБИС,  $\boldsymbol{\mu}$  – вектор малых углов ортогонального смещения осей МБИС,  $\boldsymbol{\xi}$  – вектор малых углов не ортогонального смещения осей МБИС,  $T_{b \rightarrow g0}$  – матрица поворота из ССК в номинальную СК МБИС,  $\boldsymbol{\omega}_b$  – вектор «истинной» угловой скорости КА,  $\mathbf{b}$  – вектор смещения нуля МБИС,  $\boldsymbol{\eta}_a$  – случайные вектор, распределенный по нормальному закону с  $M\{\boldsymbol{\eta}_a\} = \mathbf{0}$ ,  $M\{\boldsymbol{\eta}_a \boldsymbol{\eta}_a^T\} = \boldsymbol{\Sigma}_a$ .

Выходным параметром модели является приращение интегралов от проекций угловой скорости КА на чувствительные оси МБИС:

$$\boldsymbol{\theta}_{j,j-1} = \text{div} \left( \int_{t_{j-1}}^{t_j} \boldsymbol{\omega}_{gm} d\tau, \Delta_{\text{МБИС}} \right) * (\Delta_{\text{МБИС}} + \boldsymbol{\lambda}), \quad (2.22)$$

где  $\Delta_{\text{МБИС}}$  – цена импульса выходной информации,  $\boldsymbol{\lambda}$  – вектор масштабирующих множителей,  $t_j - t_{j-1}$  – период между моментами времени выдачи измерений МБИС.

В этом случае исходными параметрами рассматриваемой модели также являются частота выдачи измерений МБИС, равная частоте опроса БЦВС; частота проведения измерений датчиками угловых скоростей в составе МБИС, а также цена и стабильность импульса выходной информации.

Следует отметить, что для симуляции векторов  $\lambda, \mu, \xi, \mathbf{b}$  использована модель Гаусса-Маркова (2.18).

### 2.3.4. Математическая модель ПСБ

Панели солнечных батарей приводятся в движение бесконтактным моментным двигателем, математическая модель которого, в представленном исследовании, совпадает с моделью (2.9).

В режиме штатного функционирования СОС требуется обеспечение максимальной освещенности чувствительных поверхностей ПСБ. Очевидно, что это условие выполняется, когда нормали чувствительных поверхностей панелей направлены на Солнце. Расчет требуемого угла поворота  $\theta^{\text{ПСБ}i, \text{ref}}(t_{j+1})$   $i$ -го ПСБ осуществляется в соответствии со следующим соотношением:

$$\theta^{\text{ПСБ}i, \text{ref}}(t_{j+1}) = \text{atan2} \left( \frac{n_{bx,j}^{\text{ПСБ}i} * s_{by,j+1} - n_{by,j}^{\text{ПСБ}i} * s_{bx,j+1}}{n_{bx,j}^{\text{ПСБ}i} * s_{bx,j+1} + n_{by,j}^{\text{ПСБ}i} * s_{by,j+1}} \right), \quad (2.23)$$

где  $n_{bx,j}^{\text{ПСБ}i}, n_{by,j}^{\text{ПСБ}i}$  – компоненты фактического вектора нормали  $i$ -го ПСБ в ССК,  $i = 1..2$ , полученные поворотом номинального вектора  $\mathbf{n}^{\text{ПСБ}i}(t_0)$  на фактические углы поворота валов  $\theta^{\text{ПСБ}i}(t_j)$  соответствующих двигателей ПСБ,  $s_{bx,j+1}, s_{by,j+1}$  – компоненты геоцентрического вектора Солнца в ССК.

## 2.4. Математическая модель интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС

В настоящей работе предлагается вариант интегрированной архитектуры системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС на основе жестко (сильно) связанной схемы комплексирования двух терминалов МЛНСС и МБИС с возможностью оценки погрешностей чувствительных элементов [48,51-54].

Введем полный вектор состояния системы размерностью  $39 \times 1$ :

$$\boldsymbol{\chi} = (\boldsymbol{q}, \boldsymbol{b}, \boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\xi}, \boldsymbol{a}^{M1}, \boldsymbol{m}^{M1}, \boldsymbol{e}^{M1}, \boldsymbol{a}^{M2}, \boldsymbol{m}^{M2}, \boldsymbol{e}^{M2})^T. \quad (2.24)$$

Тогда вектор ошибки состояния системы  $\boldsymbol{\delta\chi}$ , размерностью  $33 \times 1$ , представим в виде:

$$\boldsymbol{\delta\chi} = (\boldsymbol{\delta q}, \Delta \boldsymbol{b}, \Delta \boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\delta\mu}, \Delta \boldsymbol{\xi}, \boldsymbol{\delta a}^{M1}, \boldsymbol{\delta m}^{M1}, \Delta \boldsymbol{e}^{M1}, \boldsymbol{\delta a}^{M2}, \boldsymbol{\delta m}^{M2}, \Delta \boldsymbol{e}^{M2})^T, \quad (2.25)$$

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

Модель эволюции ошибки вектора состояния представим следующим образом:

$$\boldsymbol{\delta\dot{\chi}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{\delta\chi} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{v}, \quad (2.26)$$

$$\boldsymbol{A} = \boldsymbol{A}_0 \begin{pmatrix} 2\boldsymbol{T}_{b \rightarrow g0}^{-1}[\boldsymbol{\omega}^*]_{\times} & \boldsymbol{A}_1 & \text{diag}(\boldsymbol{\omega}_{gm}) & [\boldsymbol{\omega}_{gm}]_{\times} & -[\boldsymbol{\omega}_{gm}]_{\Delta} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{pmatrix}, \quad (2.27)$$

$$\boldsymbol{G} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{A}_0 \boldsymbol{T}_{g0 \rightarrow g}^{-1}(\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\xi}^*) \boldsymbol{T}^{-1}(\boldsymbol{\lambda}^*) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{1} \end{pmatrix}, \quad (2.28)$$

где  $\boldsymbol{A}_0 = -0.5\boldsymbol{T}_{b \rightarrow g0}^{-1}$ ,  $\boldsymbol{A}_1 = \boldsymbol{T}_{g0 \rightarrow g}^{-1}(\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\xi}^*) \boldsymbol{T}^{-1}(\boldsymbol{\lambda}^*)$ ,  $\boldsymbol{\omega}^* = \boldsymbol{T}_{b \rightarrow g0}^{-1} \boldsymbol{T}_{g0 \rightarrow g}^{-1}(\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\xi}^*) * (\boldsymbol{T}^{-1}(\boldsymbol{\lambda}^*) \boldsymbol{\omega}_{gm} - \boldsymbol{b}^*)$ ,  $\text{diag}(\cdot)$  – диагональная матрица,  $[\cdot]_{\times}$  – кососимметричная

матрица [14,15],  $[\cdot]_{\Delta} = \begin{pmatrix} 0 & \cdot_z & -\cdot_y \\ -\cdot_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$ ,  $\boldsymbol{v} = (\boldsymbol{\eta}_a, \boldsymbol{\eta}_b, \boldsymbol{\eta}_\lambda, \boldsymbol{\eta}_\mu, \boldsymbol{\eta}_\xi, \boldsymbol{\eta}_{a^{Mi}}, \boldsymbol{\eta}_{m^{Mi}}, \boldsymbol{\eta}_{e^{Mi}})^T$ ,

$i = 1, 2$ .

Представим модель (2.26-2.28) в дискретно-разностной форме:

$$\boldsymbol{\delta\chi}_j = \boldsymbol{\Phi}_{j,j-1} \boldsymbol{\delta\chi}_{j-1} + \int_{t_{j-1}}^{t_j} \exp(\boldsymbol{A}\tau) \boldsymbol{G}\boldsymbol{v} d\tau, \quad (2.29)$$

$$\boldsymbol{\Phi}_{j,j-1} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\phi}_{j,j-1} & \boldsymbol{\psi}_{j,j-1} & \boldsymbol{\psi}_{j,j-1} \text{diag}(\boldsymbol{\omega}_{gm}) & \boldsymbol{\psi}_{j,j-1} [\boldsymbol{\omega}_{gm}]_{\times} & \boldsymbol{\psi}_{j,j-1} [\boldsymbol{\omega}_{gm}]_{\Delta} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{pmatrix}, \quad (2.30)$$

где  $\boldsymbol{\phi}_{j,j-1} = f_\phi(\boldsymbol{\theta}^*)$  – переходная матрица [14,15],  $\boldsymbol{\psi}_{j,j-1} = -0.5\boldsymbol{\gamma}_{j,j-1} \boldsymbol{T}_{b \rightarrow g0}^{-1}$ ,  $\boldsymbol{\gamma}_{j,j-1} = f_\gamma(\boldsymbol{\theta}^*)$  – переходная матрица [14,15],  $\boldsymbol{\theta}^* = \int_{t_{j-1}}^{t_j} \boldsymbol{\omega}^* d\tau$ .

Как известно, параметры кватерниона ориентации ССК относительно инерциальной СК и параметры ортогонального разворота фактической СК

относительно номинальной СК датчика одновременно не наблюдаемы [14,15,22]. Это значит, что из 33 уточняемых компонент вектора состояния в один момент времени возможно оценить лишь 30 компонент. Но, даже среди оставшихся 30 компонент, 9 параметров  $(\Delta\lambda, \delta\mu, \Delta\xi)$  не наблюдаемы при малых величинах и диапазоне изменения угловой скорости КА. Среди 21 оставшихся компонент вектора состояния еще 2  $(\delta a_z^{Mi}, i = 1,2)$  не наблюдаемы вследствие особенностей режима работы терминала МЛНСС. Таким образом, возникают особенности при уточнении, как минимум, 14 компонент вектора состояния. В связи с этим, в исследовании предлагается вариант решения поставленной задачи на основе каскадного фильтра Калмана в несколько этапов.

**На первом этапе** выбирается референсный терминал МЛНСС. С помощью модификации фильтра АКФ [14,15,17] в режиме калибровочного маневра осуществляется оценивание вектора  $\chi_j$  за исключением компоненты  $m^{Mref}$  референсного терминала, которая принимается равной  $\mathbf{0}$ . Предложенная модификация фильтра учитывает влияние погрешностей измерений ДАУП терминалов МЛНСС путем учета матрицы ковариации  $\check{P}_j$  вектора  $\check{\chi}_j = (\phi_{от}^{M1}, \theta_{от}^{M1}, \phi_{от}^{M2}, \theta_{от}^{M2})^T$ . В качестве ориентиров для терминалов МЛНСС используются звезды.

**На втором этапе** космический аппарат переходит в штатный режим функционирования. Осуществляется оценивание кватерниона  $m^{Mref}$  с использованием ориентиров – маяков, установленных на антенной плите КА. Референсный терминал последовательно наблюдает все доступные маяки. Полученные на интервале наблюдения измерения усредняются и обрабатываются в модификации алгоритма TRIAD. На основе оценки  $m^{Mref*}$  и ее матрицы ковариации осуществляется компенсация оценок кватернионов  $q^*, \mu^*, m^{Mi*}, i \neq ref$  и матрицы ковариации, полученных на первом этапе.

**На третьем этапе** осуществляется оценивание вектора  $\check{\chi}_j$  с помощью модификации фильтра ЕКФ [55]. Разработано два варианта указанного фильтра. В первом варианте, при условии стабильности систематических составляющих

погрешностей чувствительных элементов, оценивается вектор  $\tilde{\chi}_j = (\mathbf{q}, \mathbf{b})^T$ , а векторы  $\hat{\chi}_k = (\lambda, \mu, \xi)^T$  и  $\check{\chi}_k = (\mathbf{a}^{M1}, \mathbf{m}_c^{M1}, \mathbf{e}^{M1}, \mathbf{a}^{M2}, \mathbf{m}^{Mref}, \mathbf{e}^{M2}, \phi_{om}^{M1}, \theta_{om}^{M1}, \phi_{om}^{M2}, \theta_{om}^{M2})^T$  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  $\tilde{\chi}_j = (\mathbf{q}, \mathbf{b}, a_x^{M1}, a_y^{M1}, \mathbf{m}^{M1}, \mathbf{e}^{M1}, a_x^{M2}, a_y^{M2}, \mathbf{e}^{M2})^T$ , а векторы  $\hat{\chi}_k = (\lambda, \mu, \xi)^T$  и  $\check{\chi}_k = (\mathbf{m}^{Mref}, a_z^{M1}, a_z^{M2}, \phi_{om}^{M1}, \theta_{om}^{M1}, \phi_{om}^{M2}, \theta_{om}^{M2})^T$  и их матрицы ковариации  $\hat{\mathbf{P}}_k$  и  $\check{\mathbf{P}}_k$  учитываются в уравнениях фильтра в качестве априорно известных компенсирующих поправок. На данном этапе в качестве ориентиров для терминалов МЛНСС используются звезды.

Таким образом, на первом этапе предлагаемой схемы осуществляется оценка 30 компонент вектора  $\delta\chi_j$ , на втором этапе - 3 компонент, на третьем – 19 или 6 компонент. В основу предлагаемой схемы закладывается 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 определения ситуации, когда принятая гипотеза не верна, предлагается проведение статистических тестов, на основе известного подхода [24], для решения, получаемого на третьем этапе схемы. В случае, обнаружения такой ситуации предлагается повторное проведение оценивания по предложенной схеме.

Техническая реализация ориентиров (маяков) установленных на антенной плите КА выходит за рамки представленной работы. Это могут быть как особые метки, определенные на корпусе КА, а формирование измерений осуществляется посредством анализа изображений, полученных с APS матрицы терминала. Аналогичный подход применяется в работе [22] при решении задач технического зрения. Кроме того, в качестве маяков могут выступать оптические средства, установленные на корпусе КА, как излучающие, так и отражающие излучение в

направлении чувствительных элементов терминала МЛНСС. В настоящей работе вводятся требования к указанным ориентирам, а именно:

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

В отличие от известных аналогов рассматриваемого фильтра, как например в [56], реализация каждого последующего этапа в предлагаемой схеме учитывает не только оценки, полученные на предыдущем этапе, но и величины их ковариационных матриц.

Следует отметить, что оценивание вектора  $\tilde{\chi}_j$  на третьем этапе предлагаемого решения требует представления модели (2.29-2.30) в следующем виде [55]

$$\delta\tilde{\chi}_j = \Psi_{j,j-1}\delta\tilde{\chi}_j + \Upsilon_{j,j-1}\delta\hat{\chi}_j + \int_{t_{j-1}}^{t_j} \exp(\tilde{A}\tau)\tilde{G}v d\tau, \quad (2.31)$$

$$\Psi_{j,j-1} = \begin{pmatrix} \phi_{j,j-1} & \psi_{j,j-1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{pmatrix}, \quad (2.32)$$

$$\Upsilon_{j,j-1} = \begin{pmatrix} \psi_{j,j-1} \text{diag}(\omega_{gm}) & \psi_{j,j-1}[\omega_{gm}]_{\times} & \psi_{j,j-1}[\omega_{gm}]_{\Delta} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{pmatrix}. \quad (2.33)$$

Кроме того, вследствие высокой чувствительности фильтра АКФ к исходным данным предлагается предварительно осуществлять уточнение кватерниона  $\mathbf{q}$  и его матрицы ковариации с помощью алгоритма TRIAD на основе измерений только терминалов МЛНСС. Схема предлагаемого варианта интеграции данных приведена на рисунке 2.3.

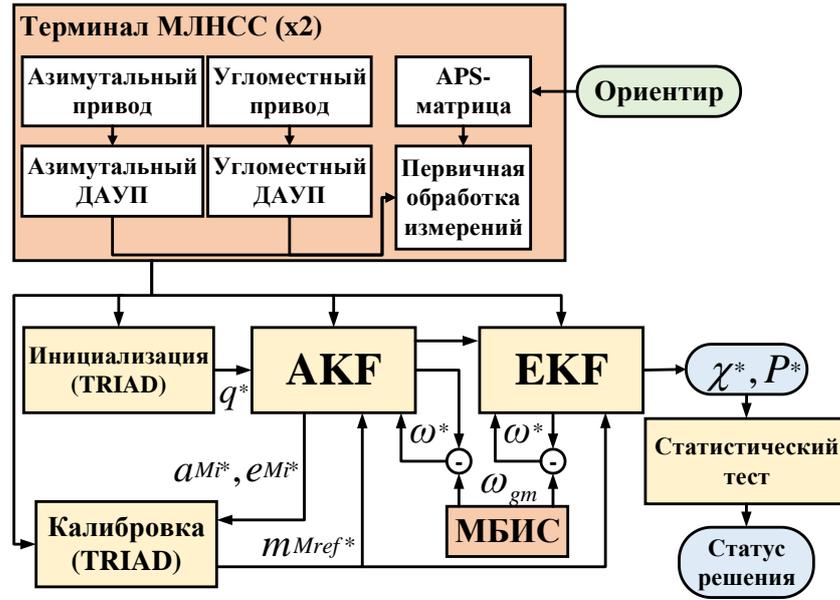


Рисунок 2.3 – Жестко (сильно) связанная схема интегрированной системы определения ориентации КА

#### 2.4.1. Алгоритм интеграции данных

В качестве исходных данных фильтра АКФ используется начальное значение оценки вектора  $\chi_0^* = (q_0^*, \mathbf{0})^T$  и его ковариационной матрицы  $P_0^* = \text{diag}(P_{\delta q,0}^*, P_{b,0}^*, P_{\lambda,0}^*, P_{\mu,0}^*, P_{\xi,0}^*, P_{a^{M1},0}^*, P_{m^{M1},0}^*, P_{e^{M1},0}^*, P_{a^{M2},0}^*, \mathbf{0}, P_{e^{M2},0}^*)$ , причем кватернион  $q_0^*$  и  $P_{\delta q,0}^*$  определяются следующим образом [57,58].

На момент времени  $t_0$ , когда оба терминала МЛНСС квазисинхронно наблюдают два разных ориентира, формируются единичные векторы  $R_0^{Mi}$ ,  $i = 1, 2$ :

$$R_0^{Mi} = (T_{b \rightarrow c0}^{Mi})^{-1} T_{cm \rightarrow ca}^{Mi} (\theta_{o,0}, \phi_{o,0})^{-1} \frac{(x_{fp,0}^{Mi} \quad y_{fp,0}^{Mi} \quad 1)^T}{\sqrt{(x_{fp,0}^{Mi})^2 + (y_{fp,0}^{Mi})^2 + 1}} \quad (2.34)$$

На основе векторов  $R_0^{Mi}$  рассчитывается оценка кватерниона ориентации и его матрицы ковариации на начальный момент времени:

$$q_0^* = q \left\{ [R_0^{M1} : s : R_0^{M1} \times s] [p_{ref,0}^{M1} : m : p_{ref,0}^{M1} \times m]^T \right\} \quad (2.35)$$

$$P_{\delta q,0}^* = \Gamma F Q F^T + E, \quad (2.36)$$

где  $q\{\cdot\}$  - оператор преобразования матрицы поворота в кватернион,  $\mathbf{s} = \frac{\mathbf{R}_0^{M1} \times \mathbf{R}_0^{M2}}{|\mathbf{R}_0^{M1} \times \mathbf{R}_0^{M2}|}$ ,  
 $\mathbf{m} = \frac{\mathbf{p}_{ref,0}^{M1} \times \mathbf{p}_{ref,0}^{M2}}{|\mathbf{p}_{ref,0}^{M1} \times \mathbf{p}_{ref,0}^{M2}|}$ ,  $\mathbf{F} = \frac{\partial \mathbf{q}_0^*}{\partial \rho}$ ,  $\mathbf{Q} = M(\rho \rho^T)$ ,  $\rho$  – вектор, компонентами которого являются положения ориентиров, углы места и азимута ОПУ, измерения терминалов, а также компоненты погрешностей согласования СК терминалов и ССК,  $\mathbf{G}$  – согласующая диагональная матрица, выбор которой осуществляется в результате статистических испытаний,  $\mathbf{E}$  – диагональная матрица неучтенных факторов.

В дальнейшем изложении подразумевается, что в качестве референсного выбран терминал МЛНСС №2. Для обеспечения наблюдаемости параметров  $a_z^{Mi}$ ,  $i = 1, 2$  предлагается корректировка программы наведения терминалов МЛНСС, состоящей из требуемых углов места и азимута ОПУ на заданный момент времени. Указанная корректировка заключается в введении дополнительных поправок к требуемым углам места и азимута  $\theta_{o,j}, \phi_{o,j}$ , изменяющихся по гармоническому закону с заданными амплитудами  $\Delta\theta_o^{max}, \Delta\phi_o^{max}$  и частотами  $\nu_\theta, \nu_\phi$  [57]:

$$\begin{pmatrix} \theta_{o,j} \\ \phi_{o,j} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \theta_{o,j} + \Delta\theta_o^{max} * \sin(2\pi\nu_\theta * t_j) \\ \phi_{o,j} + \Delta\phi_o^{max} * \cos(2\pi\nu_\phi * t_j) \end{pmatrix}. \quad (2.37)$$

В разработанной модификации фильтра АКФ прогноз вектора  $\chi_j$  и его матрицы ковариации предлагается осуществлять на основе следующих соотношений [57]:

$$\chi_j^- = (q\{\theta^*\} \otimes \mathbf{q}_{j-1}^*, \mathbf{b}_{j-1}^*, \lambda_{j-1}^*, \mu_{j-1}^*, \xi_{j-1}^*, \mathbf{a}_{j-1}^{M1*}, \mathbf{m}_{j-1}^{M1*}, \mathbf{e}_{j-1}^{M1*}, \mathbf{a}_{j-1}^{M2*}, \mathbf{0}, \mathbf{e}_{j-1}^{M2*})^T, \quad (2.38)$$

$$\mathbf{P}_j^- = \Phi_{j,j-1}(\chi_{j-1}^*) \mathbf{P}_{j-1}^* \Phi_{j,j-1}^T(\chi_{j-1}^*) + \int_{t_{j-1}}^{t_j} \Phi_{j,j-1}(\chi_{j-1}^*) \mathbf{G} \Sigma \mathbf{G}^T \Phi_{j,j-1}^T(\chi_{j-1}^*) d\tau, \quad (2.39)$$

$$\Sigma = \text{diag}(\Sigma_a, \Sigma_b, \Sigma_\lambda, \Sigma_\mu, \Sigma_\xi, \Sigma_{a^{M1}}, \Sigma_{m^{M1}}, \Sigma_{e^{M1}}, \Sigma_{a^{M2}}, \mathbf{0}, \Sigma_{e^{M2}}), \quad (2.40)$$

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

На основе полученного прогноза (2.38-2.40) формируется оценка ошибки вектора состояния и его матрицы ковариации:

$$\delta\chi_j^* = \mathbf{K}_j (\mathbf{y}_j - h(\chi_j^-)), \quad (2.41)$$

$$\mathbf{P}_j^* = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_j \mathbf{H}_j) \mathbf{P}_j^-, \quad (2.42)$$

$$\mathbf{K}_j = \mathbf{P}_j^- \mathbf{H}_j^T (\mathbf{H}_j \mathbf{P}_j^- \mathbf{H}_j^T + \Sigma_{\eta_M} + \Lambda_j \tilde{\mathbf{P}}_j \Lambda_j^T)^{-1}, \quad (2.43)$$

$$\mathbf{H}_j = \left[ \left. \frac{\partial h^{M1}(\chi)}{\partial \chi} \right|_{\chi_j^-} \quad \left. \frac{\partial h^{M2}(\chi)}{\partial \chi} \right|_{\chi_j^-} \right]^T, \quad (2.44)$$

$$\Lambda_j = \left[ \left. \frac{\partial h^{M1}(\chi)}{\partial \tilde{\chi}} \right|_{\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_j} \quad \left. \frac{\partial h^{M2}(\chi)}{\partial \tilde{\chi}} \right|_{\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_j} \right]^T, \quad (2.45)$$

$$\left. \frac{\partial h^{M1}(\chi)}{\partial \chi} \right|_{\chi_j^-} = \frac{\partial h^{M1}(\chi)}{\partial \mathbf{p}_c^i}^* \quad (2.46)$$

$$[\mathbf{T}_{b \rightarrow c}^{M1-} [\mathbf{p}_q^{M1-}]_{\times} \quad \mathbf{0}_{3 \times 12} \quad [\mathbf{p}_c^{M1-}]_{\times} \quad \mathbf{T}_{m \rightarrow c}^{M1-} [\mathbf{p}_m^{M1-}]_{\times} \quad \mathbf{T}_{e \rightarrow c}^{M1-} [\mathbf{p}_e^{M1-}]_{\Delta} \quad \mathbf{0}_{3 \times 9}],$$

$$\left. \frac{\partial h^{M2}(\chi)}{\partial \chi} \right|_{\chi_j^-} = \frac{\partial h^{M2}(\chi)}{\partial \mathbf{p}_c^i} [T_{b \rightarrow c}^{M2-} [\mathbf{p}_q^{M2-}]_{\times} \quad \mathbf{0}_{3 \times 21} \quad [\mathbf{p}_c^{M2-}]_{\times} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad T_{e \rightarrow c}^{M2-} [\mathbf{p}_e^{M1-}]_{\Delta}], \quad (2.47)$$

$$\mathbf{p}_q^{Mi-} = \mathbf{T}_{ref \rightarrow b} (\mathbf{q}_j^-) \mathbf{p}_{ref}^{Mi}, \quad (2.48)$$

$$\mathbf{p}_e^{Mi-} = \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^i (\mathbf{e}^{Mi}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^i \mathbf{p}_q^{Mi-}, \quad (2.49)$$

$$\mathbf{p}_m^{Mi-} = \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^i (\mathbf{m}^{Mi}) \mathbf{p}_e^{Mi-}, \quad (2.50)$$

$$\frac{\partial h^{Mi}(\chi)}{\partial \mathbf{p}_c^i} = \begin{pmatrix} \frac{1}{\mathbf{p}_{cz,j}^{Mi-}} & 0 & -\frac{\mathbf{p}_{cx,j}^{Mi-}}{(\mathbf{p}_{cz,j}^{Mi-})^2} \\ 0 & \frac{1}{\mathbf{p}_{cz,j}^{Mi-}} & -\frac{\mathbf{p}_{cy,j}^{Mi-}}{(\mathbf{p}_{cz,j}^{Mi-})^2} \end{pmatrix}, \quad (2.51)$$

где  $\mathbf{I}$  – единичная матрица,  $h(\chi_j^-) = [h^{M1}(\chi_j^-), h^{M2}(\chi_j^-)]^T$ ,  $\mathbf{y}_j = [\mathbf{y}_j^{M1}(\chi), \mathbf{y}_j^{M2}(\chi)]^T$ .

Далее, на основе оценки ошибки вектора состояния (2.41) осуществляется обновление оценки вектора состояния, после чего, происходит ее сброс в нулевое состояние:

$$\chi_j^* = \chi_j^- \oplus \delta\chi_j^*, \quad (2.52)$$

$$\delta\chi_j^* = \mathbf{0}, \quad (2.53)$$

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

Полученные на основе соотношений (2.42) и (2.52) компоненты  $\mathbf{a}^{M2*}$ ,  $\mathbf{e}^{M2*}$  и их матрицы ковариации используются в качестве входных параметров при оценивании кватерниона  $\mathbf{m}^{M2}$  с помощью модификации алгоритма TRIAD [57]. При этом соотношение для орт-вектора ориентира в СК APS матрицы терминала №2 принимает следующий вид:

$$\mathbf{p}_{c,i}^{M2} = \mathbf{T}_{ca \rightarrow c}^{M2} (\mathbf{a}^{M2*}) \mathbf{T}_{cm \rightarrow ca}^{M2} (\theta_o, \phi_o) \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M2} (\mathbf{m}^{M2}) \mathbf{p}_{ce,i}^{M2}, \quad (2.54)$$

где  $\mathbf{p}_{ce,i}^{M2} = \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2} \mathbf{p}_{b,i}^{M2}$ ,  $\mathbf{p}_{b,i}^{M2}$  – орт-вектор направления на  $i$ -й ориентир в ССК.

Терминал МЛНСС №2 последовательно наблюдает все доступные маяки. Полученные на интервале наблюдения измерения усредняются и на их основе формируются единичные векторы:

$$\mathbf{R}_i^{M2} = (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2})^{-1} \mathbf{T}_{cm \rightarrow ca}^{M2} (\theta_o, \phi_o)^{-1} \mathbf{T}_{ca \rightarrow c}^{M2} (\mathbf{a}^{M2*})^{-1} \frac{(x_{fp,i}^{M2}, y_{fp,i}^{M2}, 1)^T}{D}, \quad (2.55)$$

где  $D = \sqrt{(x_{fp,i}^{M2})^2 + (y_{fp,i}^{M2})^2 + 1}$ ,  $i = 1, 2$  – порядковый номер ориентира.

На основе алгоритма TRIAD формируется оценка кватерниона  $\mathbf{m}^{M2*}$  и матрицы  $\mathbf{P}_{m}^{*M2}$ :

$$\mathbf{m}^{M2*} = \mathbf{q} \left\{ [\mathbf{R}_1^{M2} : \mathbf{s} : \mathbf{R}_1^{M2} \times \mathbf{s}] [\mathbf{p}_{ce,1}^{M2} : \mathbf{m} : \mathbf{p}_{ce,1}^{M2} \times \mathbf{m}]^T \right\}, \quad (2.56)$$

$$\mathbf{P}_{m}^{*M2} = \mathbf{F} \mathbf{Q} \mathbf{F}^T, \quad (2.57)$$

где  $\mathbf{s} = \frac{\mathbf{R}_1^{M2} \times \mathbf{R}_2^{M2}}{|\mathbf{R}_1^{M2} \times \mathbf{R}_2^{M2}|}$ ,  $\mathbf{m} = \frac{\mathbf{p}_{ce,1}^{M2} \times \mathbf{p}_{ce,2}^{M2}}{|\mathbf{p}_{ce,1}^{M2} \times \mathbf{p}_{ce,2}^{M2}|}$ ,  $\mathbf{F} = \frac{\partial \mathbf{m}^{M2}}{\partial \boldsymbol{\rho}}$ ,  $\boldsymbol{\rho}$  – вектор погрешностей исходных данных алгоритма TRIAD.

На основе оценок (2.42), (2.52), (2.56), (2.57) осуществляется компенсация компонент  $\mathbf{q}^*$ ,  $\boldsymbol{\mu}^*$ ,  $\mathbf{m}^{M1*}$  и их матриц ковариации, полученных в результате работы фильтра АКФ, по следующим соотношениям [57]:

$$\mathbf{q}_c^* = \mathbf{q} \left\{ (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*})^{-1} \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M2} (\mathbf{m}^{M2*})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2} * \right. \\ \left. \mathbf{T}_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}^*) \right\}, \quad (2.58)$$

$$\mathbf{m}_c^{M1*} = \mathbf{q} \left\{ \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M1} (\mathbf{m}^{M1*})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M1} (\mathbf{e}^{M1*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M1} \mathbf{T}_{ref \rightarrow b} (\mathbf{q}^*) \mathbf{T}_{ref \rightarrow b} (\mathbf{q}_c^*)^{-1} * \right. \\ \left. (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M1})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M1} (\mathbf{e}^{M1*})^{-1} \right\}, \quad (2.59)$$

$$\boldsymbol{\mu}_c^* = \mathbf{q} \left\{ \mathbf{T}(\boldsymbol{\lambda}^*) \mathbf{T}_{g0 \rightarrow g} (\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\xi}^*) \mathbf{T}_{b \rightarrow g0} \mathbf{T}_{b \rightarrow \tilde{b}} \mathbf{T}_{b \rightarrow g0}^{-1} \mathbf{T}_{g0 \rightarrow g}^{-1} (\mathbf{0}, \boldsymbol{\xi}^*) \mathbf{T}^{-1}(\boldsymbol{\lambda}^*) \right\}, \quad (2.60)$$

$$\mathbf{T}_{b \rightarrow \tilde{b}} = (\mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2})^{-1} \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*})^{-1} \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{M2} (\mathbf{m}^{M2*}) \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{M2} (\mathbf{e}^{M2*}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{M2}, \quad (2.61)$$

$$\mathbf{P}_{q_c}^* = \sum_{x \in (\mathbf{q}^*, \mathbf{e}^{M2*}, \mathbf{m}^{M2*})} \frac{\partial \mathbf{q}_c^*}{\partial x} \mathbf{P}_q^* \left( \frac{\partial \mathbf{q}_c^*}{\partial x} \right)^T, \quad (2.62)$$

$$\mathbf{P}_{m_c^{M1}}^* = \sum_{x \in (\mathbf{q}^*, \mathbf{q}_c^*, \mathbf{e}^{M1*}, \mathbf{m}^{M1*})} \frac{\partial \mathbf{m}_c^{M1*}}{\partial x} \mathbf{P}_{m_c^{M1}}^* \left( \frac{\partial \mathbf{m}_c^{M1*}}{\partial x} \right)^T, \quad (2.63)$$

$$\mathbf{P}_{\mu_c}^* = \sum_{x \in (\boldsymbol{\mu}^*, \boldsymbol{\lambda}^*, \boldsymbol{\xi}^*, \mathbf{e}^{M2*}, \mathbf{m}^{M2*})} \frac{\partial \boldsymbol{\mu}_c^*}{\partial x} \mathbf{P}_{\mu}^* \left( \frac{\partial \boldsymbol{\mu}_c^*}{\partial x} \right)^T. \quad (2.64)$$

Полученные на предыдущих шагах алгоритма оценки (2.42), (2.52), (2.56), (2.57), (2.58-2.60), (2.62-2.64) используются в качестве начального приближения векторов и матриц ковариации фильтра ЕКФ  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_k^*$ ,  $\hat{\boldsymbol{\chi}}_k$ ,  $\check{\boldsymbol{\chi}}_k$  и  $\tilde{\mathbf{P}}_k^*$ ,  $\hat{\mathbf{P}}_k$ ,  $\check{\mathbf{P}}_k$ , где индекс  $k$  – соответствует моменту времени перехода  $t_k$  на третий этап алгоритма. Подход к выбору момента времени  $t_k$  будет описан далее.

В предложенной модификации фильтра ЕКФ прогноз вектора  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_j$  и его матрицы ковариации предлагается осуществлять на основе следующих соотношений [57]:

$$\mathbf{q}_j^- = \mathbf{q} \{ \boldsymbol{\theta}_{j,j-1}^* \} \otimes \mathbf{q}_{j-1}^*, \quad (2.65)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{lj}^- = \tilde{\boldsymbol{\chi}}_{lj-1}^*, \quad (2.66)$$

$$\tilde{\mathbf{P}}_j^- = \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1} \tilde{\mathbf{P}}_{j-1}^* \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}^T + \boldsymbol{\Upsilon}_{j,j-1} \hat{\mathbf{P}}_k \boldsymbol{\Upsilon}_{j,j-1}^T + \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1} \mathbf{L}_{j-1} \hat{\mathbf{P}}_k \boldsymbol{\Upsilon}_{j,j-1}^T + \\ \boldsymbol{\Upsilon}_{j,j-1} \hat{\mathbf{P}}_k \mathbf{L}_{j-1}^T \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}^T + \int_{t_{j-1}}^{t_j} \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1} \tilde{\mathbf{G}} \tilde{\boldsymbol{\Sigma}} \tilde{\mathbf{G}}^T \boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}^T d\tau, \quad (2.67)$$

$$\tilde{\boldsymbol{\Sigma}} = \text{diag} \left( \boldsymbol{\Sigma}_a, \boldsymbol{\Sigma}_b, \boldsymbol{\Sigma}_{a_{x,y}^{M1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{m^{M1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{e^{M1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{a_{x,y}^{M2}}, \boldsymbol{\Sigma}_{e^{M2}} \right), \quad (2.68)$$

где  $\boldsymbol{\Psi}_{j,j-1}$ ,  $\boldsymbol{\Upsilon}_{j,j-1}$  – 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,  $\tilde{\boldsymbol{\chi}}_{lj}$  –  $l$ -я компонента вектора состояния, кроме компонент кватерниона ориентации.

На следующем шаге фильтра ЕКФ осуществляется оценивание ошибки вектора состояния и его матрицы ковариации на основе прогноза (2.65-2.67):

$$\delta\tilde{\chi}_j^* = \tilde{K}_j \left( \mathbf{y}_j - h(\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k) \right), \quad (2.69)$$

$$\tilde{P}_j^* = (I - \tilde{K}_j \tilde{H}_j) \tilde{P}_j^- - K_j \Lambda_j \tilde{P}_k M_j^T, \quad (2.70)$$

$$\tilde{K}_j = (\tilde{P}_j^- \tilde{H}_j^T + M_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T) \tilde{D}_j^{-1}, \quad (2.71)$$

$$\tilde{D}_j = (\tilde{H}_j \tilde{P}_j^- \tilde{H}_j^T + \Sigma_{\eta_M} + \tilde{\Lambda}_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T + \tilde{H}_j M_j \tilde{P}_k \tilde{\Lambda}_j^T + \tilde{\Lambda}_j \tilde{P}_k M_j^T \tilde{H}_j^T) \quad (2.72)$$

$$\tilde{H}_j = \left[ \frac{\partial h^{M1}(\chi)}{\partial \tilde{\chi}} \bigg|_{\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k} \quad \frac{\partial h^{M2}(\chi)}{\partial \tilde{\chi}} \bigg|_{\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k} \right]^T, \quad (2.73)$$

$$\tilde{\Lambda}_j = \left[ \frac{\partial h^{M1}(\chi)}{\partial \tilde{\chi}} \bigg|_{\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k} \quad \frac{\partial h^{M2}(\chi)}{\partial \tilde{\chi}} \bigg|_{\tilde{\chi}_j^-, \tilde{\chi}_k} \right]^T \quad (2.74)$$

$$M_{j+1} = \Psi_{j+1,j} \left( (I - \tilde{K}_j \tilde{H}_j^T) M_j - \tilde{K}_j \tilde{\Lambda}_j \right) \quad (2.75)$$

$$L_j = (I - \tilde{K}_j \tilde{H}_j) (\Psi_{j,j-1} L_{j-1} + \mathbf{Y}_{j,j-1}), \quad (2.76)$$

Далее, на основе оценки ошибки вектора состояния (2.69) осуществляется обновление оценки вектора состояния, после чего, происходит ее сброс в нулевое состояние:

$$\tilde{\chi}_j^* = \tilde{\chi}_j^- \oplus \delta\tilde{\chi}_j^*, \quad (2.77)$$

$$\delta\tilde{\chi}_j^* = \mathbf{0}, \quad (2.78)$$

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

По результатам работы приведенного алгоритма формируется требуемый вектор  $\chi_j^* = (\mathbf{q}_j^*, \mathbf{b}_j^*, \lambda_k^*, \mu_c^*, \xi_k^*, \mathbf{a}_{j(k)}^{M1*}, \mathbf{m}_{j(k)}^{M1*}, \mathbf{e}_{j(k)}^{M1*}, \mathbf{a}_{j(k)}^{M2*}, \mathbf{m}_k^{M2*}, \mathbf{e}_{j(k)}^{M2*})^T$ . Следует отметить, что для части компонент вектора состояния, в зависимости от выбора варианта состава уточняемых параметров в предложенной модификации фильтр ЕКФ, момент времени привязки может относиться либо к времени перехода  $t_k$ , либо к текущему времени  $t_j$ .

Моменты проведения измерений терминалами МЛНСС, в общем случае, не синхронны, что приводит к трем возможным вариантам работы алгоритма:

- измерения терминалов отсутствуют – алгоритм работает только в режиме прогноза,
- один из терминалов проводит измерения – задействуется шаг фильтрации, причем матрицы  $\mathbf{H}_j, \tilde{\mathbf{H}}_j, \mathbf{\Lambda}_j, \tilde{\mathbf{\Lambda}}_j$  имеют размерность  $2 \times n$ , векторы измерений  $\mathbf{y}_j$  и расчетного аналога  $h(\cdot)$  имеют размерность  $2 \times 1$ ,
- оба терминала проводят измерения – задействуется шаг фильтрации, причем матрицы  $\mathbf{H}_j, \tilde{\mathbf{H}}_j, \mathbf{\Lambda}_j, \tilde{\mathbf{\Lambda}}_j$  имеют размерность  $4 \times n$ , векторы измерений  $\mathbf{y}_j$  и расчетного аналога  $h(\cdot)$  имеет размерность  $4 \times 1$ , где  $n$  – количество компонент вектора состояния, сопоставляемых с конкретной матрицей.

#### 2.4.2. Алгоритм мониторинга целостности

Как известно, сходимость оценки вектора состояния к истинной величине существенно зависит от того, насколько введенные модели системы, измерений и шумов отражают реальные характеристики исследуемого объекта [59]. В свою очередь наличие неточностей в указанных моделях может приводить к расходимости оценки рассматриваемого фильтра.

Под целостностью будем понимать такую способность системы определения ориентации КА, которая позволит отслеживать ситуации, когда недостоверность передачи реальных характеристик системы в моделях, используемых в алгоритме интеграции, становится существенной с точки зрения достигаемой точности решения задачи определения пространственной ориентации.

Указанная проблема может возникать при проведении оценки вектора состояния в силу того, что часть вектора состояния не оценивается, а используется в качестве априорно известной величины. Кроме того, отличие характера изменения величин систематических составляющих погрешностей терминалов МЛНСС и МБИС также может приводить к указанной проблеме. Решение указанной проблемы предлагается осуществлять с помощью проведения статистического теста на основе критерия  $\chi^2$  [24,59].

При этом вводится две гипотезы:

$$H2.1 M\{\mathbf{d}_j\} = \mathbf{0},$$

$$H2.2 M\{\mathbf{d}_j\} \neq \mathbf{0},$$

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

Гипотеза *H2.1* принимается, если выполняется неравенство  $\sum_{i=j-\tau}^j \Omega_{d,i}^2(t_l) \leq \chi_m^2(1 - \alpha)$ , где  $\alpha$  – уровень значимости,  $m$  – количество степеней свободы,  $\tau$  – количество шагов моделирования, на котором происходит усреднение взвешенных разностей  $\Omega_{d,i}^2(t_l)$ ; в противном случае принимается гипотеза *H2.2*. Параметр  $\Omega_{d,i}^2$  рассчитывается следующим образом:

$$\Omega_{d,i}^2 = \mathbf{d}_i^T \mathbf{D}_i^{-1} \mathbf{d}_i. \quad (2.79)$$

При условии, что на момент времени  $t_j$  принята гипотеза *H2.2* рекомендуется проведение полного цикла оценивания, начиная с первого этапа предложенной каскадной схемы.

### **2.4.3. Методика формирования циклограммы сеансов измерений терминалов МЛНСС**

Подготовка программы измерений терминалами МЛНСС осуществляется в соответствии с методикой, приведенной в настоящем разделе. Указанная методика предназначена для выбора ориентиров для двух терминалов МЛНСС с учетом следующих требований:

- максимум суммарного времени доступности ориентира на заданном временном интервале в заданном режиме функционирования КА,
- наилучшей геометрической конфигурации расположения ориентиров, в смысле максимума потенциальной точности определения ориентации КА,
- наименьшем времени перенацеливания терминала МЛНСС с одного ориентира на другой.

Первое и третье требования необходимы для обеспечения максимально возможного времени непрерывной работы интегрированной системы ориентации

и стабилизации КА, что, в свою очередь, обеспечит наилучшую сходимость оценки вектора состояния к «истинному» значению.

Второе требование необходимо для обеспечения наилучшей чувствительности алгоритмов фильтрации и обеспечения максимальной точности решения задачи определения параметров ориентации КА. Как известно, максимальная точность определения ориентации достигается, когда линии визирования датчиков перпендикулярны, поскольку погрешность ориентации зависит от синуса угла между орт-векторами, задающими направление на ориентир [60].

Исходными данными в описываемой методике являются:

- исходные данные для алгоритма прогнозирования ориентации в соответствующем режиме функционирования КА (п. 2.4.4),
- оценки  $\mathbf{a}_{x,y,j}^{M1*}, \mathbf{a}_{z,k}^{M1*}, \mathbf{m}_j^{M1*}, \mathbf{e}_j^{M1*}, \mathbf{a}_{x,y,j}^{M2*}, \mathbf{a}_{z,k}^{M2*}, \mathbf{m}_k^{M2*}, \mathbf{e}_j^{M2*}$ , либо номинальные значения систематических погрешностей терминалов,
- бортовой астрокаталог, содержащий квазиравномерно разнесенные объекты, достаточно удаленные друг от друга с значением звездной величины не более чем  $V_{mag}^{max}$ ,
- геоцентрические координаты Солнца и Луны в АСК на момент времени  $t_j$ ,
- граничные условия целеуказаний вследствие конструкционных параметров терминалов МЛНСС,
- значения порогов  $0 < T_{avl} \leq 1, T_{out}, T_{ser}$ .

Определяемыми величинами описываемой методики являются уникальные идентификаторы  $ID^{M1}(t_j)$  и  $ID^{M2}(t_j)$  ориентиров, используемых для сеансов измерения на заданном временном интервале. Под сеансом в представленной методике подразумевается интервал времени непрерывного наблюдения заданного ориентира терминалом МЛНСС.

Алгоритм формирования циклограммы сеансов измерений терминалов МЛНСС сводится к последовательному выполнению следующих шагов для всех  $t_j \in [t_0, t_{N-1}]$ :

1) формируется признак  $T_{proc}(t_j)$  необходимости выбора новой пары ориентиров, который равен 1, если ориентиры  $ID^{M1}(t_{j-l})$  и  $ID^{M2}(t_{j-l})$  не доступны для проведения измерений на интервале  $t_j - t_l > T_{out}$ , либо если указанные ориентиры доступны для проведения измерения на интервале  $t_j - t_l > T_{ser}$ , в противном случае –  $T_{proc}(t_j)$  равен 0,

2) при условии, что  $T_{proc}(t_j)$  равен 0 идентификаторы  $ID^{M1}(t_{j-l})$  и  $ID^{M2}(t_{j-l})$  сохраняются как текущие и осуществляется переход к пункту 8, в противном случае – переход к пункту 3 настоящего алгоритма,

3) осуществляется прогнозирование ориентации связанных осей КА относительно АСК в соответствии с алгоритмом (п. 2.4.4),

4) на каждый момент времени интервала прогнозирования осуществляется расчет целеуказаний для всех объектов астрокаталога, которые не входят в список уже использованных ориентиров (п. 2.4.5),

5) для всех оставшихся ориентиров определяется суммарное время доступности ориентира для проведения измерения конкретным терминалом МЛНСС на интервале прогнозирования,

6) при условии, что отношение времени доступности ориентира к величине интервала прогнозирования меньше заданного порога  $T_{avl}$  происходит исключение ориентира из последующей обработки для конкретного терминала МЛНСС,

7) среди оставшихся ориентиров обоих терминалов осуществляется исключение пар ориентиров с угловым расстоянием в АСК отличающимся от  $90^\circ$  на величину более чем  $5^\circ$ ,

8) среди оставшихся пар ориентиров выбирается такая, у которой сумма модулей угловых расстояний до ориентиров соответствующих терминалов МЛНСС, наблюдаемых на предыдущем интервале измерений, является

наименьшей; уникальные идентификаторы  $ID^{M1}(t_j)$  и  $ID^{M2}(t_j)$  ориентиров выбранной пары сохраняются как текущие,

9) текущие идентификаторы  $ID^{M1}$  и  $ID^{M2}$  заносятся в список выбранных ориентиров, после чего выбор их для соответствующего терминала в настоящем алгоритме возможен только после проведения измерений по всем оставшимся ориентирам, либо при принудительной очистке списка пар ориентиров,

10) осуществляется выдача текущих идентификаторов  $ID^{M1}$  и  $ID^{M2}$ .

#### 2.4.4. Алгоритм прогнозирования ориентации КА

В связи с тем, что в настоящей работе рассматривается функционирование СОС КА системы ГЛОНАСС в режимах калибровочного маневра и штатного функционирования алгоритм прогнозирования ориентации связанных осей КА относительно АСК учитывает особенности работы системы в указанных режимах.

В режиме калибровочного маневра исходными данными алгоритма прогнозирования ориентации являются:

- интервал времени прогнозирования  $[t_l, t_p]$ ,
- требуемая угловая скорость КА  $\omega_b^{ref}(t_j), t_j \in [t_l, t_p]$ ,
- оценка (номинальное значение) кватерниона  $\mathbf{q}^*(t_l)$ .

В режиме штатного функционирования исходными данными указанного алгоритма являются:

- интервал времени прогнозирования  $[t_l, t_p]$ ,
- временная поправка между атомной шкалой времени и земным временем  $\Delta_{TT-TAI} = 32.184$  с,
- оценка (номинальное значение) координат  $\mathbf{r}^*(t_l)$  и линейных скоростей  $\mathbf{v}^*(t_l)$  центра масс КА в АСК,
- геоцентрические координаты Солнца в АСК на момент времени  $t_j$ .

Выходным параметром рассматриваемого алгоритма является прогнозируемое значение кватерниона  $\mathbf{q}(t_j), t_j \in [t_l, t_p]$ , описывающего ориентацию связанных осей КА относительно АСК.

Алгоритм прогнозирования ориентации КА в режиме калибровочного маневра сводится к численному интегрированию второго уравнения системы (2.1).

Алгоритм прогнозирования ориентации КА в режиме штатного функционирования сводится к последовательному выполнению следующих шагов:

1) формирование Кеплеровых элементов орбиты КА по известным  $\mathbf{r}^*(t_l)$  и  $\mathbf{v}^*(t_l)$  на момент времени  $t_l$  [62],

2) расчет геоцентрических координат и скоростей КА  $\tilde{\mathbf{r}}(t_j)$  и  $\tilde{\mathbf{v}}(t_j)$  в АСК по известным Кеплеровым элементам орбиты КА [61],

3) расчет прогнозируемой ориентации КА по известным геоцентрическим координатам Солнца и КА на момент времени  $t_j$  (приложение Б),

4) расчет истинной аномалии КА на момент времени  $t_{j+1}$  по следующей формуле:

$$v_a(t_{j+1}) = v_a(t_j) + |\boldsymbol{\omega}(t_j)| * (t_{j+1} - t_j) \quad (2.80)$$

где  $v_a$  – истинная аномалия,  $|\boldsymbol{\omega}(t_j)| = |\tilde{\mathbf{v}}(t_j)|/a$  – модуль вектора орбитальной угловой скорости КА,  $a$  – большая полуось орбиты КА,

5) повтор пунктов 2-5 для всех  $t_j \in [t_l, t_p]$ .

#### 2.4.5. Алгоритм расчета целеуказания терминала МЛНСС

В представленной работе в качестве параметров целеуказания выступают требуемые угол места и азимут ориентира в номинальной системе координат терминала МЛНСС с учетом калибровочных поправок терминала. Определение угла места и азимута каждого из терминалов осуществляется путем решения векторно-матричного уравнения:

$$\mathbf{T}_{cm \rightarrow ca}^{Mi}(\theta_o, \phi_o) \mathbf{d}^{Mi} = \mathbf{c}^{Mi} \quad (2.81)$$

$$\mathbf{d}^{Mi} = (d_1^{Mi} \quad d_2^{Mi} \quad d_3^{Mi})^T = \mathbf{T}_{ce \rightarrow cm}^{Mi}(\mathbf{m}^{Mi}) \mathbf{T}_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi}) \mathbf{T}_{b \rightarrow c0}^{Mi} \mathbf{T}_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}) \mathbf{p}_{ref}^{Mi}, \quad (2.82)$$

$$\mathbf{c}^{Mi} = (c_1^{Mi} \quad c_2^{Mi} \quad c_3^{Mi})^T = \mathbf{T}_{ca \rightarrow c}^{Mi}(\mathbf{a}^{Mi})^{-1} \mathbf{n}^{APSi}, \quad (2.83)$$

Корни уравнения (2.81) запишем в следующем виде:

$$\phi_{o,j} = 2 * atan2 \left( \frac{d_{1,j}^{Mi} - \sqrt{d_{1,j}^{Mi^2} + d_{2,j}^{Mi^2} - c_{2,j}^{Mi^2}}}{d_{2,j}^{Mi} + c_{2,j}^{Mi}} \right), \quad (2.84)$$

$$\theta_{o,j} = 2 * atan2 \left( \frac{-d_{3,j}^{Mi} + \sqrt{d_{3,j}^{Mi^2} - c_{1,j}^{Mi^2} + k_j^{Mi^2}}}{-k_j^{Mi} - c_{1,j}^{Mi}} \right), \quad (2.85)$$

$$k_j^{Mi} = d_{1,j}^{Mi} * \cos(\phi_{o,j}) - d_{2,j}^{Mi} * \sin(\phi_{o,j}), \quad (2.86)$$

где  $atan2(\cdot)$  – процедура вычисления арктангенса угла на интервале  $(-\pi, \pi]$ .

В качестве исходных данных алгоритма выступают:

- оценка (номинальное значение) кватерниона  $\mathbf{q}^*(t_j)$ ,
- оценки (номинальное значение)  $\mathbf{e}_j^{M1*}$ ,  $\mathbf{a}_{x,y,j}^{M2*}$ ,  $\mathbf{a}_{z,k}^{M2*}$ ,  $\mathbf{m}_k^{M2*}$ ,  $\mathbf{e}_j^{M2*}$ ,  $\mathbf{a}_{x,y,j}^{M2*}$ ,  $\mathbf{a}_{z,k}^{M2*}$ ,  $\mathbf{m}_k^{M2*}$ ,  $\mathbf{e}_j^{M2*}$ ,  $t_j \in [t_1, t_{N-1}]$ ,
- параметры  $\theta_{o,min}^{Mi}$ ,  $\theta_{o,max}^{Mi}$ ,  $\phi_{o,min}^{Mi}$ ,  $\phi_{o,max}^{Mi}$ ,  $i = 1,2$ , которые выбираются исходя из конструкционных возможностей ОПУ терминала,
- орт-вектор  $\mathbf{p}_{ref,j}^{Mi}$  направления на ориентир в АСК, определенный в соответствии с методикой расчета текущего положения звезды [63],
- геоцентрические координаты Солнца и Луны в АСК на момент времени  $t_j$ ,
- ограничения в виде углового размера Солнца, Луны и Земли на APS-матрице терминала МЛНСС.

В качестве выходных параметров алгоритма выступают требуемые угол места  $\theta_{o,j}$  и азимут  $\phi_{o,j}$  ориентира  $ID_j^{Mi}$ ,  $i = 1,2$ .

Таким образом, алгоритм расчета целеуказания сводится к последовательному выполнению следующих шагов:

- 1) формирование векторов  $\mathbf{d}^{Mi}$ ,  $\mathbf{c}^{Mi}$  по формулам (2.82-2.83),
- 2) расчет  $\theta_{o,j}$  и  $\phi_{o,j}$  по формулам (2.84-2.86),
- 3) нормализация угла места и азимута по следующим формулам:

$$\phi_{o,j} = norm(-\phi_{o,j}, -\pi, \pi), \quad (2.87)$$

$$\theta_{o,j} = \text{norm}(\theta_{o,j} + \frac{\pi}{2}, -\pi, \pi), \quad (2.88)$$

где  $\text{norm}(angle, min, max)$  – процедура приведения угла  $angle$  к диапазону  $[min, max]$ ,

4) если вычисленные угол места и азимут удовлетворяют условиям  $\theta_{o,min}^{Mi} \leq \theta_{o,j} \leq \theta_{o,max}^{Mi}$  и  $\phi_{o,min}^{Mi} \leq \phi_{o,j} \leq \phi_{o,max}^{Mi}$  и угловое расстояние между ориентиром и направлениями на центр диска Солнца, Земли и Луны больше заданных ограничений, то  $\theta_{o,j}$  и  $\phi_{o,j}$  являются целеуказаниями для данного терминала МЛНСС, в противном случае осуществляется информирование о недоступности выбранного ориентира  $ID_j^{Mi}$ ,

5) повтор шагов 1-4 для всех  $t_j \in [t_1, t_{N-1}]$ .

## 2.5. Выводы к главе 2

В представленной главе:

1) предложена модель управляемого углового движения КА системы ГЛОНАСС, используемая для описания «истинного» движения ЦМ и углового движения относительно ЦМ, учитывающая широкий спектр неконтролируемых факторов, а именно: гравитационного и магнитного полей Земли, радиационного давления Солнца, параметрических возмущений;

2) разработаны математические модели бортовой аппаратуры и алгоритмы ее функционирования, а именно: разработана модель терминала МЛНСС, а также предложены модели МБИС, УДМ и ПСБ;

3) разработан облик интегрированной системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС, а именно:

– разработаны модели и алгоритмы функционирования интегрированной системы определения ориентации в режимах штатного функционирования и калибровочного маневра с учетом неконтролируемых факторов, особенностей работы бортовых аппаратных средств: сеансной работы терминалов МЛНСС,

ограничений, накладываемых на функционирование терминалов МЛНСС вследствие помех и конструктивных особенностей;

– разработан алгоритм интеграции данных терминалов МЛНСС и МБИС в системе определения ориентации 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;

– предложен алгоритм мониторинга целостности предлагаемого решения, основанный на применении статистического теста на основе критерия 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;

– разработана методика формирования циклограммы сеансов измерений терминалов МЛНСС, которая обеспечивает максимально возможное время непрерывной работы интегрированной системы определения ориентации КА, что, в свою очередь, обеспечит наилучшую сходимость оценки вектора состояния к «истинному» значению, а также обеспечивает максимальную точность решения задачи определения параметров ориентации КА.

### **3. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ, КАК СРЕДСТВО ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ**

Классическим инструментом формирования и исследования облика системы ориентации и стабилизации является имитационное моделирование [4,7,38]. Реализацией облика рассматриваемой системы является программно-математический комплекс, обеспечивающий имитацию процесса ее функционирования с учетом особенностей внешней среды.

#### **3.1. Анализ требований к программно-математическому комплексу имитационного моделирования**

В силу специфики решаемой задачи формирования облика системы определения ориентации КА, особенностей моделей и алгоритмов, к ПМК предъявляются следующие основные требования:

- совместимость разрабатываемых элементов комплекса с альтернативными математическими библиотеками,
- вследствие большого объема вычислительных операций с матрицами и векторами – обеспечение высокой производительности, в том числе использование методов параллельных вычислений,
- обеспечение гибкости, разрабатываемого ПМК, в смысле возможности быстрой модификации структуры комплекса, в том числе за счет наследования и использования полиморфных сущностей,
- обеспечение внесения изменений параметров моделируемой системы в процессе имитационного моделирования.

В соответствии с представленными требованиями в качестве основного подхода при проектировании ПМК был выбран объектно-ориентированный подход.

### 3.2. Алгоритм имитационного моделирования

Вектор состояния системы в представленном исследовании состоит из 86 компонент, включающих, помимо параметров ориентации, координат и скоростей центра масс, параметры приводов терминалов МЛНСС по углу места и азимуту, приводов ПСБ и УДМ, а также параметры формирующих фильтров, обеспечивающих моделирование случайных процессов с характеристиками, отличающимися от характеристик «белого шума» [64,65].

Формирование действительных характеристик СОС КА системы ГЛОНАСС на всем интервале моделирования  $t_j \in [t_0, t_{N-1}]$  с учетом влияния факторов внешней среды осуществляется в соответствии с алгоритмом моделирования, блок-схема которого приведена на рисунке 3.1. Исходными данными алгоритма являются вектор «истинного» состояния системы  $x_0$ , начальное приближение вектора оценки параметров ориентации и систематических составляющих ошибок чувствительных элементов и их корреляционной матрицы, коэффициенты моделей гравитационного и магнитного полей Земли, параметры вращения Земли, масса-габаритные характеристики КА и его агрегатов.

Особенностью программной реализации указанного алгоритма является деление всех процедур на две группы: к первой группе относятся процедуры, обеспечивающие формирование статических параметров алгоритма, т.е. тех, которые не изменяются, либо обладают слабой динамикой, в процессе всего моделирования (нормализующие константы возмущающих сил и моментов, эфемериды небесных тел), ко второй группе относятся процедуры, обеспечивающие формирование динамических параметров. Вследствие стохастического характера решаемой задачи особенностью алгоритма является необходимость его повторения для различных вариаций исходных данных, что в свою очередь приводит к необходимости реализации процедур хранения и быстрого доступа к промежуточным результатам моделирования динамических параметров в целях уменьшения повторяемости расчетов и уменьшения итогового времени моделирования.



Рисунок 3.1 – Схема моделирования процесса функционирования интегрированной системы определения ориентации

Кроме того, на каждом шаге работы алгоритма реализованы процедуры контроля величины алгоритмической погрешности. Так, к примеру, интегрирование СДУ осуществляется на основе интегратора Дормана-Принса 5(4) порядка с процедурой автоматического слежения за шагом интегрирования [66]: при условии, что точности интегрирования с шагом, равным разности моментов времени между двумя последовательными управляющими импульсами агрегатов СОС, не достаточно для удовлетворения требований задачи, осуществляется коррекция шага интегрирования по определенному правилу.

Узким местом, представленного алгоритма является большое количество матричных и векторных операций. Если для матриц большой размерности существенный выигрыш дает использование библиотек параллельных вычислений (к примеру, стандарт OpenMP), то для матриц небольших размерностей (к примеру, 6х6) последовательные алгоритмы являются более предпочтительными, т.к. в случае распараллеливания расчетов для малоразмерных матриц выигрыш в

скорости выполнения целевых расчетов перекрывается затратами времени на операции, связанные с поддержкой параллельных вычислений.

### **3.3. Вариант архитектуры программно-математического комплекса имитационного моделирования**

Представленные в главе 2 модели и алгоритмы реализованы в программно-математическом комплексе имитационного моделирования, функциональная схема которого отображена на рисунке 3.2. ПМК состоит из набора интерфейсов, позволяющих организовать всю систему моделирования в виде взаимосвязанных модулей [64,65]: моделей КА и внешней среды, базы данных 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. 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 построения представленного ПМК лежат принципы иерархичности, шаблонности и уникальности программных сущностей, а именно: 1) экземпляры классов комплекса обладают связями «родитель-потомок», причем «родитель» осуществляет управление операциями выделения и очистки памяти для «потомка», 2) широко используются механизмы программной генерации сущностей, 3) в системе не может существовать две одинаковых программных сущности. Такая структура комплекса позволяет осуществлять автоматический контроль над операциями работы с памятью, что является необходимой мерой в силу циклического характера процесса моделирования.

Основополагающим элементом ПМК является математическая библиотека *MLNSS\_CORE*, которая содержит реализации моделей и алгоритмов, описанных в



- *MLNSS::CalibrationProgram* – класс, реализующий имитационную модель программы управления КА в режиме калибровочного маневра,

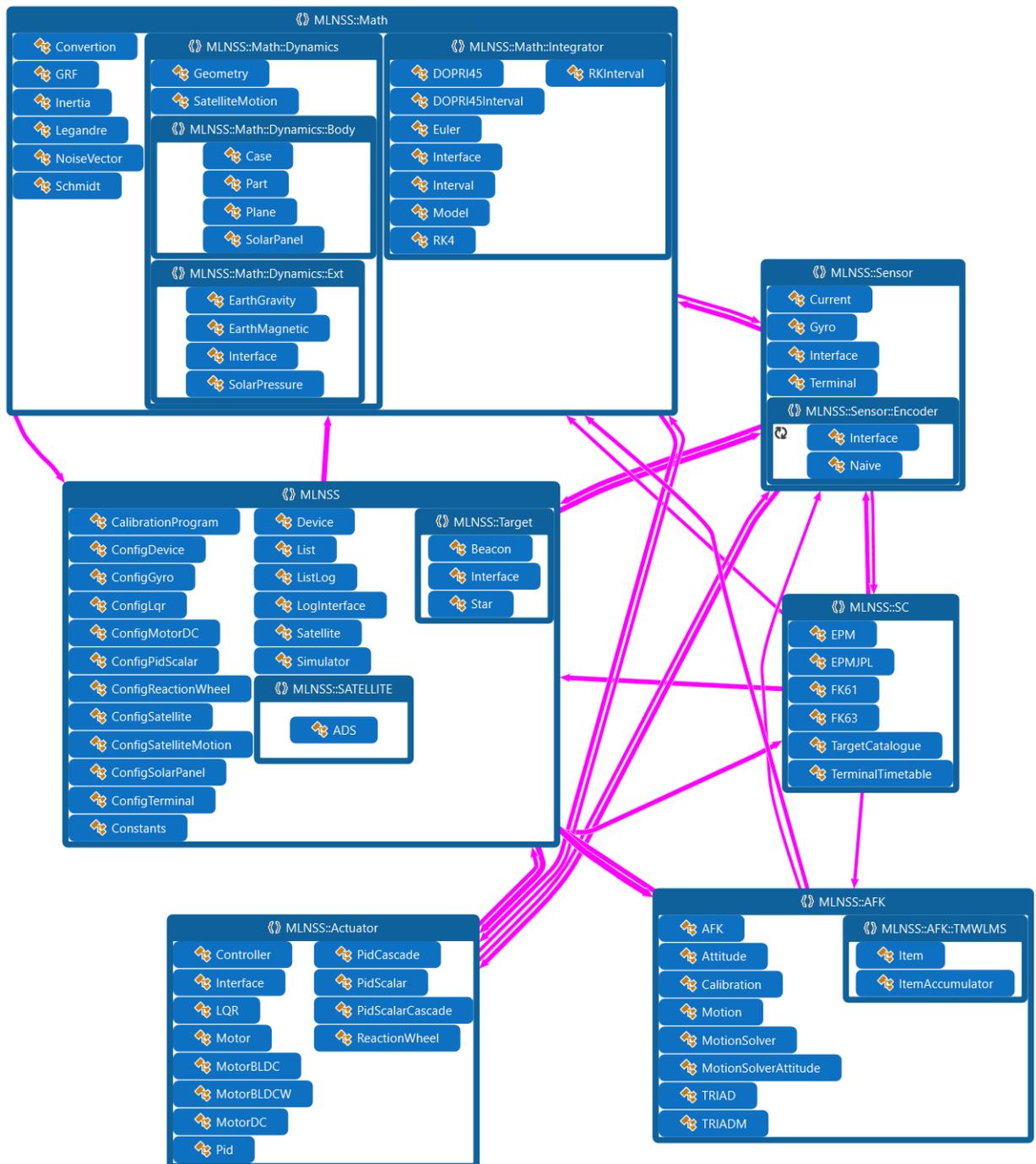


Рисунок 3.3 – Схема функционального взаимодействия элементов библиотеки *MLNSS\_CORE*

- *MLNSS::Device* – базовый интерфейс для узлов и агрегатов КА, предназначенный для унификации компонент системы при работе с моделью синхронизатора класса *MLNSS::Simulator*,

- *MLNSS::Satellite* – класс, реализующий модель КА,
- *MLNSS::SATELLITE::ADS* – класс, реализующий модель СОС в части определения пространственной ориентации КА,
- *MLNSS::LogInterface* – базовый интерфейс для элементов ПМК, предназначенный для унификации логирования процесса симуляции,
- *MLNSS::List* и *MLNSS::ListLog* – классы, реализующие процедуры чтения (записи) данных в БД ПМК и преобразования структур БД в базовые структуры ПМК,
- *MLNSS::Math* – пространство имен, которое включает классы реализующие алгоритмы переходов между системами координат и отсчета времени (*MLNSS::Math::Conversion*), геометрическую модель КА (*MLNSS::Math::Dynamics::Geometry*, *MLNSS::Math::Dynamics::Body*, *MLNSS::Math::Inertia*), имитационную модель внешних возмущений (*MLNSS::Math::Dynamics::Ext*, *MLNSS::Math::Shmidt*, *MLNSS::Math::Legendre*, *MLNSS::Math::GRF*), имитационную модель управляемого движения КА (*MLNSS::Math::SatelliteMotion*), используемые схемы интегрирования: Эйлера, Рунге-Кутты 4-го порядка и Дормана-Принса 5(4)-го порядка (*MLNSS::Math::Integrator*), имитационную модель случайных процессов (*MLNSS::Math::NoiseVector*), процедуры работы с матрицами, векторами и кватернионами,
- *MLNSS::AFK* – пространство имен, включающее классы, реализующие алгоритмы АКФ (*MLNSS::AFK::Calibration*), ЕКФ (*MLNSS::AFK::Attitude*) калибровки терминала по маякам (*MLNSS::AFK::TRIADM*), начального определения кватерниона ориентации КА (*MLNSS::AFK::TRIAD*), а также алгоритмы прогнозирования ориентации КА (*MLNSS::AFK::Motion*, *MLNSS::AFK::MotionSolver*, *MLNSS::AFK::MotionSolverAttitude*),
- *MLNSS::Sensor* – классы, содержащие имитационные модели терминала МЛНСС (*MLNSS::Sensor::Terminal*), МБИС (*MLNSS::Sensor::Gyro*), ДАУП (*MLNSS::Sensor::Encoder::Naive*),

- *MLNSS::Actuator* – классы, реализующие функционирование управляющих устройств: двигателей постоянного тока (*MLNSS::Actuator::Motor*, *MLNSS::Actuator::MotorDC*, *MLNSS::Actuator::MotorBLDC*), УДМ (*MLNSS::Actuator::ReactionWheel*), LQR и PID контроллеров,

- *MLNSS::SC* – пространство имен классов, реализующих процедуры работы с бортовым каталогом звезд и тел СС (*MLNSS::SC::TargetCatalogue*), методику формирования циклограммы измерения терминалов МЛНСС (*MLNSS::SC::TerminalTimetable*), а также алгоритмы работы с эфемеридами ЕРМ.

В дальнейшем изложении указание принадлежности конкретных структур к определенному пространству имен опускается. На рисунках 3.4-3.10 приведены диаграммы наиболее значимых классов в нотации UML [67] с представлением ключевых методов и полей.

Процесс инициализации комплекса осуществляется с помощью объектов классов *Config<Device>*, которые получают настройки из БД ПМК, передавая их в объект *Simulator*. Объект *Simulator* запускает процесс диспетчеризации объекта *Satellite* (рисунок 3.4) посредством исполнения метода *current(...)*, где последовательно осуществляется:

- формирование измерений посредством вызова методов *Terminal::measureGearPosition()*, *Terminal::measure()*, *Gyro::measure()*, *Naive::process()*, *Current::process()*,

- запуск процессов прогнозирования и фильтрации объекта *Satellite::\_ads*,
- формирование сигналов управления объектами *\_controllerCalibration* и *\_controllerSunEarthMode* для режима калибровки и штатного функционирования соответственно,

- формирование сигналов управления компонентами *ReactionWheel::\_controller*, *SolarPanel::\_controller*,

- формирование циклограммы проведения измерений терминалами МЛНСС и расчет текущих целеуказаний посредством вызова метода *TerminalTimetable::setBestTargetsAndControl()*,

• формирование сигналов управления компонентами

*Terminal::\_azController, Terminal::\_elController.*

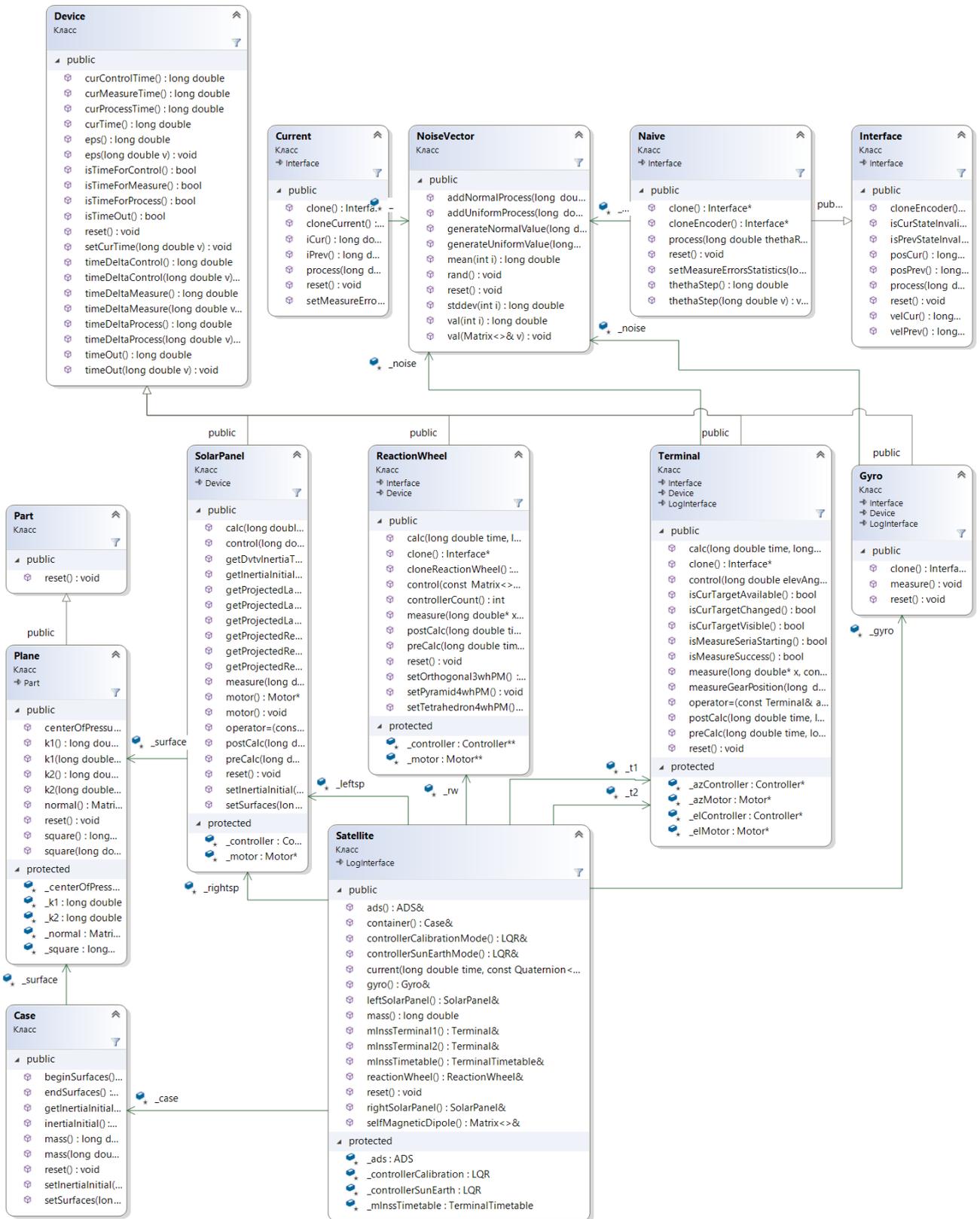


Рисунок 3.4 – Диаграмма классов, связанных с классом *MLNSS::Satellite*

Далее в основном цикле синхронизации объекта *Simulator* осуществляется моделирование динамики и кинематики КА, его узлов и агрегатов, а также случайных процессов посредством интегрирования дифференциальных уравнений (функции правых частей), описанных в потомках объекта класса *Model*, конкретным объектом реализующим интерфейс *Integrator*. Результаты текущего шага моделирования записываются в БД ПМК посредством работы с объектом класса *ListLog*.

На рисунке 3.5 приведена диаграмма классов, используемых на шагах прогнозирования и фильтрации состояния объекта *Satellite::\_ads*.

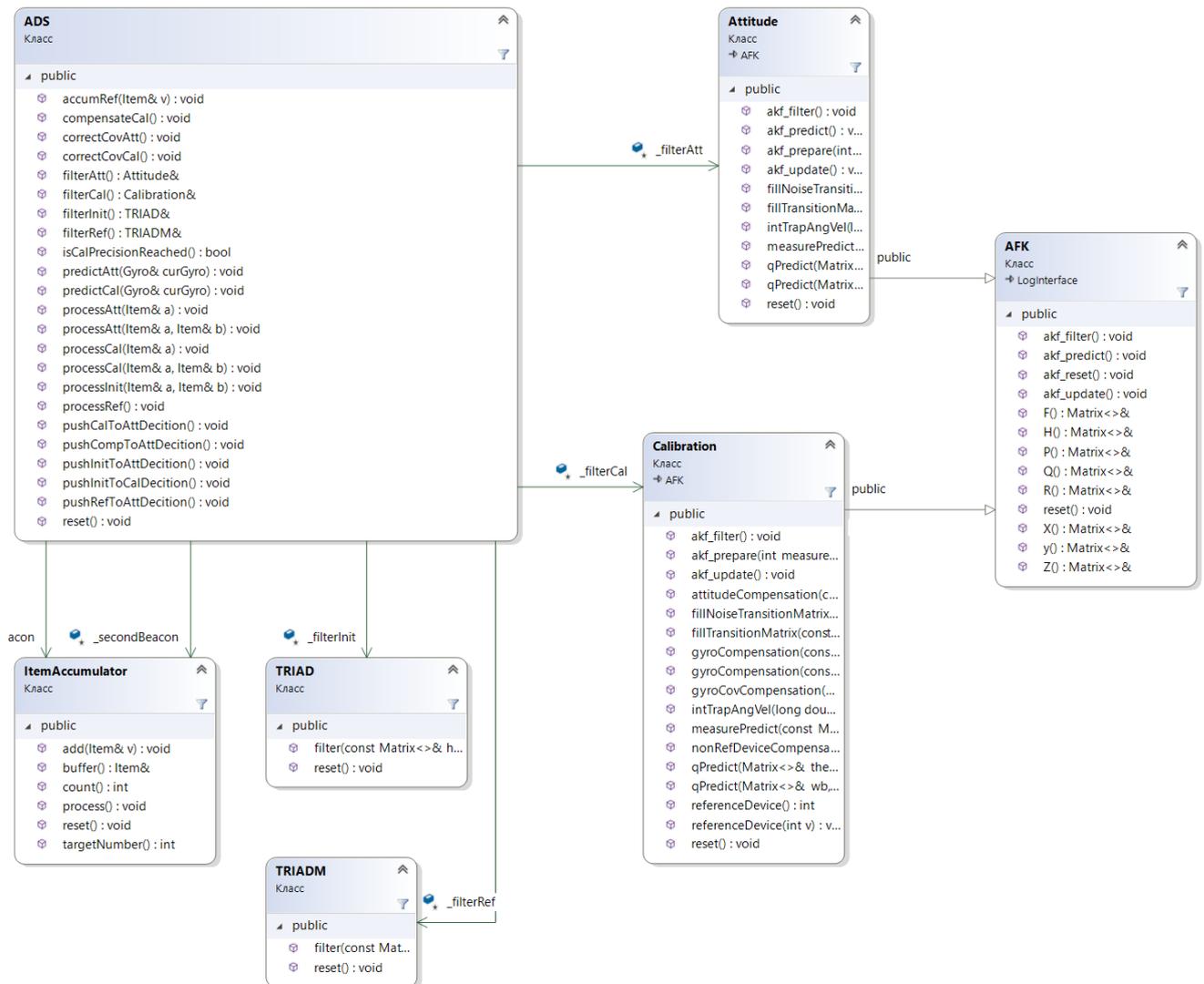


Рисунок 3.5 – Диаграмма классов, связанных с классом *MLNSS::SATELLITE::ADS*

Процесс прогнозирования состояния объекта *Satellite::\_ads* осуществляется при наличии на текущем шаге моделирования измерений МБИС посредством вызова методов *ADS::predictAtt()* либо *ADS::predictCal()*, в зависимости от того, в каком режиме работает СОС. По завершению работы указанных функций формируется прогноз вектора состояния системы, его матрицы ковариации, а также формируется переходная матрица системы.

Процесс фильтрации состояния объекта *Satellite::\_ads* осуществляется при наличии на текущем шаге моделирования измерений хотя бы одного из терминалов МЛНСС. В соответствии с предложенной каскадной схемой обработки измерений подготовка исходных данных для первого этапа реализуется посредством вызова метода *ADS::processInit()*, которая обращается к методу *filter()* объекта *ADS::\_filterInit* при условии, что на момент обработки есть квазисинхронные измерения от двух терминалов МЛНСС. При наличии удовлетворительного в смысле точности полученного начального приближения вектора состояния осуществляется переход к первому (третьему) этапу схемы: в зависимости от режима, осуществляется запуск метода *ADS::processAtt()* (*ADS::processCal()*), который, в свою очередь, запускает цепочку вызовов *akf\_prepare()*, *measurePredict()*, *akf\_filter()*, *akf\_update()*, *akf\_reset()* объекта класса *Attitude (Calibration)*, по завершению которой формируется оценка вектора состояния и его ковариационной матрицы. Далее, при условии, что СОС работает в режиме калибровочного маневра и функция *ADS::isCalPrecisionReached()* сигнализирует о достижении требуемой точности решения, происходит переключение режима функционирования СОС на штатный. При этом в качестве режима работы для терминалов МЛНСС выбирается режим работы по маякам.

После наведения на маяки, установленные на корпусе КА, происходит накопление и усреднение измерений с помощью объектов *ADS::\_firstBeacon*, *ADS::\_secondBeacon* до того момента, пока шумы усредненных измерений APS-матрицы и ДАУП не достигнут заданного порога. После чего, осуществляется уточнение величины погрешностей ортогонального поворота СК терминала МЛНСС относительно ССК в объекте *ADS::\_filterRef*. При успешном исполнении

функции *TRIADM::filter()* осуществляется переход к третьему этапу предложенной схемы.

Результаты обработки данных объектом *Satellite::\_ads* используются при формировании сигналов управления, формируемых объектами классов, реализующих интерфейс *MLNSS::Controller* (рисунок 3.6), и циклограммы проведения измерений терминалами МЛНСС, формируемой с использованием объектов классов *MLNSS::SC* (рисунок 3.7).

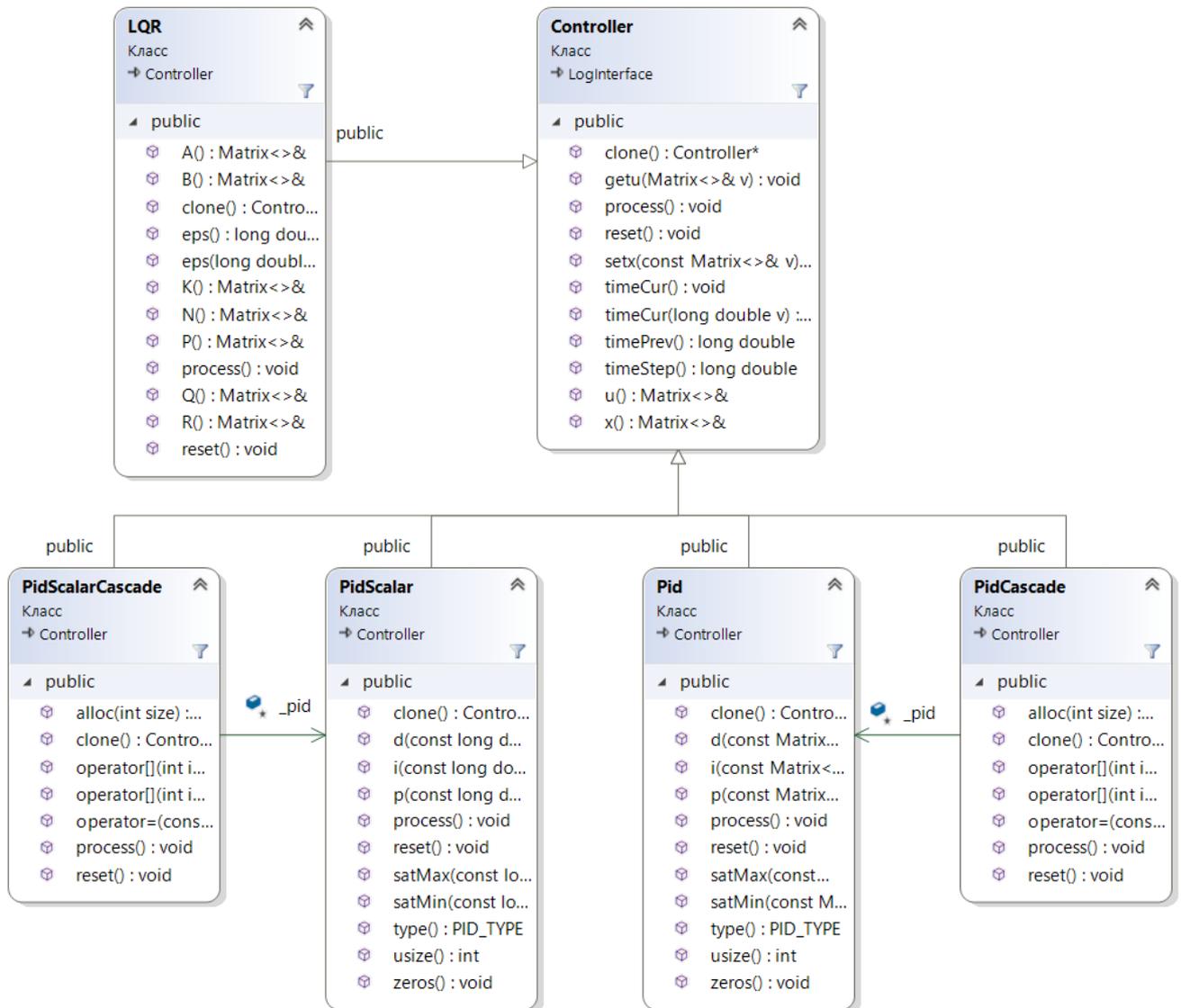


Рисунок 3.6 – Диаграмма классов, реализующих интерфейс *MLNSS::Controller*

Для функционирования объекта класса *TerminalTimetable* необходимы исходные данные, формируемые объектом класса *TargetCatalogue*. Класс *TargetCatalogue* предоставляет интерфейсы для расчета положения ориентиров в

заданной системе координат (*getTargetDirection()*), определения видимости ориентира терминалом МЛНСС в заданный момент времени (*isTargetVisible()*), расчета параметров целеуказания терминала МЛНСС (*getBorsight()*), формирования эфемерид Солнца (*getSunEciPos()*) и других объектов СС. Для расчета опорного (прогнозного) вектора состояния КА, который используется для формирования циклограммы измерений терминалов МЛНСС методами класса *TerminalTimetable*, используется объект класса *Motion*. Ядром указанного класса является бортовая модель динамики и кинематики КА *MotionSolverAttitude*, которая реализует интерфейс *Model* (рисунок 3.8).

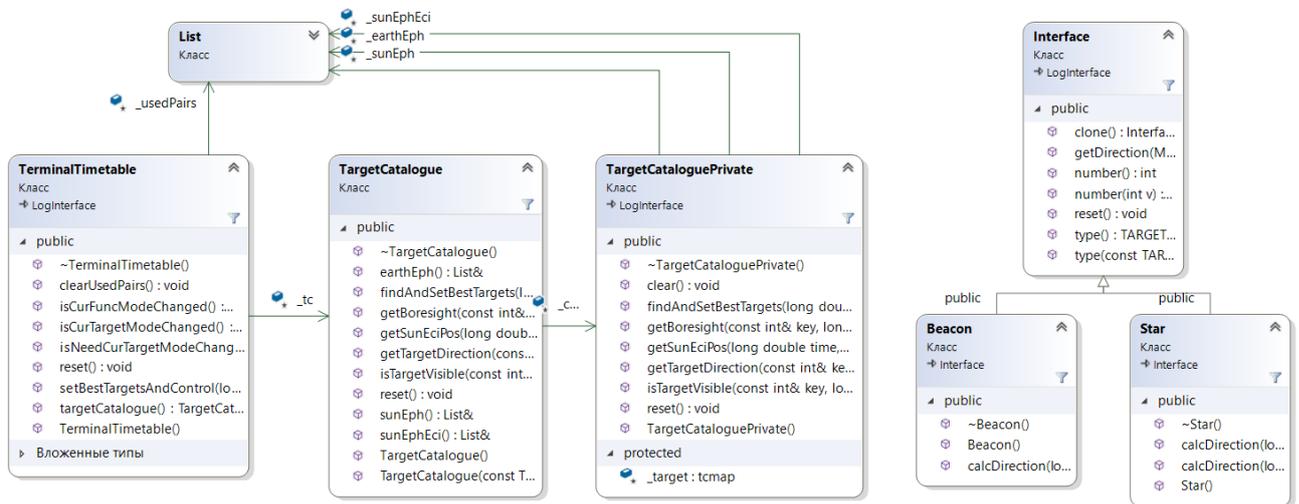


Рисунок 3.7 – Схема функционального взаимодействия элементов пространства имен *MLNSS::SC*

Методы *preCalc()* и *postCalc()* интерфейса *Model* используются для предварительной подготовки и анализа данных подаваемых в метод *calc()* и получаемых на его выходе. Метод *calc()* интерфейса *Model* запускается из интегратора - конкретной реализации интерфейса *Integrator::Interface*, путем вызова метода *next()* на каждом шаге его работы (рисунок 3.9). В результате вызова указанного метода формируется действительный вектор состояния КА. Под действительным вектором состояния в работе подразумевается состояние КА после работы исполнительных устройств при условии, что начальный вектор состояния для конкретного шага представлял собой действительный вектор состояния на

предыдущий момент времени, а начальный вектор для нулевого момента времени – «истинное» значение вектора состояния.

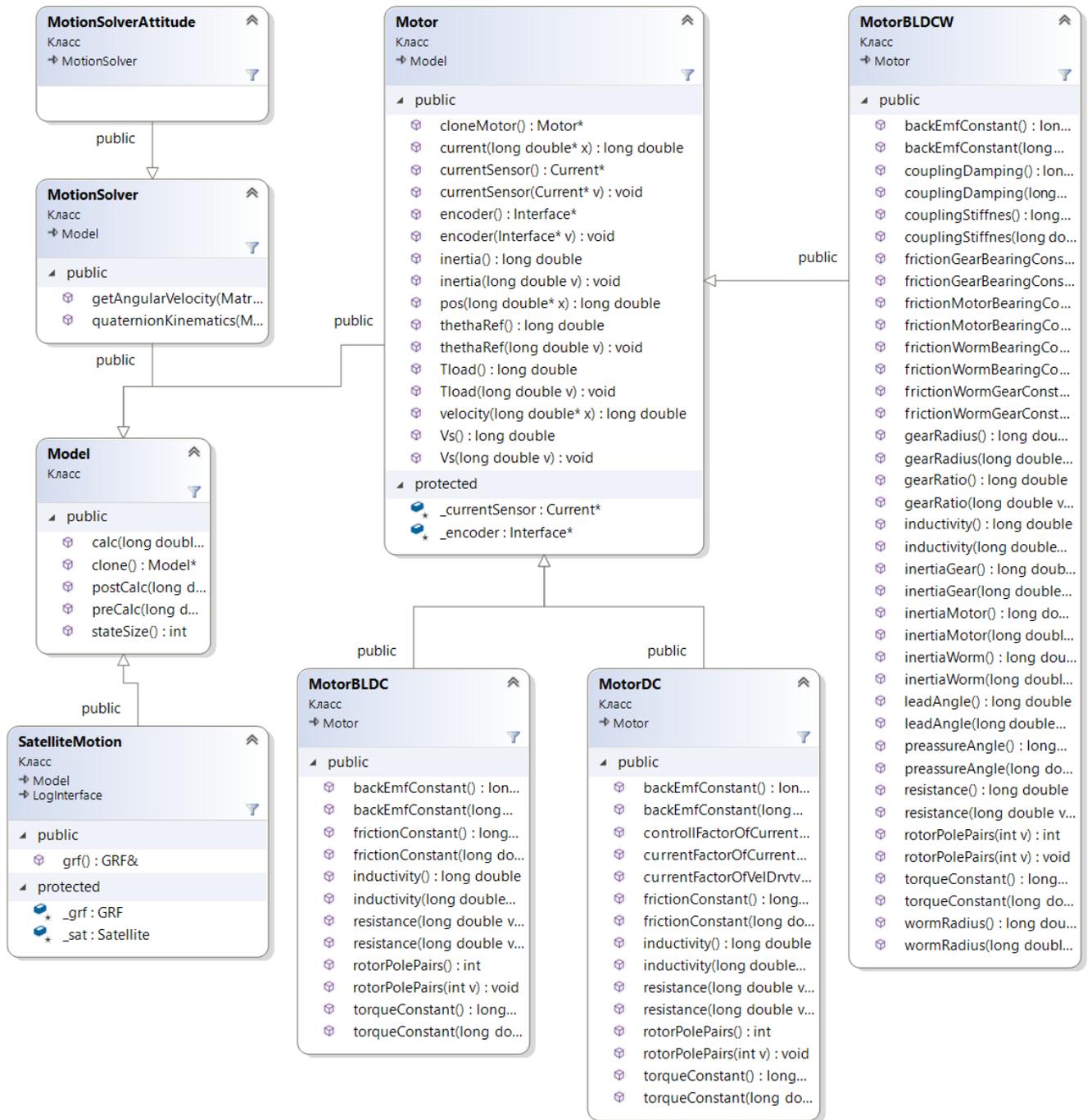


Рисунок 3.8 – Схема наследования классов, реализующих интерфейс *MLNSS::Math::Integrator::Model*

Интерфейс *Integrator::Interface* реализуют классы *Euler* (интегрирование методом Эйлера), *RK4* (интегрирование методом Рунге-Кутта 4-го порядка) и *DOPRI45* (интегрирование методом Дормана-Принса 5(4)-го порядка).

Полиморфность указанных классов обеспечивает полную взаимозаменяемость объектов указанных классов в зависимости от требований конкретной задачи. Конкретная реализация интерфейса *Integrator::Interface* должна обеспечивать интегрирование системы однородных дифференциальных уравнений в форме Коши. Исходные данные и текущие результаты работы указанных объектов представляются в виде структуры, реализующей интерфейс *Interval*.

Модели двигателей постоянного тока *MotorDC*, вентильного двигателя *MotorBLDC* и двигателя постоянного тока, соединенного через сильфонную муфту с червячной передачей, *MotorBLDCW* реализуют интерфейс *Motor*, который в качестве полей содержит объекты интерфейсов датчика углового положения вала *Encoder* и датчика тока *Current*.

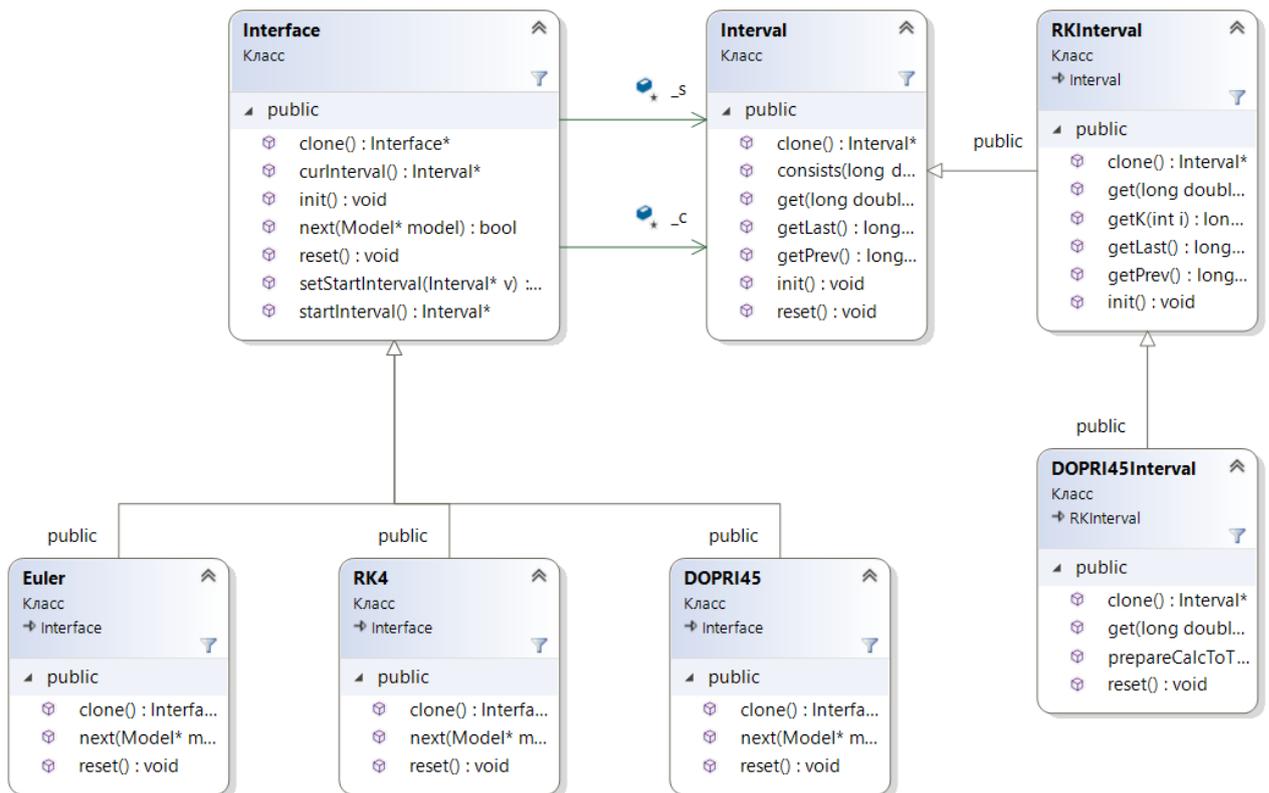


Рисунок 3.9 – Схема функционального взаимодействия элементов пространства имен *MLNSS::Math::Integrator*

Класс *SatelliteMotion* в качестве основных полей инкапсулирует модель геомагнитного поля (*\_grf*) и модель КА (*\_sat*). Вызов метода *SatelliteMotion::calc()* запускает итерационный процесс расчета функции правых частей всех подвижных

узлов и агрегатов КА, а также расчет внешних и внутренних моментов и сил действующих на КА на текущем шаге моделирования. Все внешние силы и моменты, действующие на КА рассчитываются объектами классов, реализующих интерфейс *Dynamics::Ext::Interface* (рисунок 3.10).

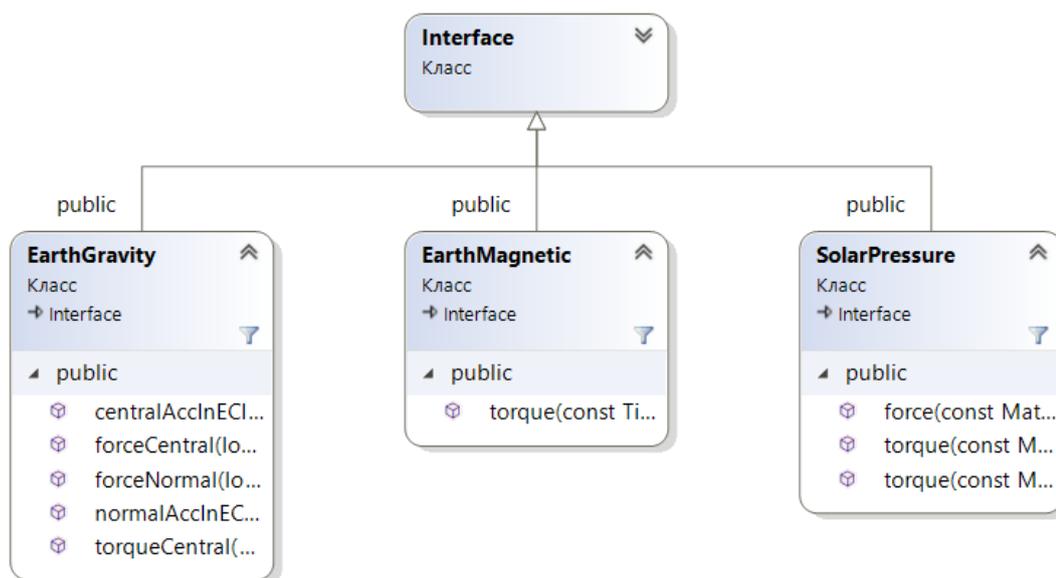


Рисунок 3.10 – Диаграмма классов пространства имен *MLNSS::Math::Dynamics::Ext*

### 3.4. Выводы к главе 3

В представленной главе:

1) разработан вариант архитектуры программно-математического комплекса имитационного моделирования процесса функционирования системы ориентации и стабилизации КА с учетом особенностей внешней среды; отличительной особенностью предложенной архитектуры комплекса является его гибкая реконфигурация и взаимозаменяемость моделей; в основе построения представленного ПМК лежит объектно-ориентированный подход и принципы иерархичности, шаблонности и уникальности программных сущностей,

2) предложен алгоритм имитационного моделирования процесса функционирования системы ориентации и стабилизации перспективных КА ГЛОНАСС, особенностью программной реализации которого является деление

всех процедур на две группы: к первой группе относятся процедуры, обеспечивающие формирование статических параметров, т.е. тех, которые не изменяются, либо обладают слабой динамикой, в процессе всего моделирования, ко второй группе относятся процедуры, обеспечивающие формирование динамических параметров.

#### 4. ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

В качестве основного критерия качества разработанного облика выступает точность определения пространственной ориентации КА. При условии, что оценка, формируемая фильтрами АКФ и ЕКФ, является несмещенной, состоятельной и эффективной, то точность пространственной ориентации отражена в величине диагональных компонент матрицы ковариации невязки оценки фазового вектора и «истинного» состояния системы.

Значение матриц ковариаций оценок  $P_j^*$  и  $\tilde{P}_j^*$  зависит от множества факторов, а именно [4]:

- от начального значения  $P_0^*$  и  $\chi_0^*$ ,
- от матрицы шумов измерений  $\Sigma_{\eta_M}$ ,
- от ковариационных матриц шумов системы  $\Sigma$  и  $\tilde{\Sigma}$ ,
- от матриц  $\check{P}_k$ ,  $\hat{P}_k$  и  $\check{P}_j$ ,
- от динамики системы.

Вследствие воздействия неконтролируемых факторов диагональные элементы матриц  $P_j^*$  и  $\tilde{P}_j^*$  являются случайными величинами, математическое ожидание которых можно получить путем многократного моделирования процесса функционирования в соответствии с методом статистических испытаний (Монте-Карло). При этом полученные результаты моделирования справедливы с заданной вероятностью, которая зависит от числа экспериментов [68].

Приведенные в главе 2 бортовые модели могут отличаться от реальных моделей аппаратных средств и модели динамики КА. В связи с этим, матрицы  $P_0^*$ ,  $\Sigma$ ,  $\tilde{\Sigma}$ ,  $\Sigma_{\eta_M}$ ,  $\check{P}_k$ ,  $\hat{P}_k$ ,  $\check{P}_j$  становятся параметрами настройки предложенного алгоритма интеграции данных системы определения ориентации КА. Цель настройки заключается в выборе таких матриц, которые обеспечат максимальную скорость сходимости при максимальной точности определения вектора состояния  $\chi_j$ :

$$\{\tilde{\Sigma}, \Sigma, \Sigma_{\eta_M}, \tilde{P}_k, \hat{P}_k, \check{P}_j\} = \arg \min \left( \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \sum_{l=1}^N \gamma_{\tilde{P}_{l,l}^*} \tilde{P}_{l,l,i,\infty}^* + \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M T_{cx,i} \right), \quad (4.1)$$

где  $T_{cx,i}$  – величина интервала сходимости в  $i$ -м эксперименте,  $\gamma_{\tilde{P}_{l,l}^*}$  – скалярные весовые коэффициенты,  $\tilde{P}_{l,l,i,\infty}^*$  – диагональный элемент матрицы  $\tilde{P}^*$  в установившемся режиме,  $M$  – количество экспериментов,  $N$  – размерность вектора состояния.

Решение задачи минимизации в указанной постановке сложно осуществимо практически, вследствие большого числа варьируемых параметров и ограниченности вычислительных ресурсов.

На сегодняшний день существует несколько подходов к выбору указанных параметров настройки фильтра, а именно:

- настройка фильтра в предположении о квазистационарности рассматриваемой системы [4],
- адаптивная настройка [69],
- настройка фильтра методом статистических испытаний [68],
- настройка фильтра на основе правил [70].

В настоящей работе предлагается осуществлять настройку фильтра на основе правил, а проверку корректности выбранных параметров осуществлять методом Монте-Карло. Следует отметить, что выбранный подход не обеспечит решение задачи (4.1), но позволит выбрать такие параметры настройки алгоритма интеграции, которые обеспечат выполнение требований п. 1.7.

#### 4.1. Исходные данные

Имитационное моделирование проводилось для трех КА системы ГЛОНАСС, находящихся в I, II и III орбитальных плоскостях, в том числе на теневых и бестеневых участках орбиты. Для каждого КА были заданы начальные условия в виде Кеплеровых элементов орбиты, приведенных в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Кеплеровы элементы орбиты КА на момент начала моделирования

Системный номер	Орбитальная плоскость	Большая полуось, м	Долгота восходящего узла, °	Наклонение орбиты, °	Аргумент перигентра, °	Истинная аномалия, °	Эксцентриситет	Время начала моделирования (ДМВ)	Теневой участок
1	I	25509731.2	164.7	64.1	33.8	326.1	0.0004	2018.12.10 19:11:53.1	-
1	I	25509884.2	167.9	64.2	352.8	7.1	0.0004	2018.09.10 07:04:35.2	+
9	II	25509944.1	287.3	64.0	205.4	154.5	0.0015	2018.11.06 01:37:49.5	-
9	II	25510033.1	285.8	64.0	203.1	156.8	0.0014	2018.12.18 07:14:53.5	+
26	III	25509416.4	45.8	65.7	225.8	134.1	0.0008	2018.12.20 18:58:0.7	-
26	III	25509319.6	47.0	65.7	216.4	143.5	0.0007	2018.11.14 15:47:30.9	+

При проведении всех экспериментов использовался общий набор исходных данных, полученный на основе открытых источников [26-28,30,31,34,37] и приведенных в таблице 4.2. Для части параметров данные о диапазоне их возможных значений отсутствовали для устройств, используемых в схеме интеграции, поэтому значения таких параметров были выбраны на основе анализа похожих систем [18,21,22,60].

Таблица 4.2 – Исходные данные для моделирования

<b>Массогабаритные и оптические характеристики КА</b>		
<b>Параметр</b>	<b>Обозначение</b>	<b>Значение</b>
Масса	$m$	1645 кг
Габариты		по оси OX ~ 5м по оси OY ~ 4м по оси OZ ~ 12м
Моменты инерции	$I_x^{KA}$ $I_y^{KA}$ $I_z^{KA}$	по оси OX ~ 1500 кг * м <sup>2</sup> по оси OY ~ 3500 кг * м <sup>2</sup> по оси OZ ~ 2000 кг * м <sup>2</sup>
Площадь ПСБ	$S_{ПСБ}$	~ 40 м <sup>2</sup>
Коэффициент диффузного отражения ПСБ	$k_{2,ПСБ}$	~ 0.2
Коэффициент зеркального отражения ПСБ	$k_{1,ПСБ}$	~ 0.1
<b>Терминал МЛНСС</b>		
<b>Параметр</b>	<b>Обозначение</b>	<b>Значение</b>
Размер APS матрицы	$l \times l$	512 × 512
Угловое поле зрения	$\theta_M$	1.5°
Предельная погрешность алгоритма центрирования	$\Delta_{cent}^{max}$	1 пикс
Частота выдачи измерительной информации	$\nu_{МЛНСС}$	5 Гц
Диапазон изменения угла места		[−15°, 85°]
Диапазон изменения азимута		[−180°, 180°]
Звездный каталог		FK6 (I, II)
Минимальный угол в направлении на Солнце		20°
Минимальный угол в направлении на Землю		15°
Минимальный угол в направлении на Луну		5°
Стабильность углового положения осей APS матрицы (3σ)	$\Delta_{APS,spb}^{max}$	1'
Стабильность углового положения осей СК терминала МЛНСС (3σ)	$\Delta_{M,spb}^{max}$	1'
<b>МБИС</b>		
<b>Параметр</b>	<b>Обозначение</b>	<b>Значение</b>
Нулевой сигнал, независимый от перегрузки:	$b_0$	

– систематическое значение, – случайная составляющая от запуска к запуску, –случайная составляющая за 24ч в непрерывном запуске при времени осреднения 300 сек	$b_r$ $b_d$	$\pm 50^\circ/\text{ч}$ $\pm 0,3^\circ/\text{ч}$ $\pm 0,02^\circ/\text{ч}$
Цена импульса выходной информации	$\Delta_{\text{МБИС}}$	0,18''/имп
Погрешность цены импульса, –за весь срок эксплуатации, –за 24 часа в непрерывном запуске	$\delta\Delta_{\text{МБИС}}$ $\delta\Delta_{\text{МБИС,d}}$	1% 0,01%
Стабильность углового положения измерительных осей за весь срок эксплуатации	$\mu_{stb}^{max}$	$\pm 45''$
Углы рассогласования измерительных осей ИК: –паспортизованное значение	$\mu_0$	$\pm 30'$
Шумовая составляющая выходного сигнала при времени осреднения 0,1-10сек	$\eta_a$	0,5''( $\sigma$ )
Частота выдачи измерительной информации	$\nu_{\text{МБИС}}$	10 Гц
<b>Параметры системы</b>		
<b>Параметр</b>	<b>Обозначение</b>	<b>Значение</b>
Эфемериды небесных тел СС		DE431mx
Ошибка знания координат центра масс КА		по оси OX ~ 0.3м (3 $\sigma$ ) по оси OY ~ 3м (3 $\sigma$ ) по оси OZ ~ 0.7м (3 $\sigma$ )
Диапазон изменения угловой скорости КА		[–0.25°/с, 0.25°/с]
Ошибка знания углового положения маяков на антенной плите КА		не более 5''( $\sigma$ )

Следует отметить, что формирование бортового астрокаталога осуществлялось на основе каталога FK6 (I, III). Включение звезды в бортовой астрокаталог осуществлялось исходя из двух условий:

- яркость звезды должна быть не меньше заданной звездной величины,
- звезда должна быть достаточно удалена от других звезд.

Карта зависимости количества ориентиров бортового астрокаталога от порога яркости и минимальной удаленности ориентиров друг от друга приведена на рисунке 4.1. В представленном исследовании был выбран порог яркости –  $4^{(m)}$ , при условии, что минимальное угловое расстояние между ориентирами составляет  $15^\circ$ . Расположение ориентиров на сфере единичного радиуса для заданных условий приведено на рисунке 4.2.

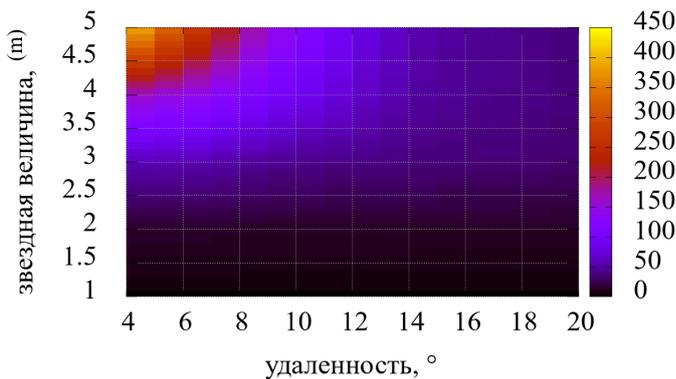


Рисунок 4.1 – Зависимость количества ориентиров бортового астрокаталога от яркости и минимальной удаленности ориентира

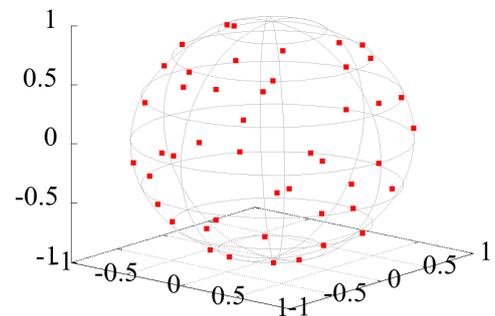


Рисунок 4.2 – Расположение ориентиров на единичной сфере ( $< 4^{(m)}$ , удаленность не менее  $15^\circ$ )

## 4.2. Параметры настройки интегрированной системы определения ориентации КА

### Начальные значения $P_0^*$ и $\chi_0^*$

Матрица  $P_0^*$  представляет собой ковариационную матрицу погрешности знания начального вектора  $\chi_0^*$ . Величина матрицы  $P_0^*$  существенно влияет на сходимость предложенного фильтра.

В предположении, что в момент времени  $t_0$  известно некоторое приближение вектора  $\chi_0^*$ , полученное, например, при проведении наземных юстировочных работ, известны максимально возможные величины вариаций начального вектора  $\chi_0^*$  при выведении на орбиту КА, а также при условии, что компоненты фазового вектора не коррелированы, матрица  $P_0^*$  имеет следующий вид:

$$\mathbf{P}_0^* \sim \text{diag}(\mathbf{P}_{\delta q,0}^*, \mathbf{P}_{b,0}, \mathbf{P}_{\lambda,0}, \mathbf{P}_{\mu,0}, \mathbf{P}_{\xi,0}, \mathbf{P}_{a^{M1},0}, \mathbf{P}_{m^{M1},0}, \mathbf{P}_{e^{M1},0}, \mathbf{P}_{a^{M2},0}, \mathbf{0}, \mathbf{P}_{e^{M2},0}) \quad (4.2)$$

где  $\mathbf{P}_{k,0} = \frac{1}{9} \text{diag}(\Delta_{kx,0}^{max2}, \Delta_{kx,0}^{max2}, \Delta_{kx,0}^{max2})$ ,  $k \in \{b, \lambda, \mu, \xi, a^{M1}, m^{M1}, e^{M1}, a^{M2}, e^{M2}\}$ .

Оценка матрицы  $\mathbf{P}_{\delta q,0}^*$ , в свою очередь, зависит от априорно заданных матриц  $\mathbf{\Gamma}$  и  $\mathbf{E}$ . Матрица  $\mathbf{\Gamma} = \gamma_{\Gamma} \mathbf{I}$  учитывает алгоритмические погрешности, а также погрешности вычисления, вызываемые квазисинхронностью измерений терминалами МЛНСС. Матрица  $\mathbf{E} = \frac{2}{9} \sum_{k \in \{a^{M1}, m^{M1}, e^{M1}\}} \text{diag}(\Delta_{kx,0}^{max2}, \Delta_{kx,0}^{max2}, \Delta_{kx,0}^{max2})$  учитывает смещённость оценки  $\mathbf{q}_0^*$  вследствие отсутствия точной информации о систематических погрешностях измерений терминала МЛНСС в начальный момент времени.

Значения параметров, необходимых для вычисления компонент матрицы  $\mathbf{P}_0^*$ , приведены в таблице 4.3 [30].

Таблица 4.3 – Значения параметров, необходимые для формирования матрицы  $\mathbf{P}_0^*$

Расчетный параметр	Обозначение	Значение
Нулевой сигнал, независящий от перегрузки: – систематическое значение	$\Delta_{bx,0}^{max}$	50 °/ч
Систематическое значение масштабного коэффициента МБИС	$\Delta_{\lambda x,0}^{max}$	1%
Систематическое значение смещения ортогональности осей СК МБИС	$\Delta_{\mu x,0}^{max}$	20'
Систематическое значение смещения не ортогональности осей СК МБИС	$\Delta_{\xi x,0}^{max}$	10'
Систематическое значение смещения ортогональности осей APS матрицы терминала МЛНСС	$\Delta_{a^{Mi}x,0}^{max}$	15'
Систематическое значение смещения ортогональности осей СК терминала МЛНСС	$\Delta_{m^{Mi}x,0}^{max}$	10'
Систематическое значение смещения не ортогональности осей СК терминала МЛНСС	$\Delta_{e^{Mi}x,0}^{max}$	5'
Коэффициент алгоритмической погрешности	$\gamma_{\Gamma}$	1.5

### Матрица шумов измерений $\mathbf{\Sigma}_{\eta_M}$

Диагональные элементы матрицы  $\mathbf{\Sigma}_{\eta_M}$  представляют собой дисперсии шума измерения по каждой из осей картинной плоскости терминалов МЛНСС. В свою очередь, вне диагональные элементы есть не что иное, как взаимные

корреляционные моменты. Считая, что компоненты вектора измерения не коррелированы, запишем полноразмерную матрицу  $\Sigma_{\eta_M}$  в следующем виде:

$$\Sigma_{\eta_M} = \text{diag}\left(\sigma_{\eta_{M_x^1}}^2, \sigma_{\eta_{M_y^1}}^2, \sigma_{\eta_{M_x^2}}^2, \sigma_{\eta_{M_y^2}}^2\right), \quad (4.3)$$

где  $\sigma_{\eta_{M_k^i}}^2$  – дисперсия шума измерения координат ориентира по  $k$ -й оси APS-матрицы  $i$ -го терминала МЛНСС.

Погрешность измерения существенно зависит от характеристик оптической системы терминала МЛНСС, от яркости и профиля звезды, от алгоритма определения координат центра звезды, от характера движения КА [71].

В представленном исследовании СКО шума измерения  $\sigma_{\eta_{M_k^i}} = \frac{\theta_M \Delta_{cent}^{max}}{l \cdot 3}$ ,  $k \in \{x, y\}$  определяется, исходя из потенциальных возможностей оптической системы терминала МЛНСС.

### Ковариационные матрицы шумов системы $\Sigma$ и $\tilde{\Sigma}$

Выбор матриц  $\Sigma$  и  $\tilde{\Sigma}$  оказывает существенное влияние на точность и скорость сходимости оценок фильтра. Как и в предыдущих абзацах, будем полагать, что матрицы имеют диагональный вид, что на практике означает некоррелированность погрешностей компонент фазового вектора системы.

Тогда десять скалярных параметров однозначно определяют матрицу  $\Sigma = \text{diag}(\sigma_a^2 I_{3 \times 3}, \sigma_g^2 I_{3 \times 3}, \sigma_\lambda^2 I_{3 \times 3}, \sigma_\mu^2 I_{3 \times 3}, \sigma_\xi^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{a_{M1}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{m_{M1}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{e_{M1}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{a_{M2}}^2 I_{3 \times 3}, \mathbf{0}_{3 \times 3}, \sigma_{e_{M2}}^2 I_{3 \times 3})$ . В свою очередь, матрица  $\tilde{\Sigma}$  характеризуется семью параметрами, а именно:  $\tilde{\Sigma} = \text{diag}(\sigma_a^2 I_{3 \times 3}, \sigma_g^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{a_{M1}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{m_{M1}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{e_{M1}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{a_{M2}}^2 I_{3 \times 3}, \sigma_{e_{M2}}^2 I_{3 \times 3})$ .

На практике, выбор указанных скалярных величин осуществляется на основе натурального эксперимента. Причем, реальные характеристики, полученные в результате наземного эксперимента, при использовании в бортовом ПМО могут заглубляться, что увеличивает устойчивость системы к неконтролируемым факторам, но понижает конечную точность оценки, либо, наоборот, задаваться

меньшими, что уменьшает устойчивость системы, но увеличивает скорость сходимости и конечную точность оценки.

В представленной работе расчет матриц  $\Sigma$  и  $\tilde{\Sigma}$  осуществлялся на основе модельного эксперимента по сформированным имитационным моделям случайных процессов, описанных в главе 2. В качестве исходных данных заданы характеристики нестабильностей систематических составляющих погрешностей датчиков (таблица 4.2). Результаты моделирования приведены в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Значения компонент матриц  $\Sigma$  и  $\tilde{\Sigma}$

Расчетный параметр	Обозначение	Значение
Стабильность ортогональности осей APS матрицы терминала МЛНСС	$\sigma_{aMi}$	0.4''/с
Стабильность не ортогональности осей СК терминала МЛНСС	$\sigma_{eMi}$	0.2''/с
Стабильность ортогональности осей СК терминала МЛНСС	$\sigma_{mMi}$	0.2''/с
Стабильность ортогональности измерительных осей МБИС на интервале корреляции	$\sigma_{\mu}$	0.2''/с
Стабильность не ортогональности измерительных осей на интервале корреляции	$\sigma_{\xi}$	0.1''/с
Стабильность цены импульса: – за 24 часа в непрерывном запуске	$\sigma_{\lambda}$	$10^{-12} \text{ с}^{-1}$
Нулевой сигнал, независимый от перегрузки: – случайная составляющая за 24ч в непрерывном запуске при времени осреднения 300 сек	$\sigma_g$	$10^{-8} \frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$
Шумовая составляющая выходного сигнала при времени осреднения 0,1 с	$\sigma_a$	0,5''/с

### Матрицы $\check{P}_j$ , $\check{P}_k$ и $\hat{P}_k$

Введение матриц  $\check{P}_j$ ,  $\check{P}_k$  и  $\hat{P}_k$  в уравнения фильтров АКФ и ЕКФ позволяет учесть погрешности знания априорных параметров, необходимых при прогнозировании вектора состояния и при формировании расчетного аналога измерения. Фактически, учет указанных матриц приводит к уменьшению точности

определения фазового вектора системы, что, в свою очередь, приводит к следующему выводу: *минимизация диагональных элементов матриц  $\check{\mathbf{P}}_j$ ,  $\check{\mathbf{P}}_k$  и  $\hat{\mathbf{P}}_k$  приводит к минимизации диагональных элементов матрицы ковариации оценки вектора состояния.*

С другой стороны, диапазон возможных значений диагональных элементов матриц  $\check{\mathbf{P}}_j = \text{diag}(\sigma_{\phi_{om}^{M1}}^2, \sigma_{\theta_{om}^{M1}}^2, \sigma_{\phi_{om}^{M2}}^2, \sigma_{\theta_{om}^{M2}}^2)$ ,  $\hat{\mathbf{P}}_k = \text{diag}(\sigma_{\lambda^*}^2, \sigma_{\mu_c^*}^2, \sigma_{\xi^*}^2)$  и  $\check{\mathbf{P}}_k = \text{diag}(\sigma_m^{M2*}, \sigma_{a_z^{M1*}}^2, \sigma_{a_z^{M2*}}^2, \sigma_{\phi_{om}^{M1}}^2, \sigma_{\theta_{om}^{M1}}^2, \sigma_{\phi_{om}^{M2}}^2, \sigma_{\theta_{om}^{M2}}^2)$  существенно ограничен реальными характеристиками аппаратных средств и алгоритмами формирования векторов  $\mathbf{X}_k$  и  $\mathbf{X}_j$ . Так, значения компонент  $\sigma_{\phi_{om}^{Mi}}, \sigma_{\theta_{om}^{Mi}}, i = 1..2$  зависит от: учета систематических погрешностей, частоты формирования измерений ДАУП, разрядности АЦП, шума ДАУП. В связи с тем, что в представленной работе не уделяется внимание указанным вопросам, предлагается использовать в качестве значений параметров  $3\sigma_{\phi_{om}^{Mi}}, 3\sigma_{\theta_{om}^{Mi}}$  потенциально достижимые точностные характеристики современных ДАУП с учетом указанных факторов, а именно 2'' [72].

В свою очередь, параметры  $\sigma_{\lambda^*}, \sigma_{\mu_c^*}, \sigma_{\xi^*}$  и  $\sigma_m^{M2*}, \sigma_{a_z^{M1*}}, \sigma_{a_z^{M2*}}$  формируются динамически в результате работы первых двух этапов предложенной каскадной схемы интеграции данных.

### Параметры калибровочного маневра КА

Программа калибровочного маневра определяется четырьмя параметрами (2.13), а именно: амплитудой колебания  $\omega_{b0} = 0.25^\circ/c$  и частотами по трем осям  $(v_x \ v_y \ v_z)^T$ . Выбор параметров  $v_x, v_y, v_z$  осуществляется на основе условия наблюдаемости параметров  $\mathbf{b}, \boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\xi}$  на интервале калибровочного маневра и динамических возможностей СОС.

Условие наблюдаемости сформулируем аналогично [14,15], а именно: параметры систематических погрешностей МБИС наблюдаемы, если матрица  $\sum_{i=0}^{\tau} \boldsymbol{\Omega}_{g,i}^T \boldsymbol{\Omega}_{g,i}$  является положительно определенной, где  $\tau$  – количество шагов

времени на интервале калибровочного маневра,  $\Omega_{g,i} =$   
 $(diag(\omega_{b,i}^{ref}) \quad [\omega_{b,i}^{ref}]_{\times} \quad -[\omega_{b,i}^{ref}]_{\Delta})$ .

Ограничения на величину углового ускорения КА формируются исходя из возможностей системы управления, а именно из величины максимального момента, создаваемого блоком УДМ. В представленном исследовании условимся, что блок УДМ способен развить любое требуемое угловое ускорение.

В связи с тем, что в представленной постановке задачи поиска параметров настройки алгоритма интеграции не решается задача минимизации (4.1), а приведенное ранее условие наблюдаемости дает бесконечное множество троек  $v_x, v_y, v_z$ , то в настоящей работе принят частный вариант значений указанных параметров удовлетворяющий описанным ранее требованиям, а именно:

$$(v_x \quad v_y \quad v_z)^T = \left( \frac{1}{130} \quad \frac{1}{115} \quad \frac{1}{155} \right)^T.$$

### **Параметры калибровочной программы терминалов МЛНСС**

Калибровочная программа терминалов МЛНСС определяется восемью параметрами (2.37), а именно: амплитудами колебаний  $\Delta\theta_o^{max,Mi}, \Delta\phi_o^{max,Mi}$ , и частотами  $\nu_{\theta}^{Mi}, \nu_{\phi}^{Mi}$ ,  $i = 1..2$ .

Основным ограничением при выборе амплитуд колебаний является размер поля зрения терминала МЛНСС. Предлагается в качестве значений  $\Delta\theta_o^{max,Mi} = \Delta\phi_o^{max,Mi}$ ,  $i = 1..2$  взять величины равные половине поля зрения терминала с учетом погрешности наведения на ориентир, а именно  $\sim 30'$ .

Частоты колебаний  $\nu_{\theta}^{Mi}, \nu_{\phi}^{Mi}$ ,  $i = 1..2$  предлагается выбрать исходя из следующего условия: частота колебаний должна быть хотя бы на два порядка больше, чем частота измерений терминала МЛНСС. Выбранные с учетом указанного условия частоты колебаний при варьировании не оказывают существенного влияния на скорость сходимости оценок  $a_z^{Mi}$ ,  $i = 1,2$ .

### 4.3. Результаты имитационного моделирования

Имитационное моделирование проведено для трех КА системы ГЛОНАСС, находящихся в I, II и III орбитальных плоскостях [73]. На рисунке 4.3 приведен график эволюции угла «Солнце-объект-Земля» для каждой конфигурации экспериментов. Углам 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.

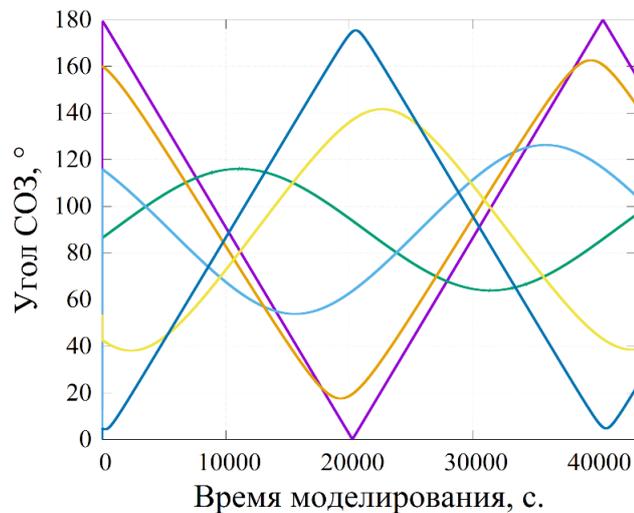


Рисунок 4.3 – Эволюция угла «Солнце-объект-Земля»

В процессе имитационного моделирования было проведено 100 экспериментов по методу Монте-Карло на интервале одного витка орбиты КА. На

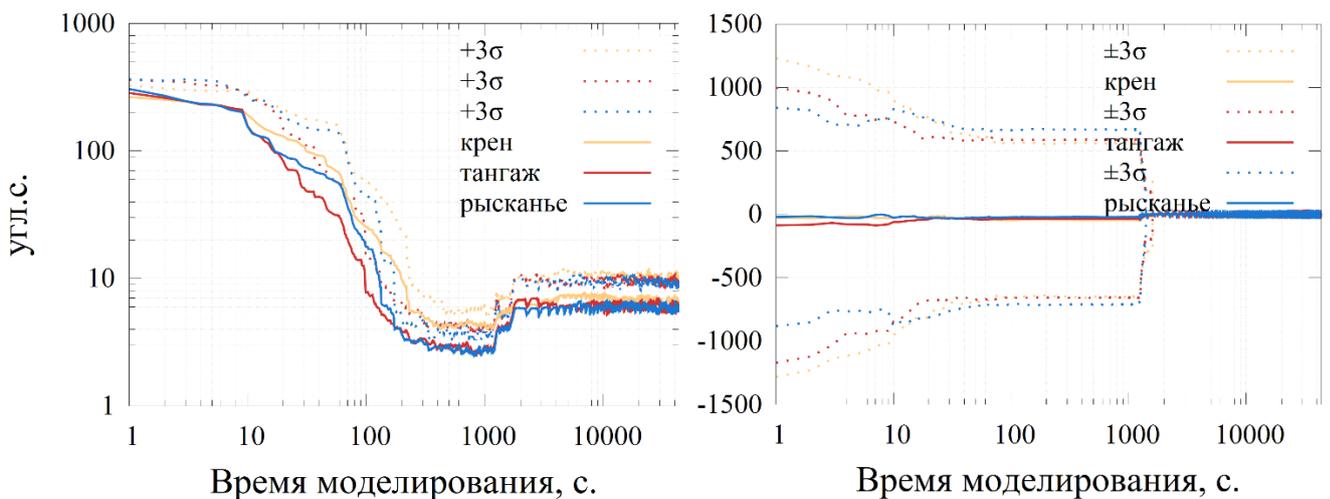


Рисунок 4.4 – МО СКО оценки углов ориентации

Рисунок 4.5 – МО абсолютной ошибки оценки углов ориентации

рисунках 4.4-4.5 представлены графики математического ожидания среднеквадратических отклонений оценок и абсолютных ошибок углов ориентации КА, полученных по серии экспериментов.

Пунктирной линией обозначены предельные отклонения ( $3\sigma$ ) от математического ожидания компоненты рассматриваемого параметра. Величина предельного отклонения ( $3\sigma$ ) от МО СКО оценки углов ориентации является наихудшей оценкой точности разработанного облика СОС. Из рисунка 4.4 следует, что предельная погрешность определения углов ориентации КА в установившемся режиме алгоритма интеграции не превышает  $\pm 0.01^\circ$ , в том числе, вблизи малых и больших углов СОЗ.

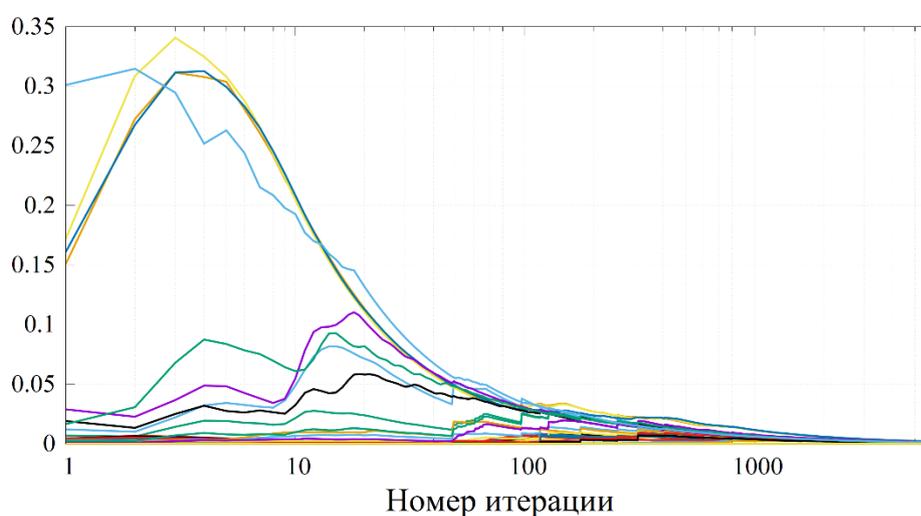
Величины предельного отклонения ( $3\sigma$ ) от МО абсолютной ошибки оценки и от МО СКО оценки углов ориентации в совокупности являются показателем смещенности оценки, формируемой алгоритмом интеграции. Из рисунков 4.4-4.5 следует, что на первом этапе (~1570 секунд) работы алгоритма оценка по компонентам углов ориентации является смещенной – величина предельного отклонения от МО абсолютной ошибки оценки углов ориентации ведет себя как постоянная величина на интервале от 100 до 1570 секунд, при этом значение предельного отклонения от МО СКО оценки углов ориентации существенно убывает на том же интервале.

На втором этапе, осуществляется коррекция оценки вектора состояния, полученного на первом этапе, что на графике 4.5 выражается в скачкообразном уменьшении величины предельного отклонения от МО абсолютной ошибки оценки углов ориентации. Смещенность оценки углов ориентации существенно уменьшается и, на втором и третьем этапах, определяется уже алгоритмическими погрешностями соотношений коррекции, погрешностями исходных данных для коррекции и нестабильностью компонент вектора состояния.

В следствие смещенности оценки алгоритма интеграции на первом этапе, диагональные компоненты матрицы ковариации оценки уже не передают точностные характеристики интегрированной СОС. Поэтому, для определения момента времени соответствующего концу переходного процесса фильтра АКФ

используется оценка относительного приращения диагональных компонент матрицы ковариации между двумя соседними эпохами.

На рисунке 4.6 приведены графики зависимости МО относительного приращения диагональных компонент матрицы ковариации вектора состояния от номера итерации фильтра. Из рисунка следует, что скорость сходимости компонент вектора состояния КА может существенно различаться. Она максимальна для компоненты  $\Delta \mathbf{b}$ , меньшей скоростью обладают компоненты  $\delta \mathbf{q}, \delta a_x^{M1}, \delta a_y^{M1}, \delta \mathbf{m}^{M1}, \Delta \mathbf{e}^{M1}, \delta a_x^{M2}, \delta a_y^{M2}, \Delta \mathbf{e}^{M2}$  и минимальной скоростью обладают компоненты  $\Delta \lambda, \delta \mu, \Delta \xi, \delta a_z^{M1}, \delta a_z^{M2}$ .



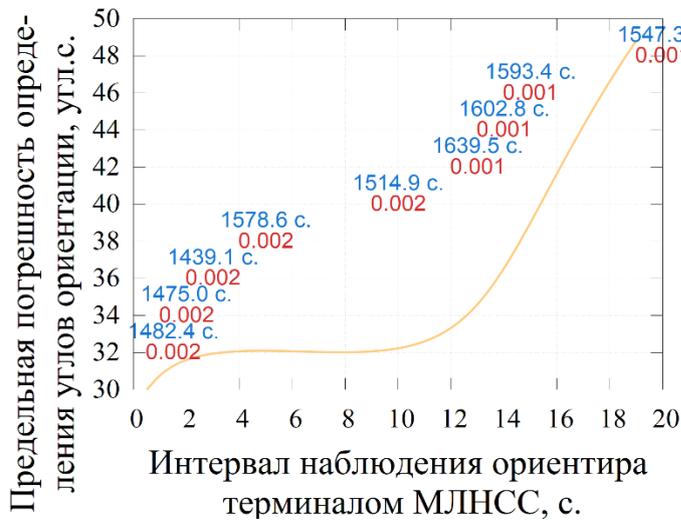
*Рисунок 4.6 – Математическое ожидание относительного приращения диагональных компонент матрицы ковариации вектора состояния на шаге моделирования*

В связи с этим, для определения момента завершения переходного процесса фильтра АКФ следует рассматривать динамику всех диагональных элементов матрицы ковариации.

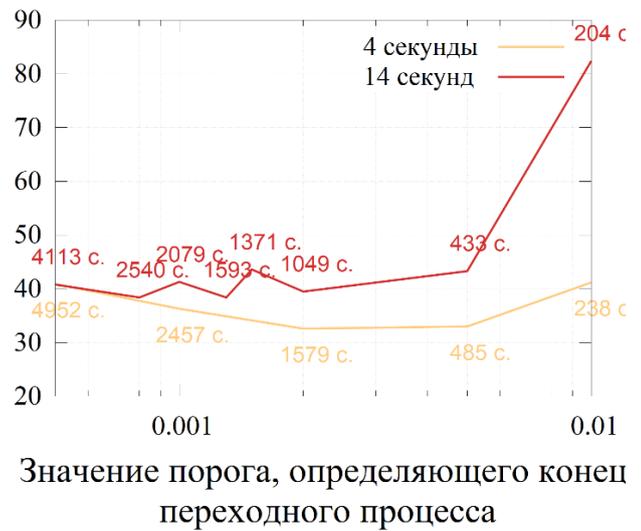
Далее, под моментом завершения переходного процесса будем подразумевать момент времени, когда приращения всех диагональных элементов матрицы ковариации вектора состояния не превышают заданной величины (порога). Именно заданный порог и определяет интервал сходимости фильтра.

На рисунке 4.7 приведен график предельной погрешности оценки вектора состояния в зависимости от величины интервала наблюдения ориентира

терминалом МЛНСС. Под интервалом наблюдения, в работе, рассматривается промежуток времени практически непрерывного (перерывы в поступлении



*Рисунок 4.7 – Предельная погрешность оценки ошибки вектора состояния ( $3\sigma$ ) в зависимости от величины интервала наблюдения ориентира терминалом МЛНСС*



*Рисунок 4.8 – Предельная погрешность оценки ошибки вектора состояния ( $3\sigma$ ) в зависимости от величины порога*

измерений не превышают заданной величины) наблюдения ориентира на APS-матрице терминала МЛНСС от момента захвата ориентира и завершения переходного процесса наведения на ориентир до формирования сигнала о смене ориентира.

Из представленного рисунка следует, что при величинах интервала наблюдения меньших 13 секунд, точность определения углов ориентации КА существенно не меняется, но при дальнейшем увеличении интервала – погрешность определения возрастает. На графике также представлены предельные значения величин интервалов сходимости (синим цветом) и значения порогов (красным цветом), определяющих конец переходного процесса фильтра. В связи с тем, что в настоящей работе не предъявлены требования к интервалу сходимости алгоритма интеграции, в качестве интервала наблюдения ориентира терминалом МЛНСС выбрано значение, удовлетворяющее только требованиям к точности рассматриваемой системы, а именно выбранное значение интервала – 4 секунды.

На рисунке 4.8 представлена зависимость предельной погрешности оценки вектора состояния от величины порога для двух интервалов наблюдения – 4

секунды и 14 секунд. Для интервала наблюдения равном 4 секунды, наилучшее, в смысле получаемой точности определения углов ориентации КА, значение величины порога составляет  $\sim 0.002$ . При этом, предельная величина времени переходного процесса алгоритма интеграции по серии опытов не превышает 1600 секунд.

Следует отметить, что уменьшение величины порога приводит к увеличению интервала сходимости, что, в свою очередь, обеспечивает более точное определение компонент калибровочных поправок МБИС. В следствие того, что МБИС используется для прогнозирования параметров ориентации в моменты перенацеливания терминалов МЛНСС с ориентира на ориентир, рекомендуется учитывать погрешность, вносимую оценками калибровочных поправок МБИС в результат алгоритма прогнозирования. Для этого предлагается на основе соотношения (2.67) формировать прогноз дисперсий углов ориентации КА на интервалах до 60 секунд. При условии неудовлетворения требований к точности определения параметров ориентации КА на интервале прогнозирования рекомендуется проводить дальнейшее уточнение вектора состояния на первом этапе алгоритма интеграции не смотря на достижение приращений всех диагональных элементов матрицы ковариации вектора состояния заданной величины порога.

Приведенные ранее результаты получены при условии высокой стабильности положения чувствительных осей и масштабных коэффициентов МБИС и терминалов МЛНСС, а именно: значения нестабильностей указанных величин на порядок, меньше указанных в таблице 4.2. В случае, когда нестабильности данных параметров принимают значения из таблицы 4.2, матрицы  $\Sigma$  и  $\tilde{\Sigma}$  определяются как в таблице 4.4, а на третьем этапе алгоритма интеграции применяется первый вариант фильтра ЕKF, модуль ошибки оценки определения углов ориентации выходит за пределы трех СКО (рисунок 4.9). В этом случае, диагональные элементы матрицы ковариации уже не отражают реальные характеристики точности формируемого решения. Такая ситуация приведена на рисунке 4.10: в моменты, когда величина усредненной взвешенной погрешности

расчетного аналога измерения терминалов МЛНСС выходит за интервал допустимых значений, алгоритм мониторинга целостности формирует признак недостоверности оценок.

На третьем этапе, при указанном уровне нестабильностей калибровочных поправок МБИС и терминалов МЛНСС следует использовать второй вариант

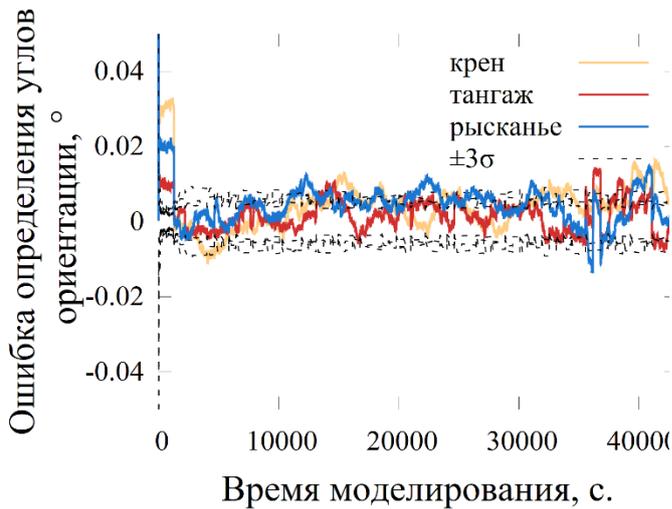


Рисунок 4.9 – Ошибка определения углов ориентации в первом варианте фильтра EKF

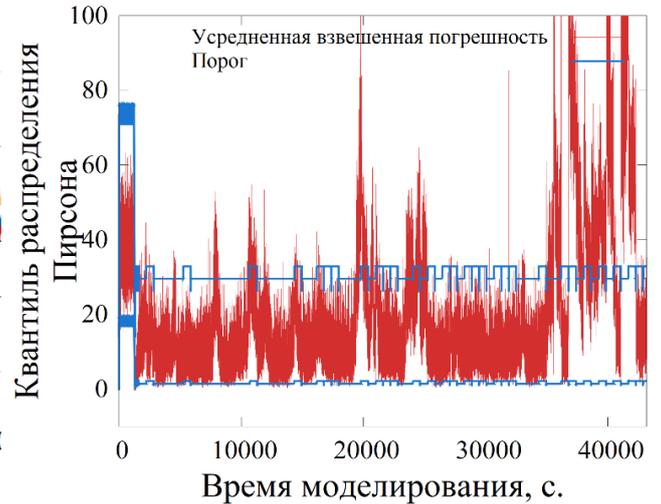


Рисунок 4.10 – Эволюция усредненной взвешенной погрешности РАИ терминалов МЛНСС

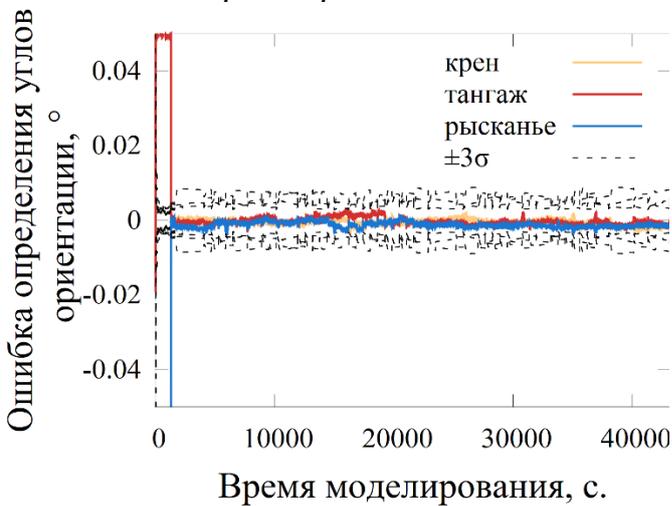


Рисунок 4.11 – Ошибка определения углов ориентации во втором варианте фильтра EKF

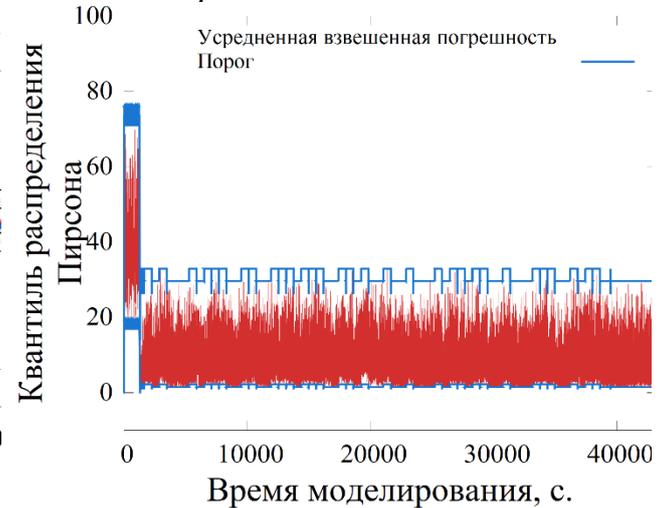


Рисунок 4.12 – Эволюция усредненной взвешенной погрешности РАИ терминалов МЛНСС

фильтра EKF. При условии нестабильности параметров  $\delta \mathbf{m}^{Mref}, \delta a_z^{M1}, \delta a_z^{M2}$  на порядок меньшей, чем приведено в таблице 4.2, алгоритм интеграции формирует несмещенную оценку вектора состояния, а диагональные элементы матрицы

ковариации отражают действительную точность полученного решения (рисунки 4.11-4.12).

Графики математического ожидания СКО оценок и абсолютных ошибок остальных компонент ошибки вектора состояния приведены в Приложении В. На основе анализа указанных графиков построены гистограммы предельной абсолютной ошибки оценки вектора состояния (рисунок 4.13) и предельной погрешности оценки ошибки вектора состояния (по уровню  $3\sigma$ ) (рисунок 4.14) по всем компонентам до применения алгоритма интеграции и после. Высота столбцов приведена в логарифмическом масштабе.

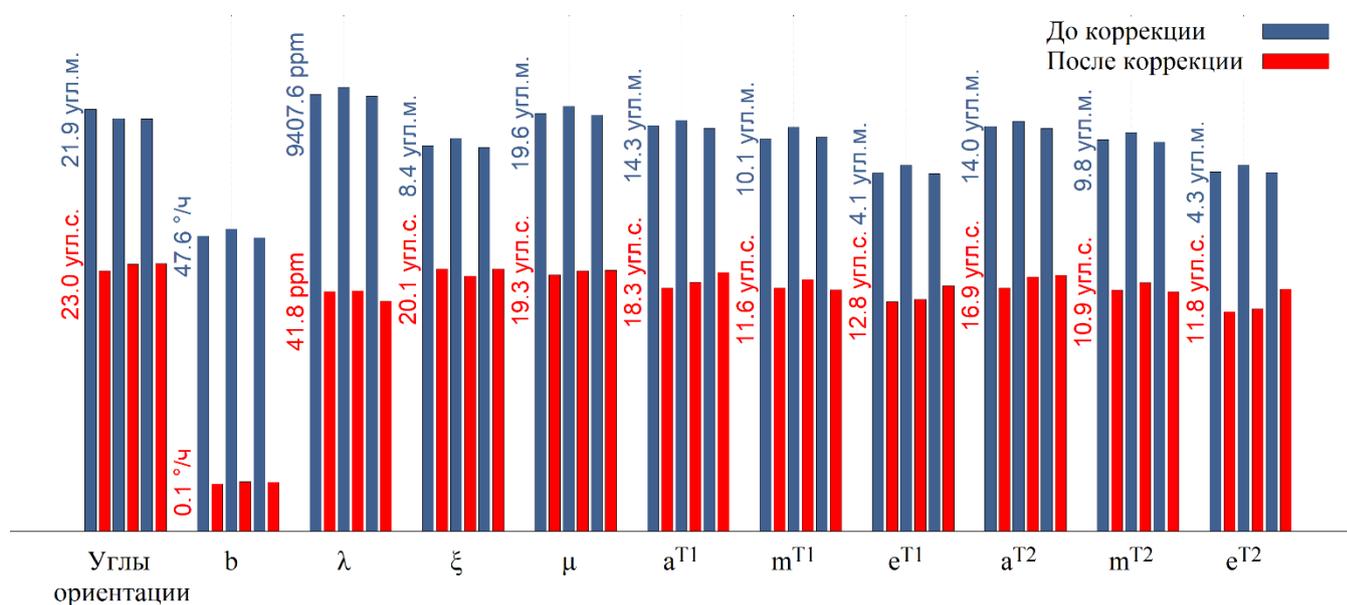


Рисунок 4.13 – Предельная абсолютная ошибка оценки вектора состояния

Анализ приведенных гистограмм показал, что предельная погрешность определения:

1. компонент ортогонального разворота осей чувствительности МБИС не превышает  $\pm 0.006^\circ$ ,
2. компонент масштабного коэффициента МБИС не превышает 0.008%,
3. компонент смещения «нуля» МБИС не превышает  $0.2^\circ/\text{ч}$ ,
4. компонент ортогонального разворота фактической СК терминалов МЛНСС относительно номинальной СК не превышает  $\pm 0.01^\circ$ ,
5. компонент не ортогонального разворота фактической СК терминалов МЛНСС относительно номинальной СК не превышает  $\pm 0.004^\circ$ ,

б. компонент ортогонального разворота фактической СК APS матрицы терминалов МЛНСС относительно номинальной СК не превышает  $\pm 0.006^\circ$ .

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

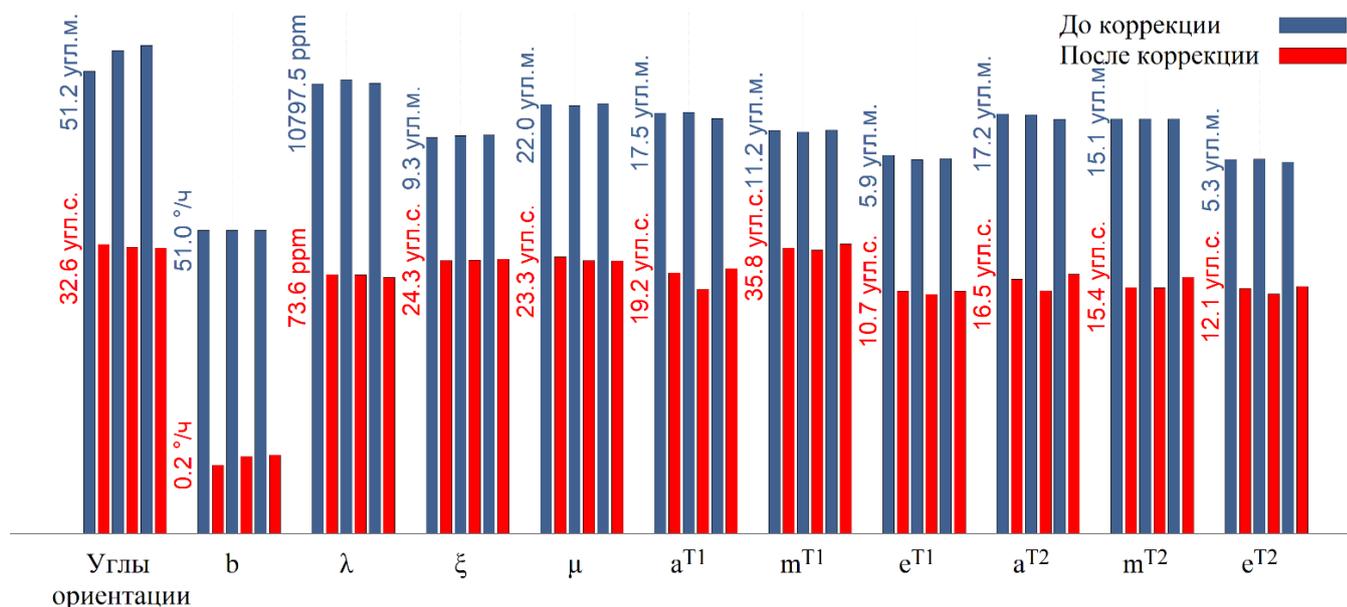


Рисунок 4.14 – Предельная погрешность оценки ошибки вектора состояния ( $3\sigma$ )

#### 4.4. Рекомендации по применению разработанного облика системы определения ориентации

На основе анализа полученных результатов имитационного моделирования сформированы следующие рекомендации по применению разработанного облика системы определения ориентации перспективного КА ГЛОНАСС 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 смещенности 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 ЕKF на третьем этапе рекомендуется при высокой стабильности уточненных поправок МЛНСС и МБИС. Применение второго варианта фильтра ЕKF целесообразно при нестабильности указанных калибровочных поправок, но требует частой смены ориентиров и предельно допустимой частоты обновления измерительной информации терминалов МЛНСС.

#### **4.5. Выводы к главе 4**

В представленной главе:

– 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.

– 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.

## 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 СОС перспективного КА системы 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: разработана 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 ориентации и стабилизации 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.

## СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

AKF	– augmented Kalman filter,
APS	– active pixel sensor,
EKF	– extended Kalman filter,
FOV	– field of view,
GPS	– Global Positioning System,
IGRF	– International Geomagnetic Reference Field,
LQR	– linear quadratic regulator,
PI	– пропорционально-интегрирующий регулятор,
PID	– пропорционально-интегрально-дифференцирующий регулятор,
UML	– unified modeling language,
АСК	– абсолютная геоцентрическая система координат,
АЦП	– аналогово-цифровой преобразователь,
БД	– база данных,
БИНС	– бесплатформенная инерциальная навигационная система,
БЦВС	– бортовая цифровая вычислительная система,
ВАК	– высшая аттестационная комиссия,
ГИКЦ	– главный испытательный космический центр,
ГЛОНАСС	– ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система,
ГНСС	– глобальная навигационная спутниковая система,
ГНСС-приемник	– спутниковый навигационный приемник,
ДАУП	– датчик абсолютного угла поворота,
ДО	– двигатель ориентации,
ДУП	– датчик угла поворота,
КА	– космический аппарат,
КВНО	– координатно-временное и навигационное обеспечение,
КК	– космический комплекс,
МБИС	– малогабаритный блок измерения скоростей,
МВС	– модель внешней среды,
МЛНСС	– межспутниковая лазерная навигационно-связная система,
МО	– математическое ожидание,
МО РФ	– министерство обороны Российской Федерации,
НКУ	– наземный комплекс управления,
НМУ	– немоделируемые ускорения,

НСК	– международная небесная система координат,
ОПУ	– опорно-поворотное устройство,
ОС	– оптическая система,
ОСК	– объектоцентрическая орбитальная подвижная система координат,
ПМК	– программно-математический комплекс,
ПМО	– программно-математическое обеспечение,
ПОЗ	– прибор ориентации по Земле,
ПОС	– прибор ориентации по Солнцу,
ППСБ	– приводы ПСБ,
ПСБ	– панель солнечных батарей,
РКМ	– режим калибровочного маневра,
СДУ	– система дифференциальных уравнений,
СК	– система координат,
СКО	– среднеквадратическое отклонение,
СОЗ	– «Солнце-объект-Земля»,
СОС	– система ориентации и стабилизации,
СС	– солнечная система,
ССК	– связанная система координат,
УДМ	– управляющие двигатели маховики,
ФГУП	– федеральное государственное унитарное предприятие,
ЦМ	– центр масс,
ШРФ	– штатный режим функционирования,
ЭВИ	– эфемеридно-временная информация,
ЭВО	– эфемеридно-временное обеспечение,
ЭДС	– электродвижущая сила,
ЭМИУ	– электро-механическое исполнительное устройство.

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Галиханов Н.К., Титов Е.В. Постановка технической задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов ГЛОНАСС [Текст] // Труды ИПА РАН. — СПб.: ИПА РАН, 2017. — ISBN 978-5-93197-054-7. — Вып. 42. — С.79–88.
2. Бессонов Р.В. Разработка и исследование интегрированного датчика ориентации космического аппарата [Текст]: автореф. дис. ... канд. тех. наук: 01.04.01 / Бессонов Роман Валерьевич. — М., 2008. — 17 с.
3. Иванов Д.С., Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2009. № 48. 32 с. Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2009-48> (дата обращения 10.08.2019)
4. Иванов Д.С. Определение углового движения микроспутника на лабораторном стенде и в орбитальном полете [Текст]: дис. ... канд. тех. наук: 01.02.01 / Иванов Данил Сергеевич. — М., 2013. — 131 с.
5. Фатеев А.В. Прохождение особых участков орбиты навигационным космическим аппаратом системы ГЛОНАСС [Текст] / А.В. Фатеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. №4(56). — С.126-131
6. Чеботарев В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения [Текст] / В.Е. Чеботарев, В.Е. Косенко, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. — Красноярск, 2011. — 448 с., с ил.
7. Красильщиков М.Н. [и др.] Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации [Текст] / Под.ред. В.А. Бартенева, М.Н. Красильщикова. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. — ISBN 978-5-9221-1577-3.— 192 с.
8. Кружков Д.М. Современные и перспективные интегрированные системы высокоточной навигации космических аппаратов на геостационарной и высоких эллиптических орбитах на основе использования ГНСС-технологий [Текст]: дис. ... канд. тех. наук: 05.13.01 / Кружков Дмитрий Михайлович. — М., 2014. — 133 с.

9. Петухов Р.А., Евстифеев В.В. Перспективная комбинированная система стабилизации и ориентации малых космических аппаратов [Текст] // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение, 2012. – № 1. – С. 60-73.
10. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов [Текст] / Б. В. Раушенбах, Е. Н. Токарь. – М.: «Наука», Главная редакция физико-математической литературы, 1974. – 600 с.
11. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами [Текст]. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
12. Crassidis J.L. Angular Velocity Determination Directly from Star Tracker Measurements // Journal of Guidance Control and Dynamics, 2002 – №25(6). – 12pp. – DOI 10.2514/2.4999.
13. Sun T., Xing F., You Z., Wang X., Li B. Deep coupling of star tracker and MEMS-gyro data under highly dynamic and long exposure conditions // Measurement Science and Technology, 2014 – №25(8). – 15pp. – DOI 10.1088/0957-0233/25/8/085003.
14. Pittelkau M.E. Everything Is Relative in Spacecraft System Alignment Calibration // Journal of Spacecraft and Rockets, 2002 – Vol. 39, No. 3 – pp. 460-466.
15. Pittelkau M.E. Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration // Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001 – Vol. 24, No. 6 – pp. 1187-1195.
16. Wang J [et al.] Regularized robust filter for attitude determination system with relative installation error of star trackers // Acta Astronautica, 2013 – Vol. 87 – pp. 88-95. – DOI 10.1016/j.actaastro.2013.01.008
17. Lefferts E.J., Markley F.L., Shuster M.D. Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1982 – Vol. 5, No. 5 – pp. 417-429.
18. Brady T.M., Tillier C.E., Brown R.A., Jimenez A.R., Kourepenis A.S. The inertial stellar compass: a new direction in spacecraft attitude determination // Proceedings from the 16th Annual AIAA/USU conference on small satellites. 2002, Aug 12-25, Logan, Utah. Res-ton: AIAA; 2002. p. 1-8.
19. Dikmen S. Development of Star Tracker Attitude and Position Determination

System for Spacecraft Maneuvering and Docking Facility [electronic resource]: dissertation, 2016. – 103p. URL: <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:ltu:diva-60166> (дата обращения 10.08.2019)

20. Solà J. Quaternion Kinematics for the Error-State Kalman Filter [electronic resource] // Technical Report. Laboratoire d'Analyse et d'Architecture des Systemes-Centre National de la Recherche Scientifique (LAAS-CNRS): Toulouse, France, 2017. – pp. 95 – URL: <https://arxiv.org/pdf/1711.02508> (дата обращения 10.08.2019)

21. Konrad A., Fischer H.D., Müller C., Oesterlin W. Attitude & Orbit Control System for Galileo IOV [electronic resource] // 17th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 2007. – DOI 10.3182/20070625-5-FR-2916.00006

22. Galante J., Van Eepoel J., D'Souza C., Patrick B. Fast Kalman Filtering for Relative Spacecraft Position and Attitude Estimation for the Raven ISS Hosted Payload [electronic resource] // AAS 16-045, AAS GN&C Conference, Breckenridge, CO, 2016. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160001695.pdf> (дата обращения 10.08.2019)

23. Belfadel D., Osborne R.W. III, and Bar-Shalom Y. Bias Estimation and Observability for Optical Sensor Measurements with Targets of Opportunity // Journal of Advances in Information Fusion №9(2), 2014 – pp. 59-74. – URL: [http://confcats\\_isif.s3.amazonaws.com/webfiles/journals/entries/428\\_2\\_art\\_13\\_30570.pdf](http://confcats_isif.s3.amazonaws.com/webfiles/journals/entries/428_2_art_13_30570.pdf) (дата обращения 10.08.2019)

24. Bar-Shalom Y., Li X.-R., Kirubarajan T. Estimation with Applications to Tracking and Navigation: Theory, Algorithms and Software. – J. Wiley and Sons, 2001. – ISBN 9780471465218. – 584p.

25. Wertz J. [et al.] Space Mission Engineering: The New SMAD. – Microcosm Press: Hawthorne, CA, USA, 2011. – ISBN 10 1881883159. – 1033p.

26. Teunissen P.J.G., Montenbruck O. Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems. – Springer, 2017. – 1327p. – DOI 10.1007/978-3-319-42928-1

27. Kaplan E., Hegarty C. Understanding GPS/GNSS Principles and Applications. – Norwood, MA: Artech House, 2017. – ISBN-13: 978-1-63081-058-0. – 1064p.

28. Косенко В. Е., Фаткулин Р. Ф., Звонарь В. Д., Ильин М. А., Чеботарев В.

Е. Прецизионные космические платформы навигационных КА [Текст] // Научные технологии. 2017. – Т. 18. № 12. – С. 5-8.

29. Голубев С.С., Донченко С.И., Денисенко О.В., Блинов И.Ю. Основные направления развития комплекса средств частотно-временного и метрологического обеспечения системы ГЛОНАСС на период 2016–2020 гг [Текст] // Труды ИПА РАН. — 2015. — Вып. 35. — С. 3–10.

30. Бровкин А.Г. Бортовые системы управления космическими аппаратами [Текст]: Учебное пособие / А.Г. Бровкин, Б.Г. Бурдыгов, С.В. Гордийко [и др.] Под редакцией А.С. Сырова – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.: ил.

31. Шаргородский В.Д., Косенко В.Е., Садовников М.А., Чубыкин А.А., Мокляк В.И. Роль лазерных средств в обеспечении точности системы ГЛОНАСС [Текст] // Космические аппараты и технологии, 2013. – №3-4 (6). – URL: <http://www.journal-niss.ru/journal/archive/06/paper3.pdf> (дата обращения: 10.06.2019).

32. Пасынков В.В. [и др.] Решение проблемы точности системы ГЛОНАСС и перспективы ее улучшения в ближайшие годы [Текст] // Труды ИПА РАН. Вып.35. – СПб.: ИПА РАН, 2015. – С.17-23.

33. Звонарь В.Д., Чеботарев В.Е., Ильин М.А. Разработка проекта навигационного космического аппарата на геостационарной орбите [Текст] // Космические аппараты и технологии, 2014. – №2 (8). – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/razrabotka-proekta-navigatsionnogo-kosmicheskogo-apparata-na-geostatsionarnoy-orbite> (дата обращения: 10.06.2019).

34. Тестоедов Н.А. Спутниковая платформа «Экспресс-1000» [Текст]: учебное пособие / В.И. Ермолаев [и др.]; под ред. В.А. Бабука, Н.А. Тестоедова; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2015. – 67с.

35. K k I. Comparison and Analysis of Attitude Control Systems of a Satellite Using Reaction Wheel Actuators [electronic resource]: dissertation, 2012. – 116p. URL: <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn:nbn:se:ltu:diva-47217> (дата обращения: 10.06.2019).

36. 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.

37. Чеботарев В.Е., Фатеев А.В. Особенности ориентации навигационных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии, 2018. – №2(24). – С.84-88. URL: <http://www.journal-niss.ru/journal/archive/24/paper3.pdf> (дата обращения: 10.06.2019).

38. Красильщиков М.Н. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов [Текст] / Под ред. М.Н Красильщикова, Г.Г. Себрякова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – ISBN 978-5-9221-1168-3. – 556с.

39. Mortari D. ESOQ-2 Single-Point Algorithm for Fast Optimal Spacecraft Attitude Determination // Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 95, Pt. II, pp. 817-826. Paper 97-167 of the 7th Annual AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting, Huntsville, AL, Feb. 10-12, 1997.

40. Thomsen B., Nielsen J. CubeSat Sliding Mode Attitude Control – Developing Testbed for Verification of Attitude Control Algorithms [electronic resource]: dissertation, 2016. – 119p. URL: [https://projekter.aau.dk/projekter/files/239482913/report\\_final.pdf](https://projekter.aau.dk/projekter/files/239482913/report_final.pdf) (дата обращения: 10.06.2019).

41. Fine Sun Sensor Datasheet [electronic resource] URL: [https://www.jena-optronik.de/en/aocs/fss.html?file=tl\\_files/pdf/Data%20Sheet%20FSS.pdf](https://www.jena-optronik.de/en/aocs/fss.html?file=tl_files/pdf/Data%20Sheet%20FSS.pdf) (дата обращения: 10.06.2019).

42. IRES Infrared Earth Sensor Datasheet [electronic resource] URL: [https://www.leonardocompany.com/documents/20142/3150104/IRES\\_NE\\_Attitude\\_Control\\_Sensors\\_LQ\\_mm07787\\_.pdf?t=1538987566453](https://www.leonardocompany.com/documents/20142/3150104/IRES_NE_Attitude_Control_Sensors_LQ_mm07787_.pdf?t=1538987566453) (дата обращения: 10.06.2019).

43. International Geomagnetic Reference Field URL: <https://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html> (дата обращения: 10.06.2019).

44. Baldursson S. BLDC motor modelling and control – a MATLAB/SIMULINK implementation / Master Thesis in Electrical Power Engineering, Chalmers University of Technology, Gothenburg, 2005 – 75p.

45. Diebel J. Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors [electronic resource] // Stanford University, 2006. – 35p. URL: [https://www.astro.rug.nl/software/kapteyn-beta/\\_downloads/attitude.pdf](https://www.astro.rug.nl/software/kapteyn-beta/_downloads/attitude.pdf) (дата обращения: 10.06.2019).

46. 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.

47. 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.

48. 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.

49. Wang Y., Ma X., Wang M., Cao C. PMSM Rotor Position Detection Based on Hybrid Optical Encoder and R-Signal Zero-Setting Scheme // Journal of Control Science and Engineering, vol. 2016. – Article ID 2712643 – 6p. – DOI 10.1155/2016/2712643.

50. Du Plessis F. An alternative gyroscope calibration methodology: Ph.D. dissertation, Department of Electrical and Electronic Engineering, University of Johannesburg, Johannesburg, South Africa, 2013. – 233p. – URL: <http://hdl.handle.net/10210/8684> (дата обращения: 10.06.2019).

51. 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.

52. 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.

53. 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.

54. 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.

55. Zanetti R., Bishop R. H. Kalman Filters with Uncompensated Biases // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. Vol.35, No.1 – 2012. – С.327-335.

56. Lee H.I., Ryoo C.K., Bang H., Tahk M.J., Lee S.R. Sensor Alignment Calibration for Precision Attitude Determination of Spacecrafts // Int. J. Aeronaut. Space Sci., 2004 – №5 – pp.83–93.

57. 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.

58. 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.

59. Wang J.G. Test Statistics in Kalman Filtering // J. Glob. Position. Syst. – 2008. – pp.81–90.

60. Brasoveanu D., Hashmall J., Baker D. Spacecraft attitude determination accuracy from mission experience / NASA Technical Memorandum 104613, 1994. - 104p.

61. Schwarz R. Keplerian Orbit Elements → Cartesian State Vectors (Memorandum No.1) [electronic resource], 2014. – URL: [https://downloads.rene-schwarz.com/download/M001-Keplerian Orbit Elements to Cartesian State Vectors.pdf](https://downloads.rene-schwarz.com/download/M001-Keplerian%20Orbit%20Elements%20to%20Cartesian%20State%20Vectors.pdf) (дата обращения: 10.06.2019).

62. Schwarz R. Cartesian State Vectors → Keplerian Orbit Elements (Memorandum No.2) [electronic resource], 2014. – URL: <https://downloads.rene-schwarz.com/dc/file/27> (дата обращения: 10.06.2019).

63. Брумберг В.А., Глебова Н.И., Лукашова М.В., Малков А.А., Питьева Е.В., Румянцева Л.И., Свешников М.Л., Фурсенко М.А. Расширенное объяснение к «Астрономическому ежегоднику» // Труды ИПА РАН. – 2004. – Вып. 10. — 479 с.

64. 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.

65. 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.

66. Хайпер Э., Нёрсетт С., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи: Пер. с англ. — М.: Мир, 1990. — 512 с.

67. OMG Unified Modelling Language (OMG UML). Version 2.5. [electronic resource] URL: <http://www.omg.org/spec/UML/2.5/PDF> (дата обращения: 10.06.2019).

68. Vaughan T.A. A Monte-Carlo performance analysis of Kalman filter and targeting algorithms for autonomous orbital rendezvous: Master of Science in Aeronautics and Astronautics dissertation, MIT, 2004. – 236p.

69. Anderson B.D., Moore J.B. Optimal Filtering // Information and System Sciences Series, Prentice Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1979. – 357p.

70. Reid I. Estimation II [electronic resource], 2012. – URL: <http://www.robots.ox.ac.uk/~ian/Teaching/Estimation/LectureNotes2.pdf> (дата обращения: 10.06.2019).

71. Zhang G. Star identification: methods, techniques and algorithms // Berlin: Springer / Beijing: National Defense Industry Press, 2017. – 231p. ISBN: 978-3-662-53783.

72. Modular Angle Encoders with Optical Scanning [electronic resource] – URL: [https://www.heidenhain.de/fileadmin/pdb/media/img/122204120\\_Modular\\_Angle\\_Encoders\\_Optical\\_en.pdf](https://www.heidenhain.de/fileadmin/pdb/media/img/122204120_Modular_Angle_Encoders_Optical_en.pdf) (дата обращения: 10.06.2019).

73. 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.

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

### Системы координат и отсчета времени

#### **А1. Международная небесная система координат**

Система координат является инерциальной с началом  $O_c$ , расположенным в барицентре солнечной системы. Основной плоскостью является плоскость небесного экватора. Координаты объекта в данной системе определяются двумя параметрами – прямым восхождением  $\alpha$  и склонением  $\delta$ .

#### **А2. Абсолютная геоцентрическая (экваториальная) система координат**

Система координат является инерциальной с началом  $O_a$ , расположенным в центре Земли. Ось  $O_a x_a$  направлена в точку весеннего равноденствия, ось  $O_a z_a$  – вдоль оси вращения Земли в сторону северного полюса, ось  $O_a y_a$  дополняет систему до правой.

#### **А3. Объектоцентрическая орбитальная подвижная система координат**

Начало  $O_o$  ее располагается в центре масс движущегося по орбите КА. Основная плоскость – плоскость орбиты. Ось  $O_o x_o$  направлена по радиус-вектору КА, положительное направление оси – в зенит. Ось  $O_o z_o$  совпадает с направлением вектора момента количества движения (интеграла площадей). Ось  $O_o y_o$  дополняет систему до правой и направлена в сторону движения КА.

#### **А4. Объектоцентрическая солнечно-земная система координат**

Начало  $O_s$  ее располагается в центре масс КА. Основная плоскость – плоскость «Солнце-объект-Земля». Ось  $O_s x_s$  направлена по радиус-вектору, проведенному из центра Земли в точку  $O_s$ , положительное направление оси – в зенит. Ось  $O_s y_s$  располагается в плоскости СОЗ и направлена в сторону от Солнца. Ось  $O_s z_s$  дополняет систему до правой.

#### **А5. Связанная система координат**

Начало  $O_b$  связанной системы координат располагается в центре масс КА. Ось  $O_b y_b$  направлена вдоль оси КА в сторону устройства отделения, на орбите это

соответствует направлению в зенит. Ось  $O_b y_b$  лежит в плоскости симметрии аппарата, на орбите располагается в плоскости СОЗ и направлена в сторону от Солнца. Ось  $O_b z_b$  дополняет систему до правой.

## **А6. Системы координат терминала МЛНСС**

### **А6.1. Номинальная декартова система координат**

Начало  $O$  системы координат терминала МЛНСС находится в точке пересечения осей вращения поворотного устройства по азимуту и углу места. Ось  $Ox$  параллельна плите крепления и сонаправлена с лазерным лучом при углах поворотного устройства  $\phi = 0$ ,  $\theta = 0$ . Ось  $Oy$  направлена в «зенит» по отношению к плите крепления. Ось  $Oz$  дополняет систему до правой тройки векторов.

### **А6.2. Номинальная сферическая система координат**

Положение объекта в сферической системе координат терминала описывается тремя параметрами -  $(\theta, \phi, r_M)$ . Азимут  $\phi$  отсчитывается от оси  $Ox$  в плоскости  $Oxz$  и является положительным при повороте против часовой стрелки и отрицательным при повороте по часовой стрелке. Угол места  $\theta$  является положительным при повороте против часовой стрелки и отрицательным при повороте по часовой стрелке.

### **А6.3. Номинальная система координат APS матрицы**

Начало системы координат APS матрицы находится в геометрическом центре матрицы  $O_{\text{опт}}$ . Плоскость изображения располагается параллельно плоскости  $Oyz$ . (). Положение объекта в данной системе координат определяется тремя параметрами -  $(X_i, Y_i, f_{eq})^T$ , где  $f_{eq}$  – эквивалентное фокальное расстояние оптической антенны терминала МЛНСС. В настоящей работе описание координат ориентира на APS матрице осуществляется двумя параметрами -  $(x_{fp}^i, y_{fp}^i)^T$ , определение которых осуществляется из следующего соотношения:

$$\begin{pmatrix} x_{fp}^i \\ y_{fp}^i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (X_i - X_0)/f_{eq} \\ (Y_i - Y_0)/f_{eq} \end{pmatrix}, \quad (\text{A.1})$$

где  $Y_0, Z_0$  – координаты точки «отклика», полученные на основе процедуры калибровки матрицы терминала.

#### **А6.4. Фактическая система координат APS матрицы**

Фактическая система координат APS матрицы отличается от номинальной вследствие систематических погрешностей измерения в виде матрицы, учитывающей вектор малых углов ортогонального смещения осей датчика.

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Взаимные преобразования между системами координат

В настоящем разделе приведены конечные соотношения преобразования координат объекта между описанными ранее системами координат. Причем, это преобразование необходимо проводить через все СК, стоящие в цепочке НСК  $\leftrightarrow$  АСК  $\leftrightarrow$  ОСК  $\leftrightarrow$  ССК  $\leftrightarrow$  СК МЛНСС между двумя целевыми СК.

#### Б1. Преобразование координат НСК $\leftrightarrow$ АСК

Преобразование координат объекта из НСК в АСК осуществляется в соответствии со следующими соотношениями:

$$\mathbf{p}_{ref}^{Mi} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_i \cos \delta_i \\ \sin \alpha_i \cos \delta_i \\ \sin \delta_i \end{pmatrix}, \quad (\text{Б.1})$$

где  $\mathbf{p}_{ref}^{Mi}$  – вектор положения  $i$ -го объекта в системе координат АСК.

#### Б2. Преобразование координат АСК $\leftrightarrow$ ОСК

Преобразование координат объекта из АСК в ОСК осуществляется следующим образом:

$$\mathbf{p}_{orb}^{Mi} = T_{ref \rightarrow orb}(\mathbf{r}_{ref}, \mathbf{v}_{ref})(\mathbf{p}_{ref}^{Mi} - \mathbf{r}_{ref}), \quad (\text{Б.2})$$

$$T_{ref \rightarrow orb}(\mathbf{r}_{ref}, \mathbf{v}_{ref}) = \begin{pmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} & \lambda_{13} \\ \lambda_{21} & \lambda_{22} & \lambda_{23} \\ \lambda_{31} & \lambda_{32} & \lambda_{33} \end{pmatrix}, \quad (\text{Б.3})$$

где  $\lambda_{11} = \frac{x}{r}$ ,  $\lambda_{12} = \frac{y}{r}$ ,  $\lambda_{13} = \frac{z}{r}$ ,  $r = |\mathbf{r}_{ref}|$ ,  $\lambda_{31} = \frac{C_x}{C}$ ,  $\lambda_{32} = \frac{C_y}{C}$ ,  $\lambda_{33} = \frac{C_z}{C}$  ( $C_x, C_y, C_z$  – интегралы площадей),  $C_x = yv_z - zv_y$ ,  $C_y = zv_x - xv_z$ ,  $C_z = xv_y - yv_x$ ,  $C = \sqrt{C_x^2 + C_y^2 + C_z^2}$ ,  $\lambda_{21} = -\lambda_{12}\lambda_{33} + \lambda_{13}\lambda_{32}$ ,  $\lambda_{22} = -\lambda_{13}\lambda_{31} + \lambda_{11}\lambda_{33}$ ,  $\lambda_{23} = -\lambda_{11}\lambda_{32} + \lambda_{12}\lambda_{32}$ ,  $\mathbf{r}_{ref} = (x, y, z)^T$  – вектор положения ЦМ КА в АСК,  $\mathbf{v}_{ref} = (v_x, v_y, v_z)^T$  – скорость ЦМ КА в АСК,  $\mathbf{p}_{ref}^{Mi} = (p_x, p_y, p_z)^T$  – вектор положения объекта в АСК,  $\mathbf{p}_{orb}^{Mi}$  – вектор положения объекта в ОСК.

### Б3. Преобразование координат ОСК ↔ ССК

Преобразование координат объекта из ОСК в ССК осуществляется следующим образом:

$$\mathbf{p}_b^{Mi} = T_{orb \rightarrow b}(\mathbf{q}_{orb \rightarrow b}) \mathbf{p}_{orb}^{Mi}, \quad (\text{Б.4})$$

где  $T_{orb \rightarrow b}(\mathbf{q}_{orb \rightarrow b})$  – матрица  $3 \times 3$  элементарного поворота, построенная по кватерниону,  $\mathbf{q}_{orb \rightarrow b}$  – кватернион ориентации КА относительно ОСК,  $\mathbf{p}_b^{Mi}$  – вектор положения объекта в ССК.

### Б4. Преобразование координат АСК ↔ ССК

Преобразование координат объекта из АСК в ССК осуществляется следующим образом:

$$\mathbf{p}_b^{Mi} = T_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}) \mathbf{p}_{orb}^{Mi}, \quad (\text{Б.5})$$

где  $T_{ref \rightarrow b}(\mathbf{q}) = T_{orb \rightarrow b}(\mathbf{q}_{orb \rightarrow b}) T_{ref \rightarrow orb}(\mathbf{r}_{ref}, \mathbf{v}_{ref}) = T_{ref \rightarrow b}(\psi, \theta, \gamma)$ ,  $\psi, \theta, \gamma$  – углы рысканья, тангажа и крена КА соответственно.

### Б5. Преобразование координат из ССК в фактическую систему координат APS матрицы терминала МЛНСС

В свою очередь, преобразование координат объекта из ССК в фактическую систему координат APS матрицы терминала МЛНСС осуществляется следующим образом:

$$\mathbf{p}_c^{Mi} = T_{ca \rightarrow c}^{Mi}(\mathbf{a}^{Mi}) T_{cm \rightarrow ca}^{Mi}(\theta_o, \phi_o) T_{ce \rightarrow cm}^{Mi}(\mathbf{m}^{Mi}) T_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi}) T_{b \rightarrow c0}^{Mi} \mathbf{p}_b^{Mi}, \quad (\text{Б.6})$$

$$T_{cm \rightarrow ca}^{Mi}(\theta_o, \phi_o) = T_y^{Mi} \left( \theta_o - \frac{\pi}{2} \right) T_z^{Mi}(\phi_o), \quad (\text{Б.7})$$

где  $T_{b \rightarrow c0}^{Mi}$  – матрица перехода из ССК в номинальную декартову СК  $i$ -го терминала МЛНСС, задаваемая исходя из места крепления терминала на корпусе КА,  $T_{c0 \rightarrow ce}^{Mi}(\mathbf{e}^{Mi})$  – матрица, учитывающая неортогональность 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,  $T_{ca \rightarrow c}^{Mi}(\mathbf{a}^{Mi})$  – матрица, учитывающая ортогональный разворот фактической СК APS матрицы  $i$ -го терминала МЛНСС относительно номинальной.

## ПРИЛОЖЕНИЕ В

### Результаты имитационного моделирования

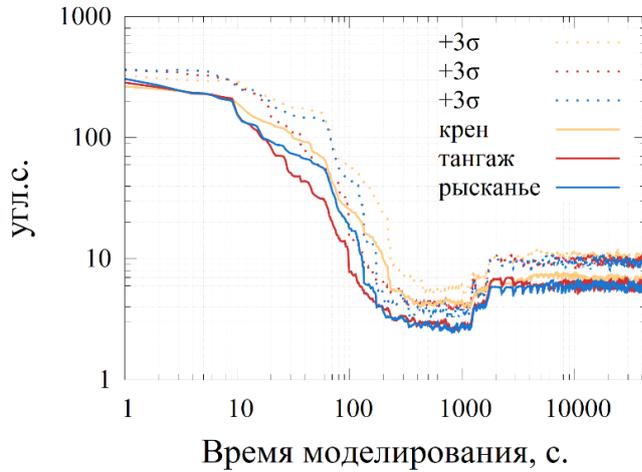


Рисунок В.1 – МО СКО оценки углов ориентации

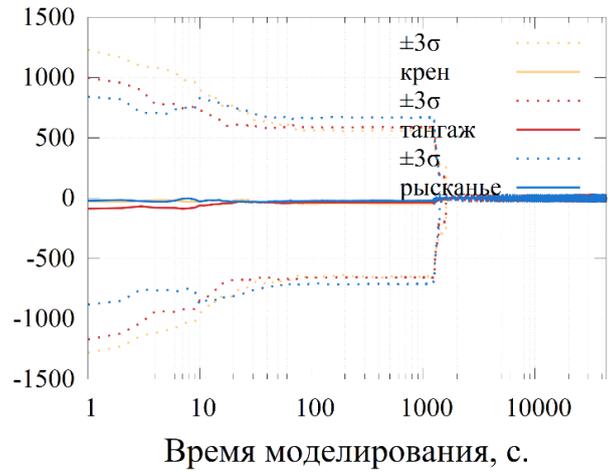


Рисунок В.2 – МО абсолютной ошибки оценки углов ориентации

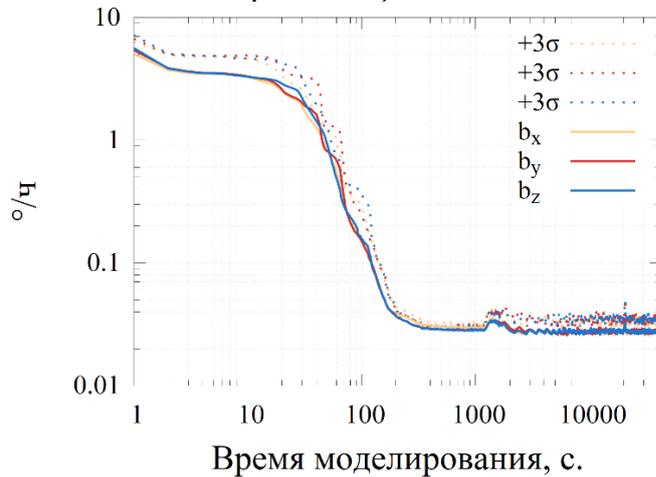


Рисунок В.3 – МО СКО оценки смещения «нуля» МБИС

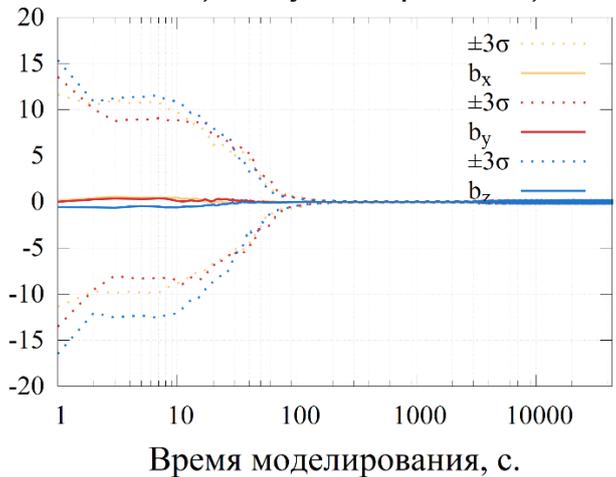


Рисунок В.4 – МО абсолютной ошибки оценки смещения «нуля» МБИС

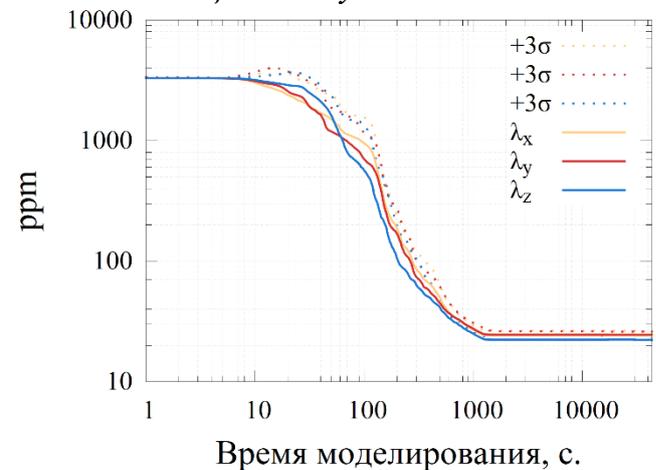


Рисунок В.5 – МО СКО оценки масштабного коэффициента МБИС

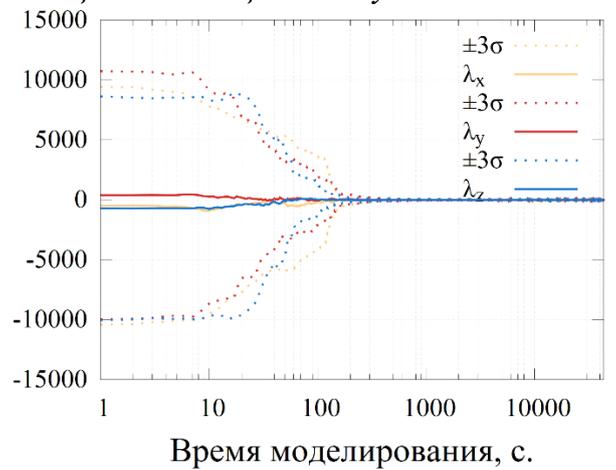


Рисунок В.6 – МО абсолютной ошибки оценки масштабного коэффициента МБИС

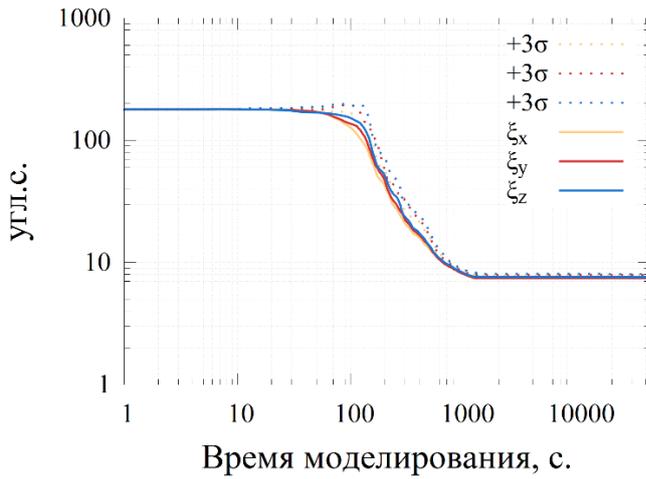


Рисунок В.7 – МО СКО оценки не орт. разворота СК МБИС

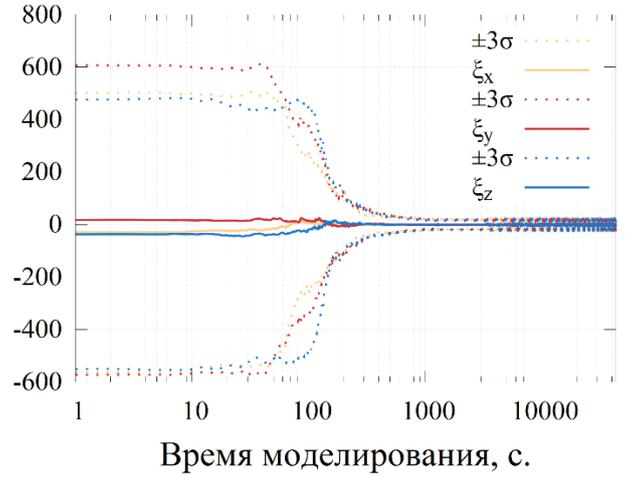


Рисунок В.8 – МО абсолютной ошибки не орт. разворота СК МБИС

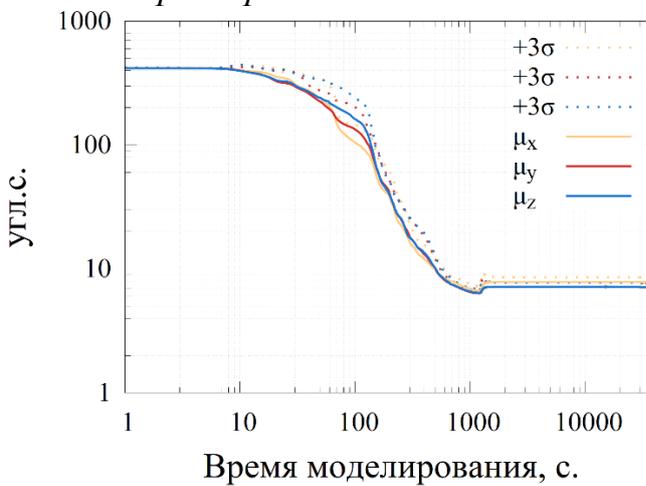


Рисунок В.9 – МО СКО оценки орт. разворота СК МБИС

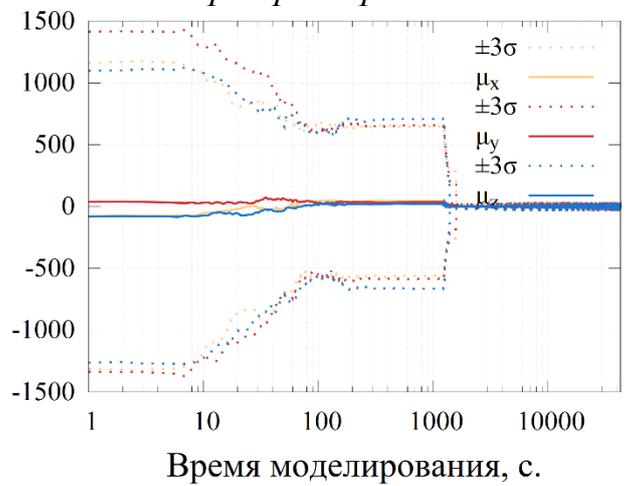


Рисунок В.10 – МО абсолютной ошибки орт. разворота СК МБИС

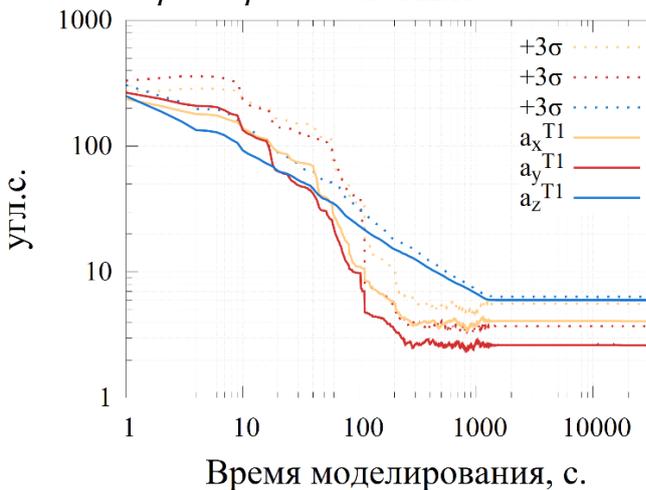


Рисунок В.11 – МО СКО оценки орт. разворота СК APS МЛНСС №1

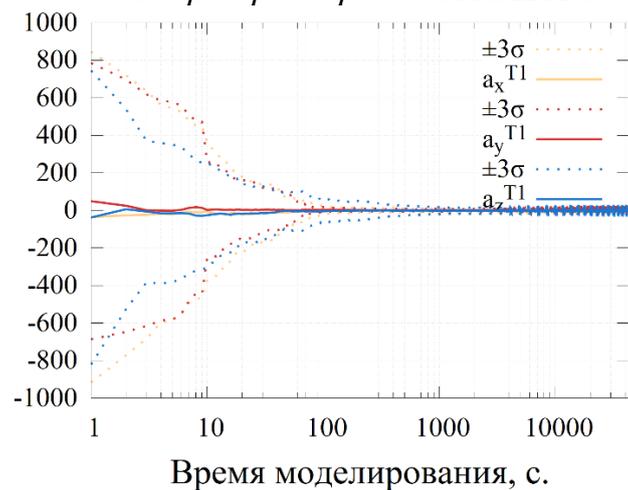


Рисунок В.12 – МО абсолютной ошибки оценки орт. разворота СК APS МЛНСС №1

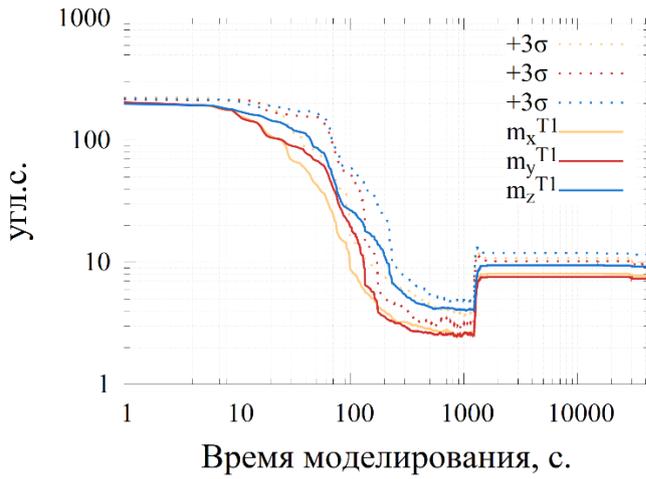


Рисунок В.13 – МО СКО оценки орт. разворота СК МЛНСС №1

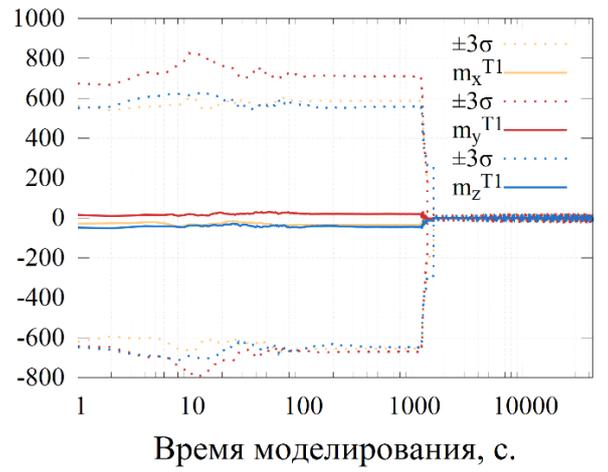


Рисунок В.14 – МО абсолютной ошибки оценки орт. разворота СК МЛНСС №1

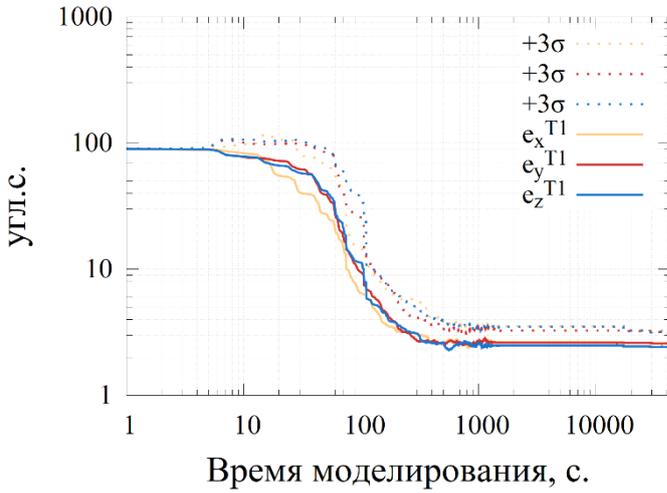


Рисунок В.15 – МО СКО оценки не орт. разворота СК МЛНСС №1

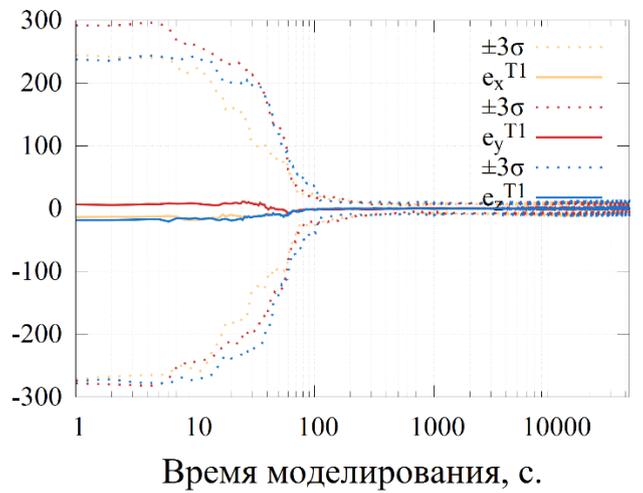


Рисунок В.16 – МО абсолютной ошибки оценки не орт. разворота СК МЛНСС №1

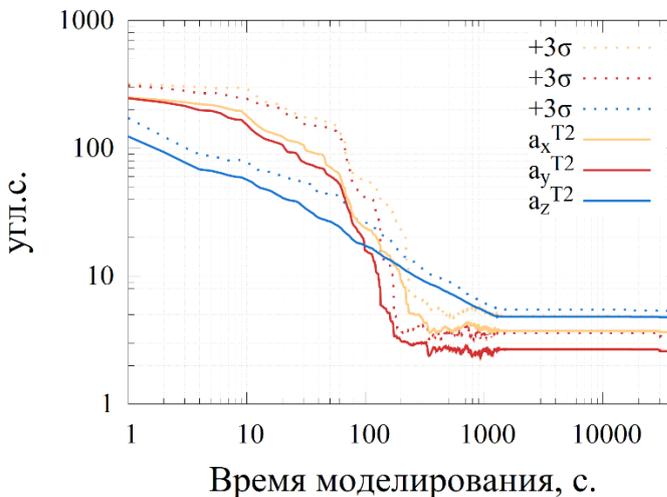


Рисунок В.17 – МО СКО оценки орт. разворота СК APS МЛНСС №2

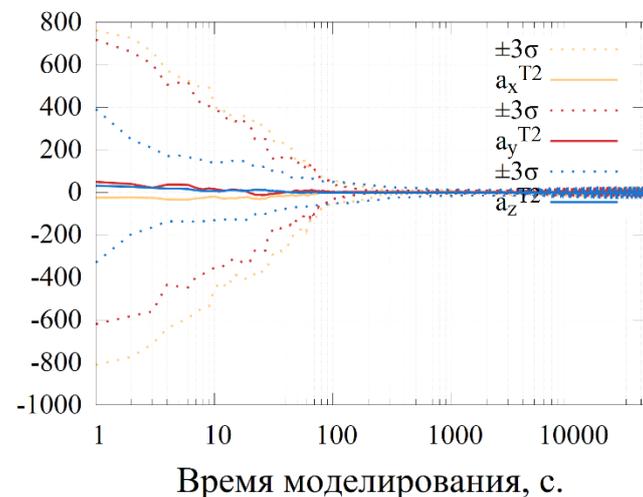


Рисунок В.18 – МО абсолютной ошибки оценки орт. разворота СК APS МЛНСС №2

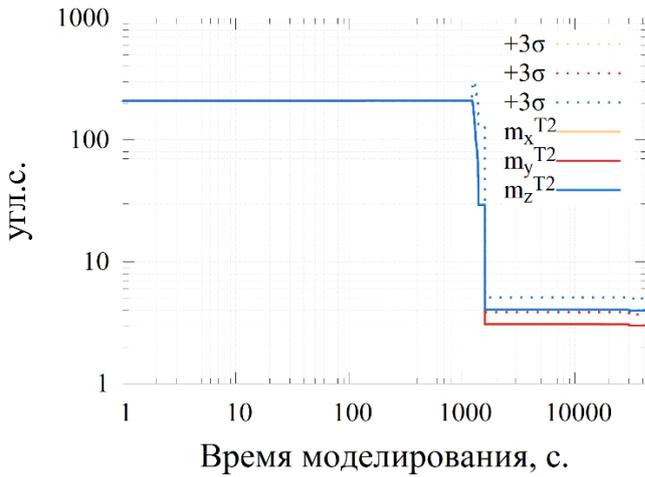


Рисунок В.19 – МО СКО оценки орт. разворота СК МЛНСС №2

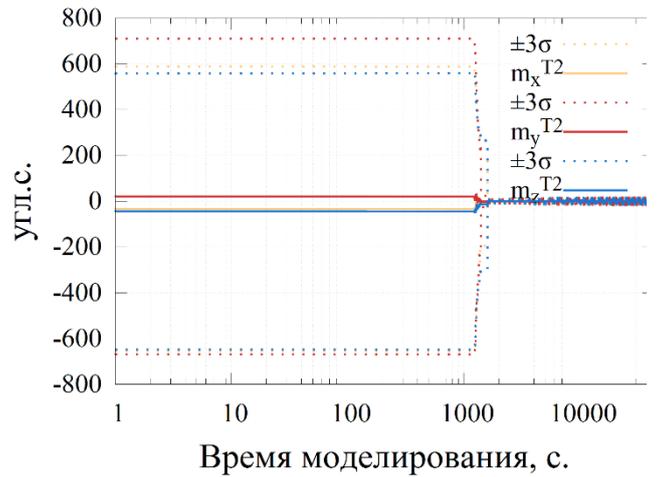


Рисунок В.20 – МО абсолютной ошибки оценки орт. разворота СК МЛНСС №2

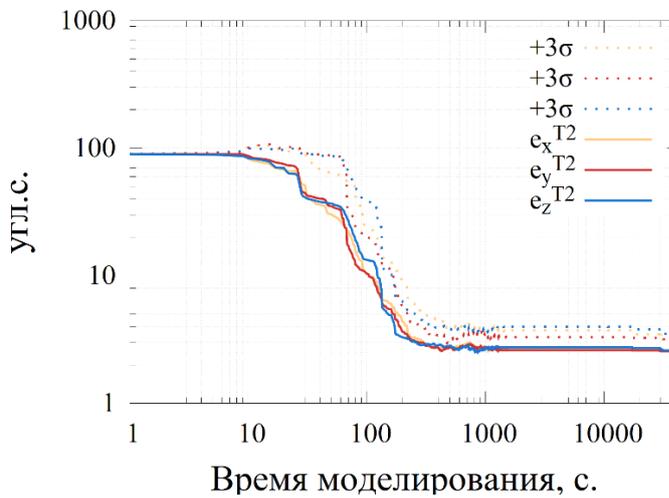


Рисунок В.21 – МО СКО оценки не ортогонального разворота СК МЛНСС №2

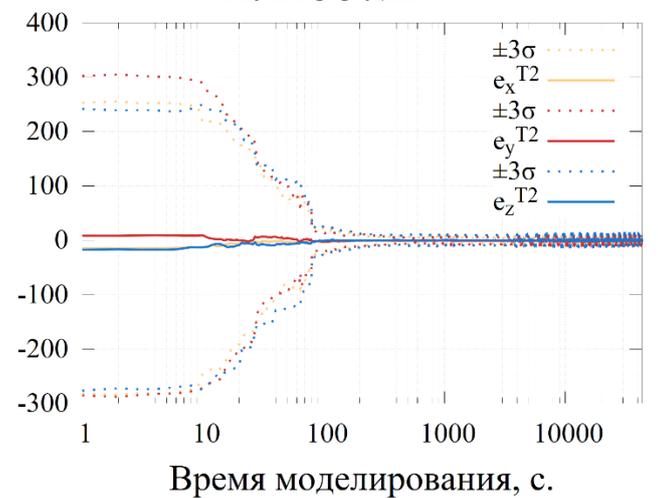


Рисунок В.22 – МО абсолютной ошибки оценки не ортогонального разворота СК МЛНСС №2