

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

И. С. ТКАЧЕНКО

ЦИФРОВИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ
МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ
МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ

Одобрено редакционно-издательским советом федерального
государственного автономного образовательного учреждения высшего
образования «Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева»

САМАРА
Издательство Самарского университета
2025

УДК 629.783.01:004
ББК О643+О675
Т484

Рецензенты: д-р техн. наук, проф., действительный член РАН, президент Самарского университета им. Королева В.А. Сойфер;
канд. техн. наук, генеральный конструктор по космическим системам и комплексам ООО «Специальный технологический центр» Е.В. Космодемьянский

Ткаченко, Иван Сергеевич

Т484 **Цифровизация процессов создания многоспутниковых космических систем мониторинга Земли:** монография / *И. С. Ткаченко.* – Самара: Издательство Самарского университета, 2025. – 366 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-2271-1

Излагаются методологические основы цифровизации всего жизненного цикла нового типа космических систем мониторинга на базе большого числа малых космических аппаратов. Рассматривается программный инструментарий для поддержки процесса проектирования малых аппаратов наблюдения и космических систем на их базе; описаны основные принципы организации цифровой производственной системы, обеспечивающей серийное производство малых аппаратов; определены направления и разработаны инструменты цифровизации экспериментальной отработки спутников, направленные на оптимизацию её объёмов; предложены основные подходы для цифровизации процессов управления многоспутниковых космических систем. Реализация описанных подходов позволяет достичь значительного сокращения сроков создания многоспутниковых космических систем мониторинга Земли.

Предназначена для широкого круга специалистов в области создания космических систем. Может также рассматриваться в качестве дополнительной учебной литературы для обучающихся по соответствующим специальностям.

УДК 629.783.01:004
ББК О643+О675

ISBN 978-5-7883-2271-1

© Самарский университет, 2025

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	8
1 Анализ современного состояния и перспектив развития многоспутниковых космических систем мониторинга на базе малых космических аппаратов	14
1.1 Основные тенденции развития мировой группировки космических аппаратов наблюдения.....	14
1.2 Подходы к определению жизненного цикла многоспутниковых космических систем мониторинга	33
1.2.1 Анализ существующих моделей, применяемых для описания жизненного цикла изделий ракетно-космической техники.....	33
1.2.2 Жизненный цикл космических систем, используемый космическими агентствами	43
1.2.3 Жизненный цикл многоспутниковой космической системы мониторинга на базе малых космических аппаратов	53
1.2.3.1 Этап обслуживания и ремонта многоспутниковой космической системы мониторинга.....	59
1.3 Формализация задачи синтеза параметров многоспутниковой космической системы мониторинга	68
1.3.1 Формализация требований к космической системе исходя из целевых задач.....	68
1.3.1.1 Показатели для оценки экономической эффективности проектов по созданию многоспутниковых космических систем мониторинга Земли	78

1.3.2 Проектные параметры многоспутниковой космической системы мониторинга Земли	82
1.3.3 Структурно-параметрическая модель многоспутниковой космической системы мониторинга Земли	86
1.4 Цифровизация процессов жизненного цикла многоспутниковых космических систем мониторинга Земли как инструмент сокращения сроков и стоимости их создания	106
2 Программно-математический инструментарий для информационной поддержки проектирования малых космических аппаратов в составе многоспутниковых систем мониторинга земли	115
2.1 Программный комплекс для решения задач выбора проектных характеристик, моделирования целевого функционирования и оценки эффективности многоспутниковых космических систем на основе малых космических аппаратов	117
2.1.1 Алгоритм автоматизированного выбора основных проектных параметров многоспутниковой космической системы мониторинга.....	125
2.1.2 База данных обеспечивающих бортовых систем и целевой аппаратуры малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли как средство информационной поддержки процесса проектирования...	130
2.2 Проектирование малых космических аппаратов мониторинга на основе унифицированных платформ.....	136
2.3 Вычислительные эксперименты по выбору проектных параметров МКА ДЗЗ и моделированию целевого функционирования МКСМ с использованием разработанного программного обеспечения	144

2.3.1 Некоторые результаты работы модуля по синтезу проектных параметров малых космических аппаратов мониторинга	145
2.3.2 Некоторые результаты моделирования функционирования многоспутниковых космических систем мониторинга с использованием разработанного программного обеспечения	153
3 Подходы к организации серийного цифрового производства и наземной экспериментальной отработки малых космических аппаратов для многоспутниковых космических систем мониторинга	167
3.1 Выбор модели производственной системы для целей серийного автоматизированного производства малых космических аппаратов.....	167
3.1.1 Основные тренды развития производственных систем космической техники	167
3.1.2 Существующие модели производственных систем, ориентированные на серийное производство МКА	171
3.1.3 Модель матричного производства для балансировки производственных участков по выпуску МКА с минимальной длительностью производственных циклов ..	178
3.2 Имитационное моделирование для оптимизации параметров серийного роботизированного производства.....	188
3.3 Разработка концепции создания и функционирования «цифрового завода» (киберфизической фабрики) по серийному производству малых космических аппаратов	203
3.3.1 Структурная модель «цифрового завода» по серийному производству малых космических аппаратов	203
3.3.2 Управление функционированием «цифрового завода» по производству малых космических аппаратов.....	216

3.4 Направления цифровизации процессов экспериментальной отработки малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем.....	223
3.4.1 Классификация испытаний малых космических аппаратов.....	227
3.4.2 Направления оптимизации объёмов отработки малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем.....	232
3.4.3 Моделирование надёжности многоспутниковых космических систем мониторинга на основе логико-вероятностного метода.....	242
3.4.4 Обобщённая схема цифровизации системы экспериментальной отработки МКА ДЗЗ, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем	255
4 Цифровизация управления, эксплуатации и утилизации многоспутниковой космической системы мониторинга	258
4.1 Архитектура информационного компонента наземной инфраструктуры для управления перспективными многоспутниковыми системами	261
4.2 Технология и сервисы распространения материалов космической съёмки на основе облачных технологий	274
4.2.1 Этапы формирования информационных продуктов по результатам космической съёмки в интересах потребителей.....	275
4.2.2 Существующая и предлагаемая схемы распространения материалов космической съёмки и результатов тематической обработки среди потребителей	279
4.2.3 Программное мобильное приложение для доступа к информации ДЗЗ	290

4.3 Оценка эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых систем.....	298
4.3.1 Классификация способов увода МКА с орбиты	303
4.3.2 Система показателей эффективности системы увода малых космических аппаратов с орбиты.....	305
4.3.3 Методика выбора варианта реализации системы увода малых космических аппаратов с орбиты.....	310
4.3.4 Применение метода уверенных суждений для выбора варианта реализации системы увода малых космических аппаратов с орбиты.....	319
4.3.5 Рекомендации по оснащению малых космических аппаратов системами увода с орбиты	327
4.4 Результаты цифровизации основных этапов жизненного цикла многоспутниковых космических систем мониторинга Земли на примере диаграммы Ганта создания малого космического аппарата	331
Заключение	339
Список литературы	342

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время многие виды хозяйственной деятельности человека, связанные с использованием данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), характеризуются постоянным ростом объёмов и скорости обмена информацией. Повышаются требования к космическим системам мониторинга в части глобальности, периодичности и оперативности получения и доставки информации потребителям. В связи с этим возникает потребность в создании многоспутниковых космических систем дистанционного зондирования Земли, обеспечивающих непрерывный глобальный мониторинг в интересах решения широкой номенклатуры социально-экономических, а также специальных задач. Создание многоспутниковых орбитальных группировок – основной тренд развития мировой космонавтики в последние 10 лет, который определяет будущее космического аппаратостроения на многие годы вперёд.

Примерами успешной реализации глобальной космической системы наблюдения с высокой частотой обновления информации являются развивающаяся с 2013 года группировка малых космических аппаратов (МКА) ДЗЗ компании Planet Labs, которая обеспечивает потребителей ежедневными обновлениями информации о земной поверхности, а также группировки «BlackSky», «Satellogic», «Spire Global», «ICEYE», «Capella» и целый ряд других проектов на разных стадиях практической реализации. В России до 2024 года существовала программа комплексного развития космических информационных технологий «Сфера», в рамках которой предполагалось создание космической информационной инфраструктуры, состоящей из более чем 600 космических аппаратов связи, навигации и дистанционного зондирования Земли.

Сегмент ДЗЗ в программе «Сфера» должен был быть представлен МКА на базе унифицированных платформ (УП) «Беркут» разработки АО «НПО Лавочкина». Параллельно в 2022–2024 годах госкорпорацией «Роскосмос» велась разработка системы мониторинга «Грифон» на базе сверхмалых космических аппаратов (КА), планировалось довести количество аппаратов в системе к 2027 году до 136 единиц. Однако на текущий момент (конец 2025 года) перспективы обоих проектов туманны, по сути, они свернуты и в среднесрочной перспективе можно ожидать создания отечественных многоспутниковых систем мониторинга Земли исключительно силами коммерческих компаний, число которых растет, а сами компании демонстрируют весьма интересные результаты в освоении космоса.

Существующий в настоящее время научно-технический задел в области проектирования и конструирования космической техники позволяет создавать МКА с аппаратурой наблюдения высокого разрешения, осуществлять одновременный запуск большого числа аппаратов. Основным инструментом масштабирования системы наблюдения, ускорения процессов её проектирования, создания и модернизации, поддержания работоспособности, а также воспроизводимости характеристик аппаратов, является цифровизация процессов на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ) многоспутниковой космической системы мониторинга (МКСМ). Этот тезис был частично экспериментально доказан при создании МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д» – первого аппарата, который впервые на предприятии АО «РКЦ «Прогресс» был спроектирован полностью в цифровом виде, что позволило обеспечить его создание в рекордные на тот момент для российской ракетно-космической отрасли 32 месяца (от идеи до запуска на орбиту). Тем не менее вопросы цифровизации процессов проектирования, производства, наземных испытаний, эксплуатации и управления при решении задачи глобального мониторинга Земли и, наконец, утилиза-

ции МКА в составе многоспутниковых космических систем являются не до конца изученными при их системном рассмотрении на всех этапах жизненного цикла и не имеют должной методологической основы ни в России, ни в мире. При этом максимально широкое использование информационных технологий является ключевым фактором успешной реализации проекта по созданию многоспутниковых космических систем мониторинга в максимально короткие сроки с заданными характеристиками.

Основные результаты исследований, проводимых в рамках рассматриваемой проблемы, представлены в трудах В. В. Малышева, А. А. Лебедева, А. В. Соллогуба, Г. П. Аншакова, В. И. Куренкова, М. Ю. Овчинникова, Г. В. Можаяева, Ю. Н. Разумного, Ю. П. Улыбышева, А. Ю. Потюпкина, В. А. Ключникова, Н. Ф. Аверкиева, О. В. Карсаева и др., а также в работах зарубежных учёных M. Sweeting, J. Walker, P. Fortescue, S. Burleigh, E. Ekici, E. Landzard и др.

Так, работы [1–3] представляют собой методический базис для проектирования космических систем мониторинга. Отдельно в [4–7] рассматриваются вопросы баллистического проектирования спутниковых систем непрерывного мониторинга Земли. В работах [8–16] предлагаются подходы к управлению такого типа спутниковыми группировками как кластеров космических аппаратов, где под кластерами понимается совокупность либо однотипных, либо космических аппаратов различного целевого назначения, совместно решающих общую задачу. Согласно [9] отличительными особенностями кластера являются реализация системного эффекта эмерджентности, приводящего к повышению эффективности группировки, и восприятие потребителем кластера как единого многофункционального «виртуального» аппарата. В работе [8] рассматриваются общие вопросы построения кластеров на базе МКА различного целевого назначения, предполагается организация межспутниковых линий связей между космическим аппаратом «лиде-

ром» и аппаратами «датчиками». В [9] предложена модель кластера в виде иерархической структуры и рассмотрены подходы к построению алгоритма его функционирования на основе совокупности специализированных системных и индивидуальных режимов работы его элементов, позволяющих разработать двухуровневую структуру технологического цикла управления кластером. В работах [6–8] предложена концепция группового управления в системе космического наблюдения, в основу которой положен принцип самоорганизации группового поведения кластера спутников, что, по мнению авторов, позволяет реализовать автономное планирование и оперативное управление космической группировкой, в которой все базовые функции процесса управления реализуются её бортовыми средствами.

В работе [17] рассматривается проблема планирования и передачи на борт каждого космического аппарата группировки дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) новых задач наблюдения. Многоспутниковая группировка рассматривается как много-агентная система, для управления которой разрабатывается интеллектуальная система управления операциями при решении задач мониторинга Земли. В этом случае задача управления решается путём создания самоорганизующейся команды взаимодействующих, ведущих переговоры интеллектуальных агентов, способных как индивидуально планировать своё поведение в реальном времени, так и работать в группе, обеспечивая согласованность принимаемых решений. В работе [18] мультиагентный подход предлагается к решению задачи построения эффективного механизма оперативной передачи данных на сеть наземных пунктов приёма информации для сети МКА в условиях ограничений на приём, в том числе возникающих внепланово. Большое число работ, например [19–22], посвящено маршрутизации данных в спутниковых группировках связи.

Таким образом, с совершенствованием технологий космического аппаратостроения всё больший интерес для исследования

представляют проекты многоспутниковых орбитальных группировок мониторинга Земли – максимально сложных с организационной и технической точки зрения космических систем нового типа. Отсутствие современных методических подходов и цифрового инструментария, учитывающих особенности космических мониторинговых систем, создаваемых на базе кластеров малых космических аппаратов, в совокупности с крайне незначительным накопленным практическим опытом их реализации, ограничивают развитие подобных систем, особенно в нашей стране.

В настоящей монографии изложены методологические основы и инструментарий цифровизации, охватывающие полный жизненный цикл многоспутниковых систем мониторинга на базе МКА (массой до 750 кг) с начальных этапов проектирования, заканчивая выбором способа их утилизации по окончании срока активного существования.

Автор выражает особую благодарность рецензентам данной монографии: академику РАН, президенту Самарского университета им. Королева В. А. Сойферу и генеральному конструктору по космическим системам и комплексам ООО «Специальный технологический центр», а также профессорам кафедры системного анализа и управления Московского авиационного института В. В. Малышеву, А. В. Старкову, В. Т. Бобронникову за профессиональное консультирование по рассматриваемым в монографии вопросам. Автор также благодарит главного учёного секретаря АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» В. Ю. Ключникова, заведующего кафедрой компьютерных технологий и программной инженерии Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения М. Ю. Охтилева, ведущего конструктора ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва» С. В. Соловьёва и главного научного сотрудника экспертно-аналитического центра АО «Российские космические системы» А. Ю. Потюпкина за ценные советы, высказанные во время подготовки книги.

Особая роль в подготовке настоящего издания принадлежит сотрудникам кафедры космического машиностроения имени генерального конструктора Д. И. Козлова Самарского университета им. С. П. Королева профессорам В. В. Салмину и В. И. Куренкову, чьё внимание к работе, помощь и поддержка имели важное значение в процессе формирования книги. Отдельные слова благодарности хочется произнести в сторону моих молодых коллег – сотрудников кафедры: доценту С. Л. Сафронову, М. А. Иванушкину, А. А. Якищину, Н. А. Воронцову, М. Д. Коровину, А. В. Крестиной, О. Д. Жалдыбиной, чья помощь и поддержка на протяжении последних нескольких лет позволили получить результаты, положенные в основу настоящего издания. Автор также высоко ценит труд своих коллег с кафедры производства летательных аппаратов и управления качеством в машиностроении – профессора Д. В. Антипова, а также инженеров М. А. Михеева и А. А. Ткаченко за помощь в практической реализации ряда идей и положений, описанных в 3-й главе и направленных на отработку технологий серийного производства малых космических аппаратов.

1 АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА НА БАЗЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

1.1 Основные тенденции развития мировой группировки космических аппаратов наблюдения

В настоящее время всё более востребованными становятся как отдельные малые космические аппараты, создаваемые для решения задачи мониторинга Земли, так и крупные группировки МКА, позволяющие решать более комплексные задачи с широким диапазоном характеристик получаемого информационного продукта.

Популярность МКА наглядно демонстрируют диаграммы, построенные по данным, полученным компанией BRYCE Space and Technology в результате обработки статистических данных 2020–2023 гг. (рисунок 1.1). Согласно данным из [23, 24] в 2020 году из 1282 спутников доля космических аппаратов с массой меньше 750 килограмм составила 95%, а в 2021 уже 98%, в последующие 2022 и 2023 гг. доля малых спутников составляет 97% (рисунок 1.2).

При этом МКА, запущенные за этот и более ранний период, применялись для самых разных задач, таких как мониторинг земной поверхности, связь, научные исследования и т.д. График, приведённый на рисунке 1.3, показывает распределение запущенных в период с 2014 по 2024 годы МКА по их назначению. В рассматриваемую статистику не вошли коммерческие спутники связи «Starlink» и «OneWeb», пик активности запусков которых пришёлся на период с 2019 года по 2023 год, и в 2024–2025 гг. компания «Starlink» продолжила активно наращивать группировку.



2020 г.



2021 г.



2022 г.



2023 г.

Рисунок 1.1 – Распределение МКА по массовым характеристикам за 2020–2023 гг.

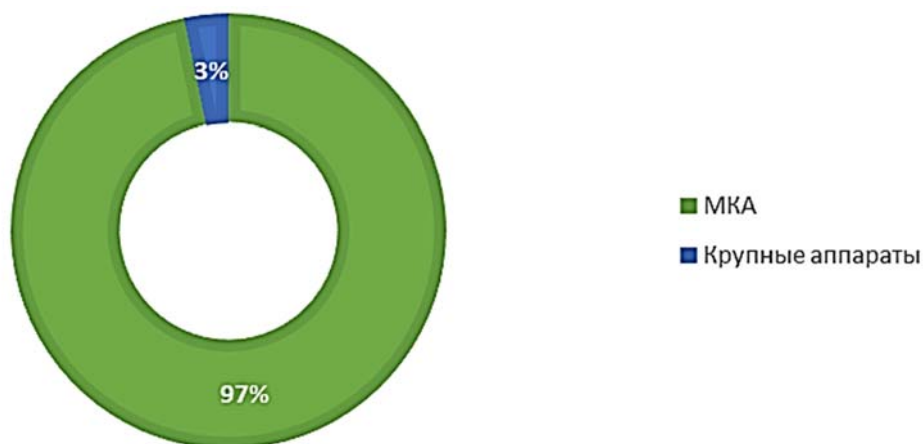


Рисунок 1.2 – Доля МКА в общем числе запущенных КА за 2020–2024 гг.

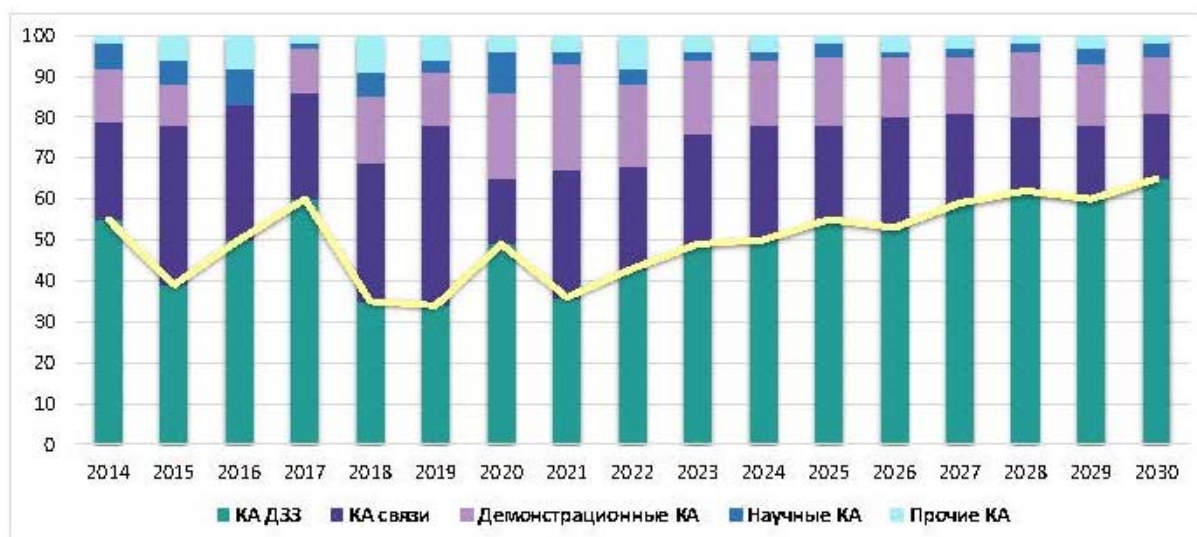


Рисунок 1.3 – Распределение запущенных МКА в 2014–2024 гг. по назначению (в процентах) и прогноз на 2025–2030 гг.

На представленном графике хорошо заметно, что наибольшая доля запущенных спутников приходится на космические аппараты связи и демонстрационные аппараты. Также по графику видно, что в последние три года аппараты мониторинга земной поверхности (линия тренда на рисунке 1.3) стали набирать популярность среди организаций, опирающихся в своей работе на спутниковые технологии.

Используя статистические данные за 2014–2024 гг., с помощью полиномиальной регрессии второго порядка построена экстраполяция линии тренда на период с 2025 по 2030 г. Уравнение экстраполированной кривой описывается выражением:

$$y = 0,1807x^2 - 2,9148x + 53,951. \quad (1.1)$$

Плавный рост кривой не учитывает характер развёртывания многоспутниковых группировок ДЗЗ, которые, как правило, выводятся ограниченным количеством ракет-носителей в короткие сроки.

Согласно статистическим данным из [24], в 2021 году многие новые операторы приступили к развёртыванию собственных группировок МКА. Данный факт наглядно демонстрирует рисунок 1.4.

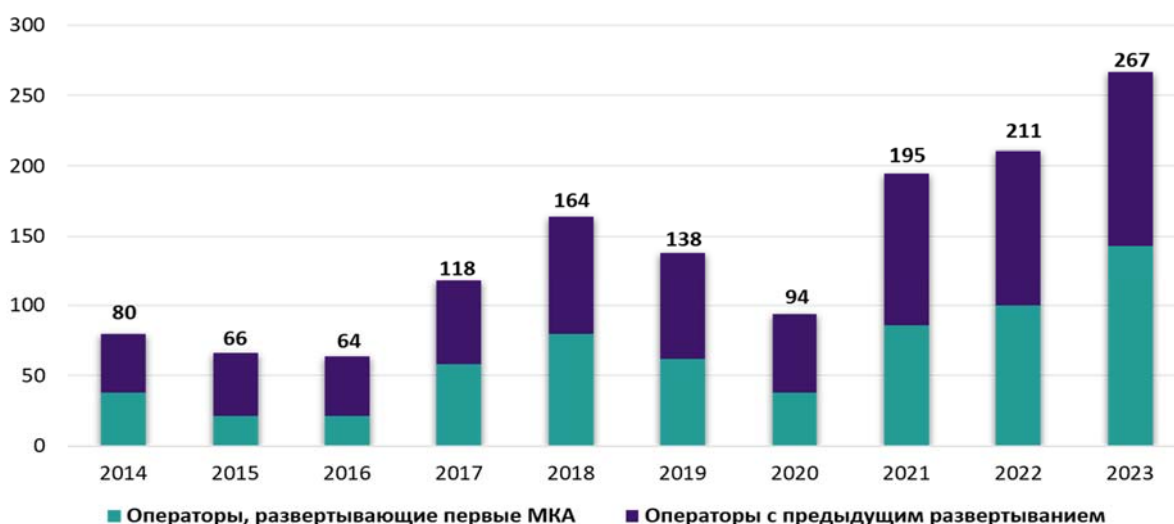


Рисунок 1.4 – Статистика запусков МКА в контексте типа операторов, ответственных за функционирование аппаратов

Подобный интерес различных компаний к МКА во многом связан с их относительной дешевизной, а также возможностью быстрого производства и введения в эксплуатацию. Совокупность выше представленных факторов позволяет различным компаниям, например, «Planet Labs», «BlackSky Global», «Satellogic», «Spire Global», «ICEYE» и др., в короткие сроки и с минимальными относительными затратами разворачивать крупные орбитальные группировки МКА, которые способны решать широкий спектр задач мониторинга земной поверхности.

Рассмотрим более подробно наиболее известные и развивающиеся орбитальные группировки МКА мониторинга Земли.

«BlackSky»

«BlackSky» – это коммерческая группировка космических аппаратов, состоящая из 60 микроспутников с оптико-электронной аппаратурой на борту, позволяющей делать снимки высокого разрешения. Данная группировка была разработана компанией «BlackSky Global». Основной задачей, стоящей перед группировкой КА, является обеспечение высокого разрешения изображения земной поверхности и более низкая, чем у конкурентов, стоимость снимка. В настоящее время «BlackSky» состоит из 17 действующих

микроспутников, ожидаемый срок службы каждого из которых, по оценкам специалистов, составляет 4 года.

Стремление компании обеспечить свою орбитальную группировку таким количеством аппаратов обусловлено одной из стратегических целей, а именно в обеспечении минимального времени между выходами МКА в зону съёмки. По заявлениям представителей компании, это время для пользователя должно составлять не более 30 минут в любое время суток [25].

В состав группировки входят МКА серии «Global», внешний вид которого представлен на рисунке 1.5. Аппараты данной серии имеют массу в 60 килограмм, при этом первые демонстративные аппараты «Global-1» и «Global-2» имели более низкие показатели по массе – 44 и 56 килограмм соответственно, что было связано с их демонстрационной функцией. МКА были разработаны на основе платформы «SENTRY-4000», имеют габаритные размеры $0,4 \times 0,46 \times 0,84$ метра [25].

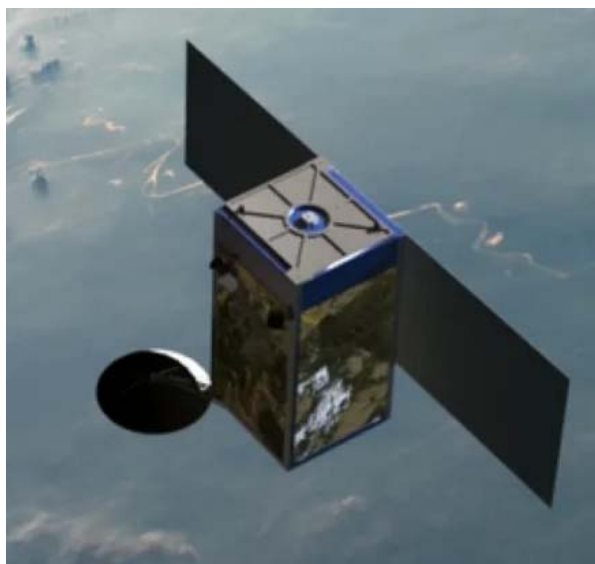


Рисунок 1.5 – МКА «Global-10»

В качестве целевой аппаратуры на аппараты серии «Global» устанавливается оптико-электронный телескопический комплекс «Spaceview-24» (SV-24) с характеристиками, представленными в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Технические характеристики
целевой аппаратуры наблюдения SV-24 на МКА серии «Global» [26]

	«Global-1»	«Global-2»	«Global-3»	«Global-4»	«Global-7» и др.
Спектральные каналы	Панхроматический и три мультиспектральных (синий, красный и зелёный)				
Разрешение	П: 1 м	П: 1,3 м	П: 0,97 м	П: 1,1 м	П: 0,85 м
	М: 4 м	М: 5,2 м	М: 3,88 м	М: 4,4 м	М: 3,4 м
Спектральные диапазоны	П: от 450 нм до 700 нм; Синий: от 450 нм до 520 нм; Зелёный: от 500 нм до 590 нм; Красный: от 590 нм до 700 нм				
Размер кадра	40 км ²	59 км ²	26 км ²	46 км ²	26 км ²

Высота рабочей орбиты спутников «BlackSky Constellation» составляет 450 км, а её наклонение 42°, период орбиты равен 1,5 ч.

«Satellogic»

Аргентинская частная компания «Satellogic», специализирующаяся на продаже услуг, связанных с мониторингом земной поверхности, также создала собственную спутниковую группировку, получившую название «Aleph-1». Согласно [27] на 2 января 2023 года эта группировка насчитывала уже 35 действующих аппаратов типа «NewSat», представляющих собой МКА с массой всего в 38,5 килограммов. Срок активного функционирования таких аппаратов экспертами оценивается в 4 года. Кроме вышеописанных МКА в начале процесса развёртывания орбитальной группировки были также запущены три демонстрационных аппарата, на которых отрабатывались бортовые системы космического аппарата. Эти тестовые МКА носили названия «CubeBug-1», «CubeBug-2», «BugSat-1» и были запущены в период с апреля 2013 года по июнь 2014 года.

Серийные аппараты «NewSat» имеют конструктивную особенность: аппарат имеет два отдельных модуля, предназначенных для установки целевой и обеспечивающей аппаратуры (рисунок 1.6).



Рисунок 1.6 – МКА «NewSat»

Благодаря принятым конструктивным решениям МКА «NewSat», имея габаритные размеры $0,51 \times 0,57 \times 0,82$ метра, могут вести съёмку в панхроматическом, мультиспектральном, гиперспектральном и инфракрасном диапазонах. Подробная информация о технических возможностях целевой оптико-электронной аппаратуры МКА представлена в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Технические характеристики оптико-электронной аппаратуры МКА «NewSat» [27]

	Панхроматический диапазон	Мультиспектральный диапазон	Гиперспектральный диапазон	ИК диапазон
Разрешение	1 м	1 м	30 м	90 м
Полоса захвата	5 км	5 км	150 км	92 км
Спектральные диапазоны	400 нм – 900 нм	400 нм – 690 нм 400 нм – 510 нм 510 нм – 580 нм 580 нм – 690 нм 750 нм – 900 нм	400 нм – 900 нм	8 мкм – 14 мкм
Функция модуляции по Найквисту	>15%			

Динамический диапазон	54 дБ raw/66 дБ HDR
Соотношение сигнал/шум	43 дБ
Угол поворота камеры	25°
Качество видеосъёмки	720p, 1080p, 4K

Одной из ключевых задач, стоящих перед «Satellogic» на данный момент, является наращивание спутниковой группировки с целью достижения возможности проведения ежедневной оценки изменений, происходящих на всей земной поверхности, с посещаемостью до 40 раз в сутки [27].

«Capella»

Коммерческая компания «Capella Space», созданная в 2016 году в США, специализируется на разработке радиолокационных МКА и предоставляет получаемые с них изображения Земли со сверхвысоким разрешением. В настоящее время компанией успешно создана функционирующая группировка МКА с радиолокационной аппаратурой на борту.

Первый аппарат-демонстратор группировки «Capella-1» (рисунок 1.7) был запущен в декабре 2018 года. Масса каждого КА данной группировки составляет всего 112 кг. В качестве полезной нагрузки на аппараты орбитальной группировки устанавливаются радиолокаторы с синтезированной апертурой «X-band».

На момент марта 2023 года в строю находится уже 10 аппаратов группировки, однако в планах у компании нарастить группировку до 36 МКА. Подобное расширение группировки позволит улучшить показатели периодичности наблюдения объекта (таблица 1.3) в дополнение к тем результатам, которые достигаются за счёт возможности высокоскоростного перенацеливания локатора с объекта на объект наблюдения.



Рисунок 1.7 – МКА «Capella-1»

Таблица 1.3 – Показатели периодичности наблюдения
в зависимости от количества введённых в строй МКА «Capella» [28]

Количество МКА в группировке	6	12	24	36
Наилучшая периодичность, час	< 4	< 2	1	< 1
Наихудшая периодичность, час	12	6	4	< 2
Периодичность в интерфе- рометрическом поле, час	24	12	6	4

Ещё одним фактором, влияющим на оперативность получения и доставки данных заказчику, является возможность оперативной закладки планов съёмки в форме командно-программной информации (КПИ) на борт МКА с использованием каналов передачи данных через космические аппараты-ретрансляторы «Inmarsat» [29, 30].

В качестве рабочих орбит для группировки были выбраны орбиты с высотами от 516 до 591 километра и наклоном орбиты

от 45° до 97,5°. Характеристики съёмки, осуществляемой радиолокаторами с синтезированной апертурой «X-band», приведены в таблице 1.4.

Передача данных на наземные станции осуществляется в X диапазоне (8025...8400 МГц) на средней частоте 8212,5 МГц в полосе 250 МГц. Управление аппаратурой МКА осуществляется из центра управления полётами (ЦУП) в Пало-Алто, где размещается штаб-квартира компании «Capella Space».

Таблица 1.4 – Характеристики радиолокационной аппаратуры «X-band» [31]

Поляризация изображений	НН
Режим съёмки	Spotlight, Sliding Spotlight, Stripmap
Размер сцены*, км	5 × 5; 5 × 10; 5 × 20
Разрешение по азимуту, м	0,5; 1,0; 1,2
Разрешение по наклонной дальности, м	0,3; 0,5; 0,75
Диапазон углов обзора, °	25–40

* в зависимости от режима съёмки

«PlanetScope»

«PlanetScope» – уникальная группировка наноспутников, которая насчитывает в своём составе уже более 240 аппаратов. Данная орбитальная группировка была разработана частной американской компанией Planet Labs и предназначена для мониторинга земной поверхности с помощью оптико-электронной аппаратуры. Получаемые от группировки данные применяются для мониторинга акваторий и отслеживания положения кораблей, оперативного отслеживания вырубки лесов, различных стихийных бедствий и т.д.

Уникальность группировки заключается в том, что в течение одного дня аппараты «PlanetScope» снимают более 200 млн км² и покрывают почти всю земную поверхность. Спутники имеют

пространственное разрешение 3,7 м в четырёх спектральных каналах (RGB+Nir), при этом съёмка может вестись только в мультиспектральном диапазоне. Достоинством данной орбитальной группировки является постоянная съёмка, что даёт возможность работать аппаратам полностью автономно, поскольку для новой съёмки аппараты группировки не нужно программировать и планировать траекторию их полёта.

При всех своих достоинствах аппараты группировки «PlanetScore», представленные на рисунке 1.8, относятся к наноклассу МКА, поскольку их масса составляет всего 4,7 килограммов, а габариты составляют всего $0,1 \times 0,1 \times 0,3$ метра.



Рисунок 1.8 – МКА орбитальной группировки «PlanetScore»

Столь низкие показатели отражаются на невысокой стоимости МКА, а также на достаточно высокой скорости производства аппаратов и ввода их в эксплуатацию. Так, за период с 2016 года по 2019 год было введено в эксплуатацию 207 аппаратов данной орбитальной группировки. МКА размещаются на солнечно-

синхронной орбите с высотой в 475 километров и наклоном орбиты в 98°.

Технические характеристики оптико-электронной аппаратуры наблюдения, применяемой на МКА, представлены в таблице 1.5.

Таблица 1.5 – Технические характеристики оптико-электронной аппаратуры МКА «PlanetScore» [32]

Спектральные диапазоны	Синий: 455 нм – 515 нм; Зелёный: 500 нм – 590 нм; Красный: 590 нм – 670 нм; NIR: 780 нм – 860 нм
Пространственное разрешение (в надир)	3,7 м
Размер кадра	25 км ²
Максимальная полоса съёмки	20000 км ²
Динамический диапазон	12 бит

«SkySat»

«SkySat» – это орбитальная группировка, состоящая из МКА с оптико-электронной аппаратурой сверхвысокого пространственного разрешения. Данная группировка, так же как и описанная ранее «PlanetScore», была разработана и запущена частной американской компанией «Planet Labs». Основной задачей аппаратов стало осуществление мониторинга земной поверхности, в частности, создание и обновление топографических карт масштаба 1:10000 и менее, мониторинг лесных угодий, отслеживание незаконных карьеров и т.д.

Группировка МКА была выведена на рабочие орбиты в период с 2013 года по 2020 год. Всего за это время был выведен 21 спутник. Высота рабочих орбит аппаратов составляет 600 км (SkySat 1 и 2), 450 км (аппараты SkySat с 3 по 15) и 400 км (у всех остальных SkySat). Масса каждого из аппаратов группировки

составила 110 килограммов, а габаритные размеры – $0,6 \times 0,6 \times 0,95$ метра [33]. Аппараты с третьего и последующие имеют ряд конструктивных отличий. Например, высота модернизированных аппаратов увеличилась на 15 сантиметров, это увеличение позволило разместить на аппарате оптико-электронную аппаратуру более высокого качества, а также добавить двигательную установку. При всех новшествах масса МКА выросла всего на 30 килограмм. Сравнение двух типов аппаратов представлено на рисунке 1.9.

Все аппараты серии подразделяются на три поколения: к поколению А/В относятся первые два аппарата группировки, аппараты с третьего по пятнадцатый относятся к поколению С, а оставшиеся шесть МКА принадлежат к модернизированному поколению С. Разница поколений проявляется в технических характеристиках оптико-электронной аппаратуры (таблица 1.6), установленной на МКА.

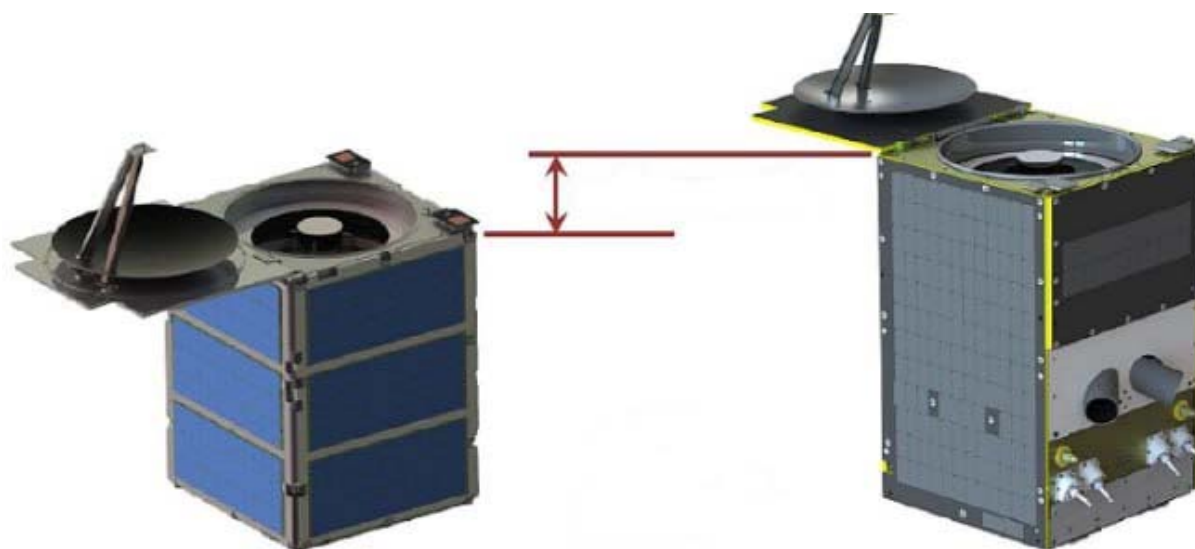


Рисунок 1.9 – Сравнение МКА «SkySat-1» и «SkySat-3»

Все аппараты семейства «SkySat» имеют по три камеры, которые фиксируют перекрывающиеся полосы. Каждая из этих полос содержит перекрывающиеся сцены. Одна сцена составляет при-

мерно 2560 на 1080 пикселей. Ещё одной важной особенностью аппаратов этой серии является то, что, помимо изображений, они имеют возможность снимать видео высокого разрешения продолжительностью до 90 секунд со скоростью 30 кадров в секунду.

Таблица 1.6 – Технические характеристики МКА серии «SkySat» в зависимости от поколения [33]

	А/В	С	С+
Спектральные диапазоны	Синий: 450 нм – 515 нм; Зелёный: 515 нм – 595 нм; Красный: 605 нм – 695 нм; NIR: 740 нм – 900 нм; Панорамирование: 450 нм – 900 нм		
Разрешение	П: 0,86 м;	П: 0,65 м;	П: 0,57 м;
	М: 1,0 м;	М: 0,81 м;	М: 0,75 м;
Размер пикселя	0,5 м		
Ширина полосы	8 км	5,9 км	5,5 км
Максимальная длина полосы изображения	200 км		
Производительность в сутки	400 тыс. км ²		

«ICEYE»

Спутниковая группировка «ICEYE» была разработана и на данный момент частично введена в эксплуатацию финской аэрокосмической компанией с аналогичным названием. Космические аппараты данной группировки относятся к разряду МКА, поскольку их масса составляет всего около 100 килограмм. Всего по замыслу компании орбитальная группировка должна состоять из 18 МКА, на данный момент в строй введено уже 10 космических аппаратов.

Первые аппараты, внешний вид которых представлен на рисунке 1.10, были выведены на рабочую орбиту в 2018 году и носили название «ICEYE-X1», «ICEYE-X2».

Оснащены аппараты «ICEYE», так же как и МКА группировки «Capella», радиолокаторами с синтезированной апертурой (таблица 1.7).



Рисунок 1.10 – МКА «ICEYE-X2»

Таблица 1.7 – Технические характеристики радиолокаторов с синтезированной апертурой, установленных на МКА «ICEYE» [31]

Диапазон частот	9,65 (X-диапазон)
Поляризация изображений	VV
Режим съёмки	Spotlight, Spotlight Hight, Stripmap, Stripmap Hight
Размер сцены*, км	5 × 5; 30 × 50
Разрешение по азимуту, м	0,25; 0,5; 2,5-3,0
Разрешение по наклонной дальности, м	0,5-1,5
Диапазон углов обзора, °	15-35

* в зависимости от режима съёмки

Обобщённые данные по массовым характеристикам, а также количеству аппаратов, входящих в рассмотренные орбитальные группировки, представлены в таблице 1.8.

В основе современных орбитальных группировок, используемых для мониторинга земной поверхности, лежат МКА с массой, не превышающей 200 килограмм. Это связано с тем, что МКА являются достаточно дешёвым типом космических аппаратов, и тем, что их массовое производство может быть развёрнуто на базе

отдельных коммерческих компаний в рекордно короткие сроки. При этом за счёт быстрого обновления технологий зачастую они обладают более высокими техническими характеристиками для решения задач мониторинга Земли, чем отдельные крупногабаритные космические аппараты с длительными сроками активного существования.

Таблица 1.8 – Массовые и количественные характеристики МКА в составе многоспутниковых систем мониторинга Земли

Название орбитальной группировки		Масса МКА	Количество действующих МКА	Планируемое общее количество МКА в группировке
«BlackSky»		44 кг, 56 кг и 60 кг	17	60
«Satellogic»		38,5 кг	35	90
«Capella»		112 кг	10	36
«Planet»	«PlanetScope»	4,7 кг	>240	>240
	«SkySat»	110 кг и 140 кг	21	21
«ICEYE»		100 кг	10	18

Можно с уверенностью утверждать, что в ближайшем будущем орбитальные группировки из МКА за счёт своих неоспоримых преимуществ будут всё более востребованными на рынке мониторинга земной поверхности.

Помимо описанных общих трендов в построении космических мониторинговых систем, отчётливо формируются и различные тенденции, направленные на повышение эффективности выполнения поставленных перед ними задач. Они неразрывно связаны с характеристиками и условиями работы аппаратов, входящих в орбитальные группировки. Так, в работе [34] приводится подробный анализ динамики изменения предпочтительных высот орбит для размещения коммерческих аппаратов мониторинга земной поверхности различных категорий. Согласно [34], с начала

развития коммерческих мониторинговых систем были заложены два подхода к использованию орбит. Первый подход ориентирован на создание тяжелых и многофункциональных КА, функционирующих на орбитах высотой 700–800 км и имеющих крупногабаритные оптико-электронные телескопические комплексы. Такие аппараты за счёт большой высоты орбиты имеют широкую полосу обзора, высокую оперативность и производительность наблюдения. Второй подход связан с применением компактных оптических систем в МКА. Несмотря на меньшую полосу обзора и оперативность, он позволял достигать аналогичных характеристик разрешающей способности с круговых орбит на более низких высотах [34].

Развитие этих направлений по мере создания и введения в эксплуатацию новых космических аппаратов, входящих в орбитальные группировки ДЗЗ, массой до 750 килограмм подтверждается рисунком 1.11. На графике можно определить обе ранее описанные тенденции использования низких орбит для размещения малых аппаратов. Причиной формирования обоих трендов является использование всё более совершенной и малогабаритной аппаратуры, благодаря чему становится возможным приведение аппаратов на более выгодные орбиты со средними показателями высоты 500–550 километров без потери в качестве получаемых изображений.

Совершенствующаяся с каждым годом оптико-электронная аппаратура, устанавливаемая на МКА ДЗЗ, предназначенные для работы в составе орбитальных группировок, показывает ещё одну важную тенденцию, связанную с уменьшением диаметра апертуры главного зеркала (рисунок 1.12). Этот тренд главным образом определяется описанным ранее трендом на понижение высот рабочих орбит и одновременно стремлением к увеличению разрешающей способности при меньших габаритах аппаратуры. Ещё одним важным фактором, оказывающим влияние на описываемую тенденцию, является уменьшение размеров пикселей, используемых фотоприёмниками.

При анализе характеристик оптико-электронной аппаратуры МКА, используемых в современных орбитальных группировках, прослеживается ещё одна наглядная тенденция на увеличение ширины полосы захвата аппаратуры (рисунок 1.13) с целью обеспечения наибольшего покрытия земной поверхности.

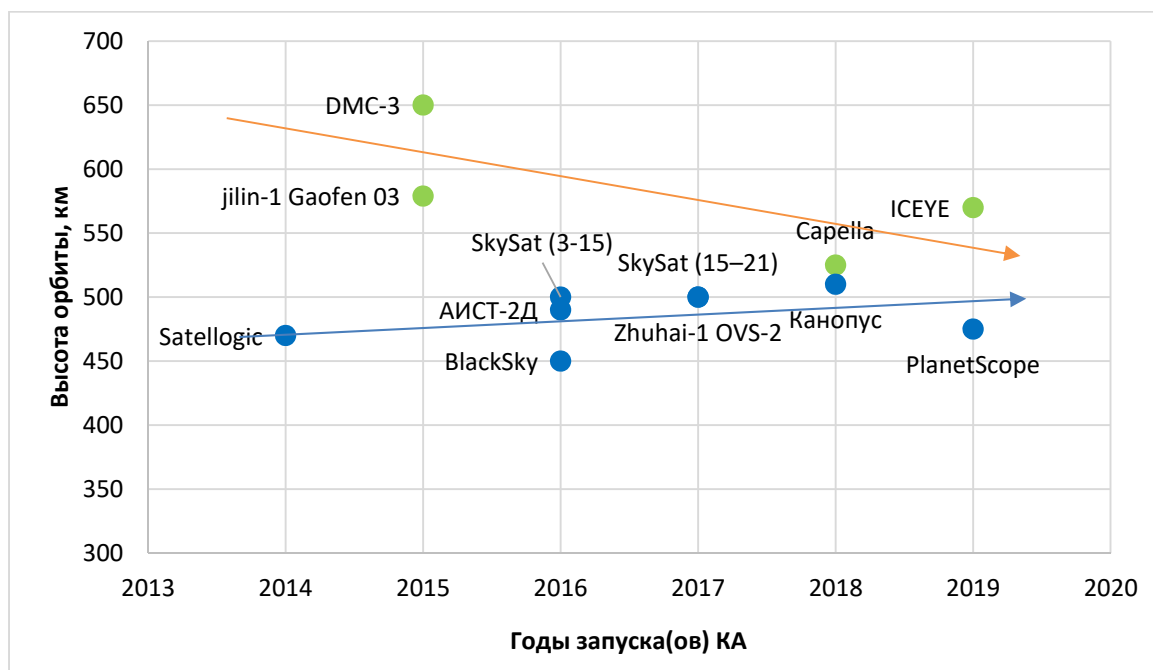


Рисунок 1.11 – Распределение МКА массой до 750 килограммов по высоте рабочей орбиты

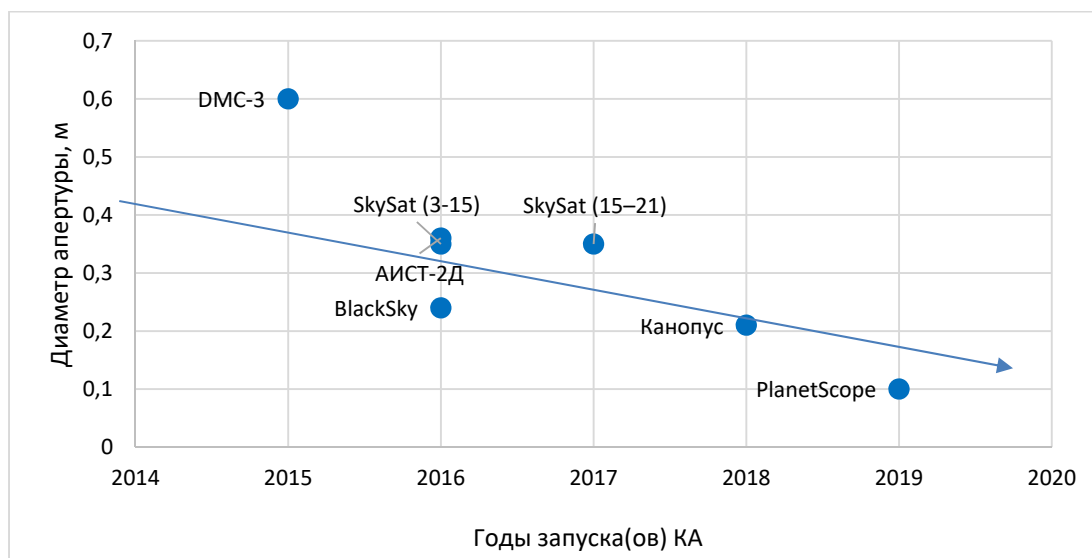


Рисунок 1.12 – Распределение МКА массой до 750 килограммов по диаметру апертуры главного зеркала оптико-электронной аппаратуры

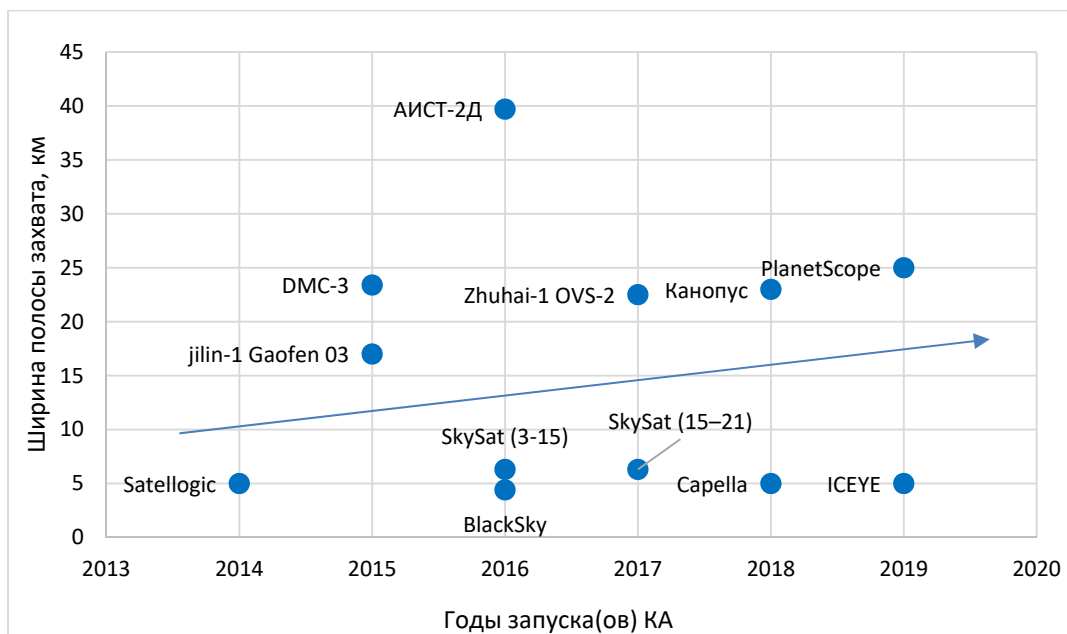


Рисунок 1.13 – Распределение МКА ДЗЗ, входящих в состав орбитальных группировок, по ширине полосы захвата оптико-электронной аппаратуры

С учётом указанных трендов, а также результатов анализа статистических данных, охватывающих последнее десятилетие, и характеристик существующих и планируемых космических мониторинговых систем можно сделать следующие выводы:

- 1) масса МКА в составе группировок последовательно снижается;
- 2) количество космических систем на базе МКА в ближайшей перспективе будет только увеличиваться;
- 3) среди существующих и перспективных систем преобладают однородные системы, создаваемые на базе идентичных МКА или унифицированных платформ МКА с различными типами целевой аппаратуры;
- 4) среди существующих и перспективных систем преобладают системы с количеством аппаратов от 10 до 40, т.к. именно этим количеством МКА удаётся получить конкурентоспособные показатели эффективности (в первую очередь глобальность, периодичность и производительность);

5) с учётом интереса потребителя к комплексному информационному продукту (наблюдение конкретного объекта с различной периодичностью, разрешающей способностью, в различных диапазонах спектра, различными типами сенсоров) целесообразно осуществлять совместную эксплуатацию систем разных производителей с увеличением числа геоинформационных сервисов, интегрирующих данные с МКА разных орбитальных группировок;

6) принимая во внимание массовое освоение низких орбит, развитие баллистической структуры многоспутниковых систем ДЗЗ будет связано со средними эллиптическими, а в отдалённой перспективе – с высокими (вплоть до геостационарной) орбитами.

1.2 Подходы к определению жизненного цикла многоспутниковых космических систем мониторинга

1.2.1 Анализ существующих моделей, применяемых для описания жизненного цикла изделий ракетно-космической техники

В основе создания любого изделия, программы или проекта заложен план его существования, который принято называть жизненным циклом (ЖЦ). В настоящее время существует большое количество определений ЖЦ, многие из которых приведены в руководстве по жизненным циклам Э. Грея, К. Ричардсона [35]. Согласно этому руководству, по стандартам ISO 21500:2012: «Жизненный цикл изделия – это набор фаз проекта, охватывающий период от начала проекта до его завершения, в течение которого деятельность осуществляется с использованием ресурсов для получения результатов. Фазы разделены точками принятия решений, которые варьируются в зависимости от организационной среды» [35].

В дальнейшем под жизненным циклом изделия будет подразумеваться понятие, сформулированное в ISO 21500:2012.

Процесс жизни любого изделия ракетно-космической техники (РКТ) может быть описан посредством модели ЖЦ, состоящего из стадий [36]. Модели могут использоваться для представления всего ЖЦ от его начала, когда проводятся первичные исследования и составляются требования к проекту, до момента вывода изделия из эксплуатации. Также модели ЖЦ могут применяться для описания отдельных частей ЖЦ изделия. Согласно [37] модель ЖЦ – это последовательность этапов/фаз, которые могут перекрываться и (или) повторяться циклически в соответствии с областью применения, размером, сложностью, потребностью в изменениях и возможностях.

Существуют различные модели ЖЦ изделий системной инженерии. В данной работе рассматриваются пять моделей, которые могут быть использованы при создании изделий РКТ: «водопадная» модель [38], «спиральная» модель [39], модель «V» [40], модель «W» [41] и, наконец, модель Национального аэрокосмического агентства США НАСА [42].

«Водопадная» модель

«Водопадная» или каскадная модель жизненного цикла проекта была разработана и представлена американским учёным Уинстоном В. Ройсом в 1970 году и по своей сути является примером последовательной модели. Эта модель была разработана им специально для применения в создании программного обеспечения. Её приложение к изделиям РКТ представлено на рисунке 1.14.

Механизм этой модели заключается в том, что процесс протекает по нисходящей, т. е. каждый последующий этап находится ниже по иерархии, чем предыдущий, а переходы между этапами осуществляются после выполнения определённых (поставленных заранее) требований [43].

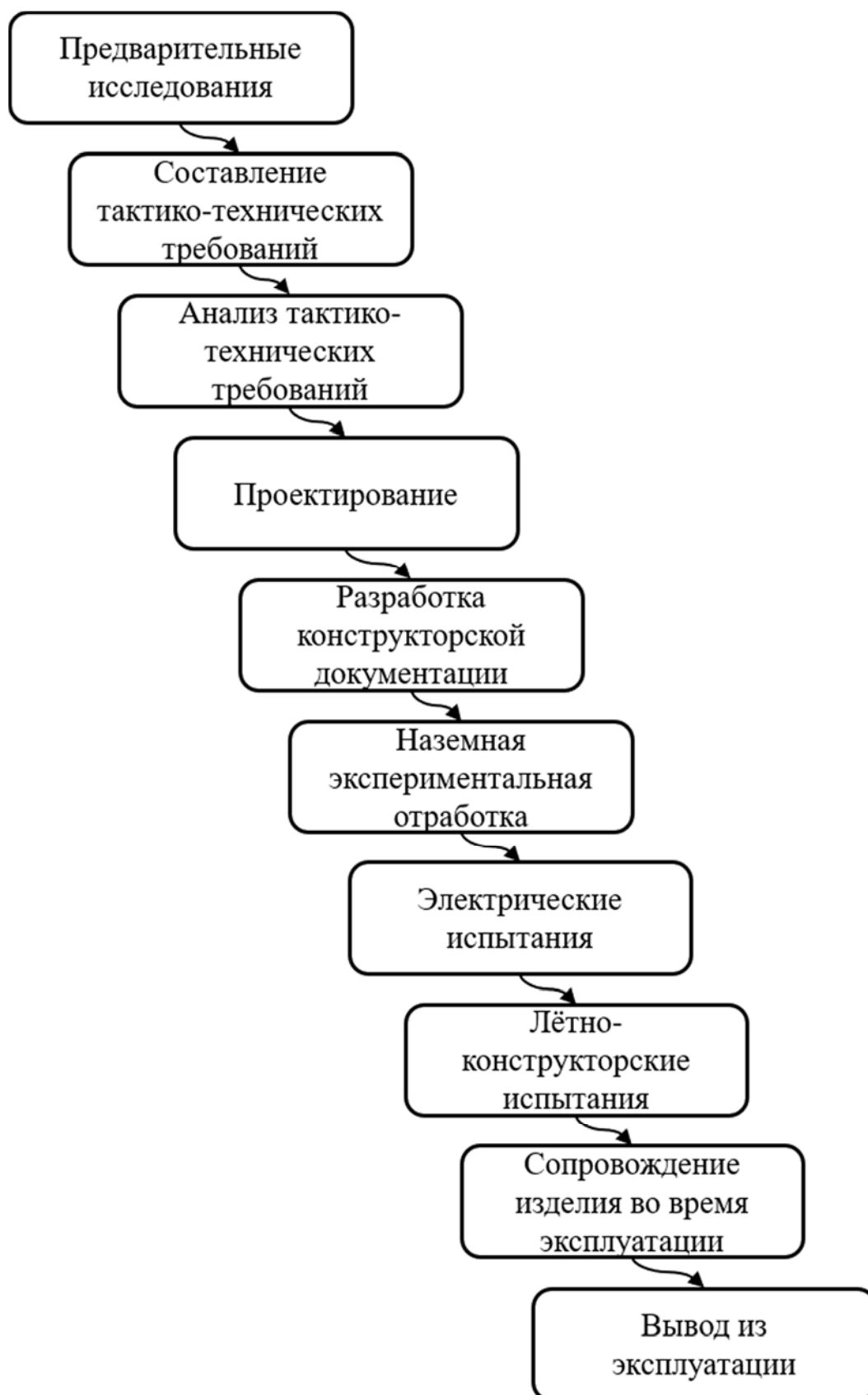


Рисунок 1.14 – Жизненный цикл изделий РКТ
в соответствии с классической моделью «Водопад»

Моделью предполагаются чёткие границы этапов, что сказывается и на наборе разрабатываемых документов. Таким образом, каждый вид деятельности выполняется на какой-то одной фазе жизненного цикла, движение в обратную сторону по этой цепочке не предполагается. Такой вариант модели принято называть классическим, однако он имеет существенный недостаток, заключающийся в отсутствии обратной связи, которая была реализована в модифицированной версии модели «Водопад».

В доработанной версии была налажена обратная связь между всеми этапами, благодаря чему в случаях, когда получаемый в процессе работы результат не соответствовал заданным требованиям, процесс разработки откатывался на предыдущий этап, где на основе полученных данных в разработку вносятся корректировки и процесс разработки продолжается с этого этапа.

«Водопадная» модель лучше всего показывает себя в небольших проектах, и, как правило, она используется при наличии чётко сформулированных требований. Внедрение изменений во время итерации этого процесса нереализуемо.

Модель «V»

Модель «V» (или V-модель) – это ещё один пример последовательной модели, применяющейся для описания жизненных циклов изделий РКТ. Принципиальными отличиями данной модели от классической «Водопадной» модели является наличие в составе модели связей между фазами тестирования и соответствующими им стадиями разработки, что демонстрируется на рисунке 1.15. Разработка каждого шага напрямую связана с определённым этапом экспериментальной отработки. Следующая фаза начинается только после завершения предыдущей.

Жизненный цикл изделий в такой модели начинается с первичных исследований, после которых происходит анализ требований заказчиков, на основе которых формируются требования

к проекту. Заканчивается жизненный цикл выводом изделия из эксплуатации. Модель в соответствии со своим названием имеет V-образную форму. Левая сторона модели «V» показывает декомпозицию и порядок разработки от более высокого уровня к более низкому (т. е. от системы к подсистеме и компонентам). Правая сторона показывает деятельность по сборке и испытаниям при переходе от более низких уровней к более высоким. Переходы между этапами осуществляются через проверки соответствия проекта требованиям, по этим проверкам отслеживается степень готовности проекта и его прогресс по мере воплощения проекта в жизнь.



Рисунок 1.15 – Жизненный цикл изделий РКТ
в соответствии с моделью «V»

Недостатком модели является невозможность внесения изменений в процессе работы. Если появятся дополнительные требования заказчика, модель не сможет учесть их, и процесс разработки придётся начинать с самого начала.

Модель «W»

Модель «W» появилась благодаря слиянию нескольких моделей типа «V» в единое целое. При этом во время работы модели «W» реализация всех входящих в её состав моделей «V» происходит

параллельно. Например, испытания могут происходить параллельно с работой над управляющей программой. Модель «W» подходит для разработки сложных систем, однако, по мере увеличения количества моделей «V», входящих в её состав, сложность модели возрастает, и она становится трудно управляемой. Пример «W»-образной модели представлен на рисунке 1.16.

Модель «Спираль»

Спиральная модель была впервые представлена Барри Боэмом в 1986 году. Она была разработана с целью преодоления проблем, которые возникали в жизненных циклах, реализуемых на основе «Водопадной» модели. Модель «Спираль» получила своё название в соответствии с принципом, который был в неё заложен. В основе спиральной модели лежит итерационный подход, который был рассмотрен выше. Схема спиральной модели представлена на рисунке 1.17.

Все этапы жизненного цикла при спиральной модели идут витками, на каждом из которых разрабатываемое изделие проходит через стадии проектирования, разработки технической документации, создания прототипов, проведения испытаний и т.д. Такой процесс отображает суть названия модели: поднимаясь, разработка проходит один виток (цикл) спирали для достижения конечного результата. При этом не обязательно, что один и тот же набор процессов будет повторяться от витка к витку. Но результаты каждого из витков ведут к главной цели.

Недостаток спиральной модели вытекает из её основного преимущества, поскольку оценка рисков и снижение вероятности их возникновения проводится на каждом витке, то структура модели является достаточно сложной, громоздкой и трудоёмкой, а также времязатратной для реализации.



Рисунок 1.16 – Жизненный цикл изделий РКТ в соответствии с моделью «W»

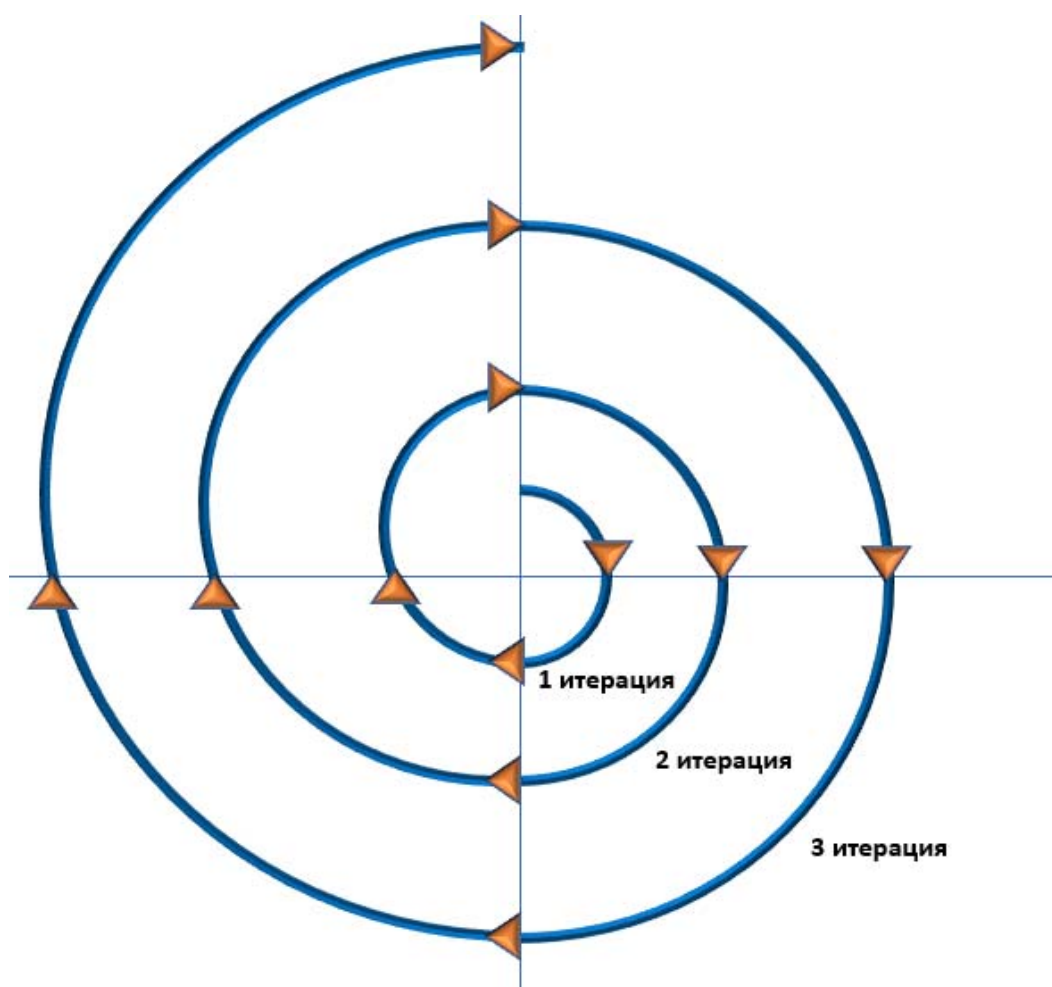


Рисунок 1.17 – Модель жизненного цикла «Спираль»

Модель НАСА

Модель НАСА (рисунок 1.18) была специально разработана для использования при разработке сложных космических систем. Данная модель является доработанной версией модели жизненного цикла изделия «V». В исходную модель был добавлен так называемый «двигатель», за счёт внедрения которого произошла оптимизация процессов модели, а также была улучшена её управляемость. Моделью предусмотрено 17 видов работ по проектированию, сборке разрабатываемого проекта и по разработке системы управления.

У каждой из рассмотренных моделей жизненных циклов имеются свои преимущества и недостатки, которые сведены в таблицу 1.9.

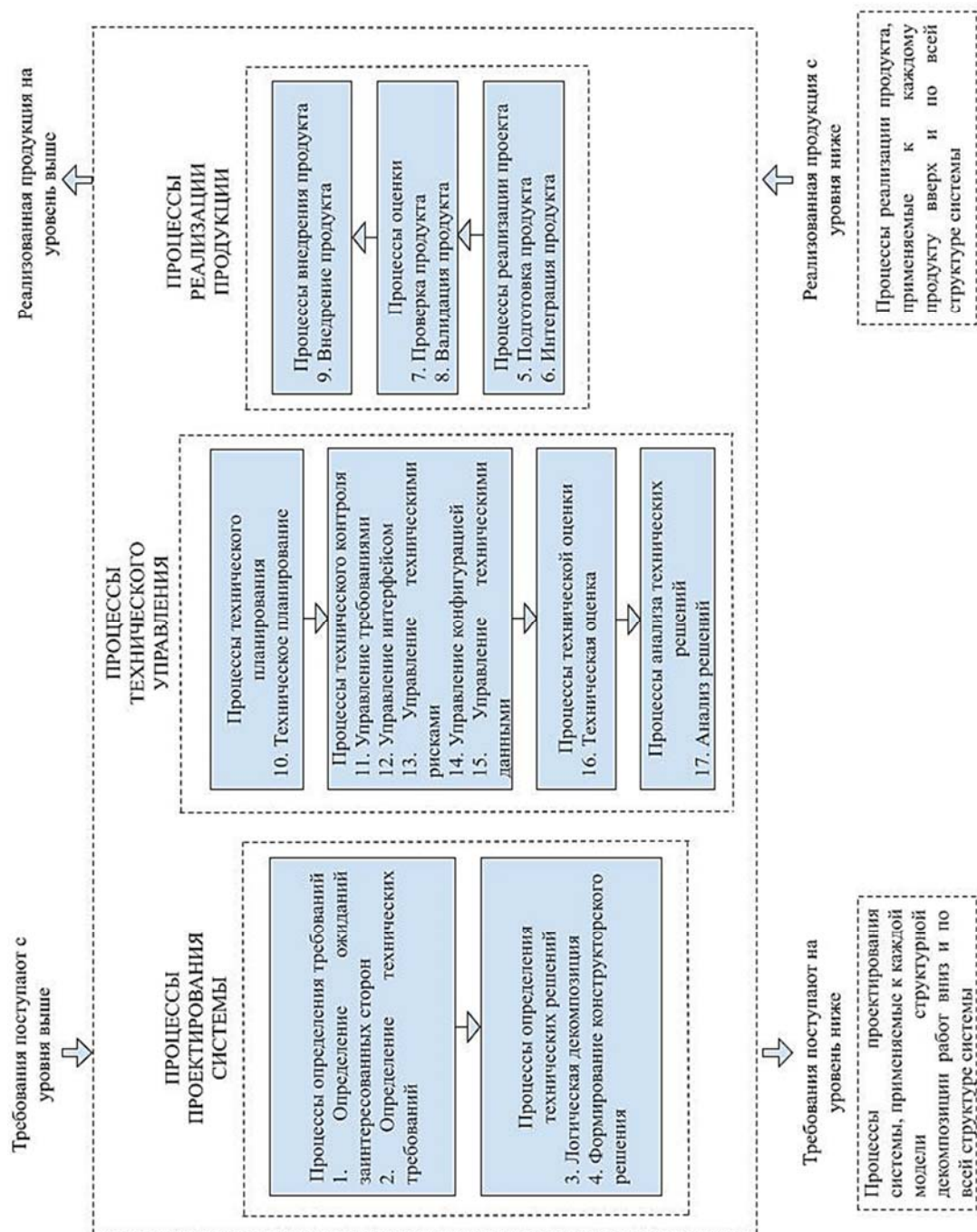


Рисунок 1.18 – Схема модели НАСА

Таблица 1.9 – Преимущества и недостатки
моделей жизненных циклов

Модель	Преимущества	Недостатки
Водопад (классическая)	Простота и удобство в использовании; Каждый этап чётко выражен; Простота планирования процесса; Подходит для небольших проектов	Не даёт возможности вносить поправки в процессе работы; Сложно учитывать изменения в требованиях; Не подходит для сложных систем; Нет обратной связи
Водопад (модифицированная)	Простота и удобство в использовании; Каждый этап чётко выражен; Простота планирования процесса; Подходит для небольших проектов; Есть обратная связь	Сложно учитывать изменения в требованиях; Не подходит для сложных систем; Сборка и испытания проводятся только в конце процесса, поэтому трудно выявить слабые стороны проекта на ранних этапах; Высокие временные затраты
Спираль	Есть оценка рисков; Подходит для сложных систем; Адаптируется к изменениям; Есть обратная связь	Дорогостоящее внедрение; Анализ рисков обязателен; Не подходит для небольших проектов; Трудоёмкость процесса
V-модель	Глубоко проработанная модель; Простая и удобная в использовании; Лёгкое управление; Отчётность на каждом этапе	Не подходит для сложной системы; Высокий риск ошибок и неопределённость; Невозможно внесение изменений в процессе работы; На этапе испытаний трудно вернуться назад и внести поправки в систему
W-модель	Глубоко проработанная модель; Осуществление нескольких процессов параллельно; Подходит для сложных систем; Каждый этап чётко выражен	Сложность в управлении; Высокий риск ошибок из-за сложности
Модель НАСА	Глубоко проработанная модель; Подходит для сложных систем	Высокая сложность; Высокие временные затраты; Дорогостоящее внедрение

1.2.2 Жизненный цикл космических систем, используемый космическими агентствами

Согласно [36], в жизненном цикле изделий РКТ обычно выделяют ряд этапов, которые следуют друг за другом, образуя последовательную линейную схему, представленную на рисунке 1.19.



Рисунок 1.19 – Жизненный цикл изделия РКТ

В общем виде жизненный цикл изделия РКТ может быть описан следующим образом. На первом этапе заинтересованные стороны определяют цели и функции, выполнение и достижение которых разрабатываемое изделие должно обеспечивать, затем на основе установленных требований составляется техническое задание, в соответствии с которым разрабатывается эскизный проект изделия. Эскизный проект дорабатывается до технического проекта на этапе «Проектирование». Затем наступает этап «Разработка документации», во время которого формируется окончательный вид изделия, отражаемый в конструкторской и рабочей документации, на базе которого создаются первые прототипы (макеты, экспериментальные установки) и изготавливается само изделие. Во время этапа «Экспериментальная отработка» экспериментальные установки и лётный образец изделия подвергаются разнообразным испытаниям, метрологическим проверкам, оценке интеграции сборки и другим контрольно-проверочным мероприятиям. По завершению фазы «Экспериментальная отработка» начинается налаживание серийного/мелкосерийного/опытного производства, и изделие входит в фазу «Эксплуатация и обслуживание», где оно осуществляет свою деятельность и поддерживается в рабочем состоянии. В период обслуживания решаются

вопросы, связанные с ремонтом, заменой и отказами элементов изделия. По завершению срока службы начинается процесс утилизации, который входит в фазу «Вывод из эксплуатации». Переход между фазами, как правило, осуществляется посредством рассмотрения и одобрения текущего результата со стороны всех заинтересованных сторон.

Деление жизненного цикла на этапы позволяет заказчику и разработчикам, работающим над проектом, оценивать динамику развития проекта и корректировать планы разработки в соответствии с текущим результатом.

Несмотря на общую структуру, лежащую в основе всех жизненных циклов изделий, многие организации на её основе создают собственные варианты жизненных циклов для их использования в своих разработках. Так, для работ по разработке изделий РКТ каждое из существующих мировых космических агентств разработало и успешно применяет собственные варианты жизненных циклов. Например, жизненный цикл проекта НАСА (NASA) разделён на семь фаз: Предфаза А – Фаза F [42]. Европейское космическое агентство (ЕКА, ESA) имеет жизненный цикл проекта, аналогичный жизненному циклу НАСА, который включает семь фаз, от фазы 0 до фазы F [43]. Японское агентство аэрокосмических исследований (ЯААИ, JAXA) также имеет аналогичный жизненный цикл проекта, который включает пять фаз, от фазы 0 до фазы 4 [44]. Госкорпорация «Роскосмос» в нормативной документации (например, в ГОСТ Р 59312-2021) определяет семь этапов жизненного цикла изделий РКТ. Рассмотрим их подробнее.

Жизненный цикл изделий РКТ НАСА

Жизненный цикл изделий РКТ, разрабатываемой НАСА, представлен на рисунке 1.20.

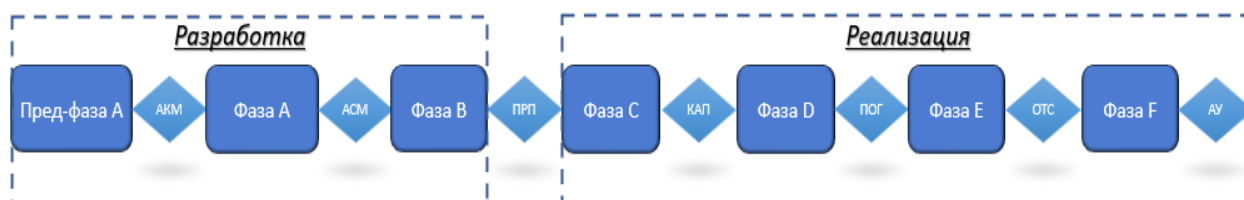


Рисунок 1.20 – Жизненный цикл космических систем НАСА

Переход между этапами происходит путём прохождения через «ворота» или «гейты», которые обозначены на рисунке 1.20 в виде ромбов. Согласно [45], в основе «гейтов» лежит подход «Stage-Gate», разработанный в США в середине 20-го века. Он заключается в проведении оценки текущего прогресса проекта при переходе от одного этапа жизненного цикла к другому. Кроме того, при прохождении «ворот» происходит оценка рисков, связанных с проектом. Оценка прогресса и рисков производится на основании результатов различных испытаний и тестов, которые вирируются от «ворот» к «воротам». Предполагается, что за счёт использования «гейтов» эффективность работы увеличивается с каждым последующим этапом, что приводит к более высокому уровню надёжности проекта и его более точному соответствию заданным требованиям. При прохождении «гейтов» выносятся одно из следующих решений, касательно дальнейшей судьбы проекта: переход к следующему этапу; переход к следующему этапу с учётом возможных рисков; продолжение работы на текущем этапе; возврат к предыдущему этапу; приостановка проектной деятельности; завершение проекта.

Предфаза А жизненного цикла НАСА начинается с разработки концепции миссии, составления требований на уровне системы и оценки реализуемости создаваемой системы. После анализа концепции миссии (АКМ) проект переходит в фазу А, где в результате определения технического облика проекта и необходимых для реализации технологий формируется окончательная концепция миссии и требования системного уровня. После завершения

анализа содержания миссии (АСМ) проект переходит к фазе В. Во время этой фазы происходит разработка предварительной конструкторской документации и макетов, а также окончательная доработка плана эксплуатации. Кроме того, проводится предварительная работа с программным обеспечением.

Первые три фазы, описанные выше, относятся к группе разработки, а оставшиеся четыре фазы – к группе реализации. Успешное завершение предварительного рассмотрения проекта (ПРП) приведёт к фазе С, на которой происходит разработка конструкторской документации и начинается подготовка к производству, а также разрабатывается программное обеспечение для первых полётов. После завершения критического анализа проекта (КАП) начинается закупка оборудования и формирование программного обеспечения. На фазе D проводятся сборка изделия и его испытания. Проверка эксплуатационной готовности (ПЭГ) подтверждает, что изделие готово к эксплуатации и может быть передано для осуществления его запуска. После успешного запуска начинается фаза Е – эксплуатация, направленная на выполнение целевой задачи. Кроме того, в период работы изделия в фазе Е осуществляется контроль и поддержание работоспособности систем изделия. В ходе оценки текущего состояния (ОТС) проводится оценка выполнения целей и операций миссии. В ходе ОТС возможно, что будет принято решение о продлении миссии. После завершения ОТС проект перейдёт к фазе F, на которой будет реализован план утилизации системы после вывода из эксплуатации. Кроме того, на этом этапе будет проведён анализ утилизации (АУ), чтобы определить, как будет реализован и выполнен план утилизации при выводе из эксплуатации, а также будет оценён результат миссии.

Жизненный цикл проектов ЕКА

Жизненный цикл изделий РКТ ЕКА в целом аналогичен жизненному циклу проекта НАСА. Жизненный цикл изделий

РКТ ЕКА также включает семь фаз, проект начинается с фазы 0 и заканчивается фазой F, что продемонстрировано на рисунке 1.21 [43].

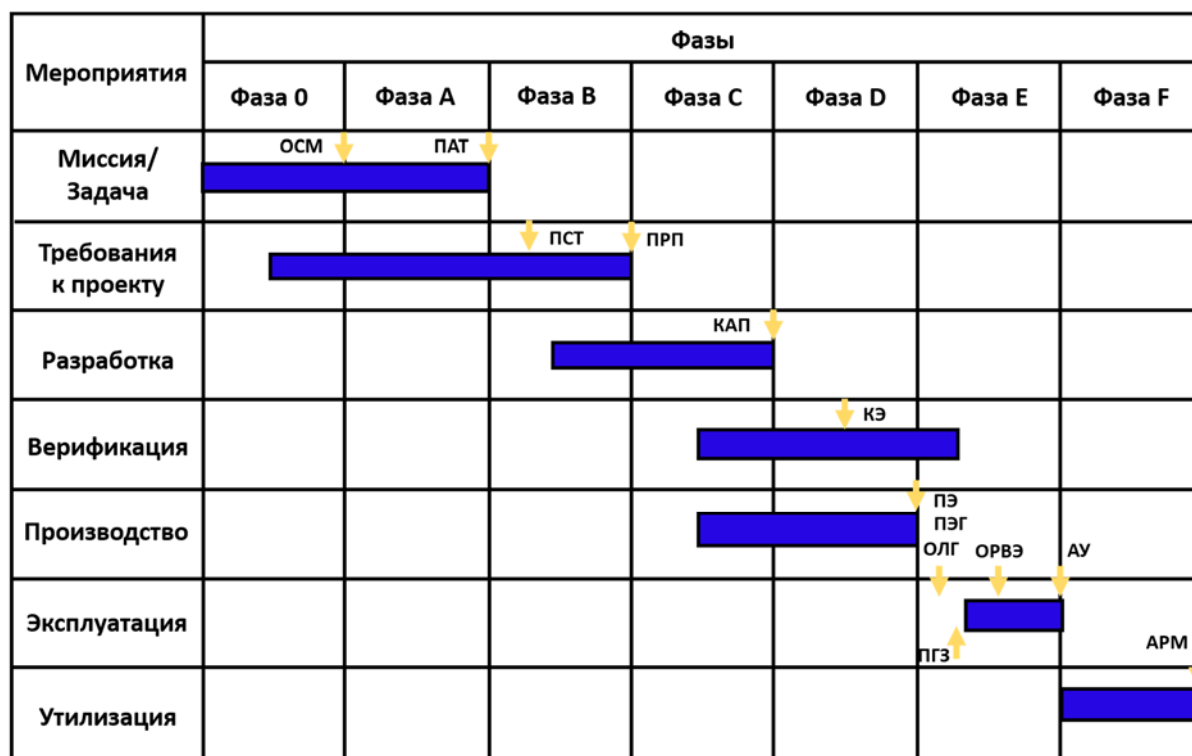


Рисунок 1.21 – Жизненный цикл космических систем ЕКА

ЕКА называет первые три фазы «подготовительными фазами», которые в основном сосредоточены на задачах, связанных с разработкой функциональных и технических требований к системе; первоначальной оценкой технических и программных рисков.

К фазам разработки относятся фазы C и D, во время выполнения которых реализуются все виды деятельности, направленные на разработку космических и наземных систем (в том числе и проведение испытаний), а также технической документации к ним. Фаза E включает в себя все виды деятельности, необходимые для введения в эксплуатацию, использования и обслуживания поставляемых изделий. Начало этапа F – вывод изделия из эксплуатации. На этой фазе происходит утилизация всех космических и наземных систем, отвечающих за функционирование изделия.

Аналогично жизненному циклу проектов НАСА проекты ЕКА после успешного прохождения «гейтов» переходят на следующий этап жизненного цикла. В таблице 1.10 приведена краткая характеристика каждого из проверочных мероприятий, происходящих во время прохождения «гейтов» в течение жизненного цикла ЕКА, где от предварительного анализа требований (ПАТ) до предварительного рассмотрения проекта (ПРП) следует подход «сверху вниз», а от критического анализа проекта (КАП) до приёмочной экспертизы (ПЭ) – подход «снизу вверх». Этот подход характерен для модели жизненного цикла «V», которая была рассмотрена ранее.

Таблица 1.10 – Характеристика проверочных мероприятий
в жизненном цикле ЕКА

Проверочные мероприятия	Цели проверки
Анализ содержания миссии (АСМ)	Подтверждение выполнения требований миссии и предварительная оценка программы
Предварительный анализ требований (ПАТ)	Подтверждение предварительных требований, технической и программной реализуемости
Проверка системных требований (ПСТ)	Оценка предварительного проектного решения
Предварительное рассмотрение проекта (ПРП)	Проверка соответствия эскизного проекта требованиям проекта и системы
Критический анализ проекта (КАП)	Оценка готовности проекта к испытаниям
Квалификационная экспертиза (КЭ)	Проверка прохождения всех контрольно-проверочных испытаний и их соответствия требованиям
Приёмочная экспертиза (ПЭ)	Проверка прохождения всех приёмочных испытаний и соответствия требованиям
Проверка эксплуатационной готовности (ПЭГ)	Обеспечение оперативной совместимости между космическим и наземным сегментами до или после вывода
Оценка текущего состояния (ОТС)	Проверка готовности систем обеспечения пуска и вспомогательных систем

Проверка готовности к запуску (ПГЗ)	Оценка готовности к пуску всех лётных и наземных систем
Оценка результатов ввода в эксплуатацию (ОРВЭ)	Проверка соответствия всех элементов системы заданным требованиям
Анализ утилизации (АУ)	Проверка выполнения миссии и операций; подготовка к выводу из эксплуатации
Анализ результатов миссии (АРМ)	Проверка выполнения всех работ по выводу из эксплуатации

Жизненный цикл проектов ЯААИ

Японское агентство аэрокосмических исследований было сформировано путём слияния Института космических и астронавтических наук, Национального агентства космических разработок Японии и Национальной аэрокосмической лаборатории Японии в 2003 году. В ЯААИ существует несколько вариантов жизненных циклов изделий РКТ:

- первый содержит пять фаз – от фазы 0 до фазы 3 и фазы эксплуатации [44];

- второй состоит из 8 этапов – исследования, разработка концепта, формулировка требований, предварительное проектирование, окончательное проектирование, производство и испытания, пусковые работы и эксплуатация [46];

- третий соответствует жизненному циклу, аналогичному циклу НАСА – от предфазы А до фазы F [47].

В настоящей работе рассматривается жизненный цикл ЯААИ с пятью фазами, который показан на рисунке 1.22.

Во время фазы 0 проводятся первичные исследования и разрабатываются аванпроекты, а также продумываются возможные решения относительно плана проекта. Далее наступают фазы предварительного проектирования и критического проектирования. Во время фазы 3 проводится изготовление изделия и проводятся контрольные испытания. Последним этапом жизненного

цикла является фаза эксплуатации, которая включает в себя запуск изделия и операции по реализации миссии.

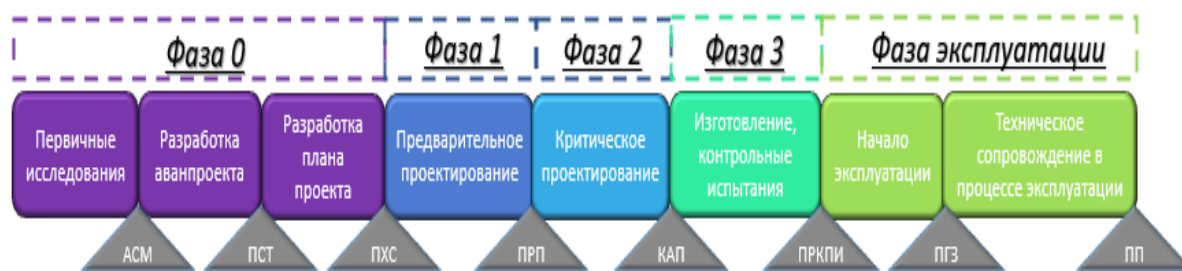


Рисунок 1.22 – Жизненный цикл космических систем ЯАИ

Подобно жизненному циклу проектов НАСА и ЕКА, ЯАИ использует «гейты» для оценки состояния проекта и принятия решения о переходе к последующим фазам после успешной проверки. В жизненный цикл проекта ЯАИ входят следующие проверки: анализ содержания миссии (АСМ); проверка системных требований (ПСТ); проверка характеристик системы (ПХС); предварительное рассмотрение проекта (ПРП); критический анализ проекта (КАП); проверка по результатам контрольно-проверочных испытаний (ПРКПИ); проверка готовности к запуску (ПГЗ); послеполётная проверка (ПП).

В дополнение к этим проверкам, ЯАИ проводит проверку безопасности (ПБ) в конце каждого этапа и, при необходимости, проверку безопасности после третьей фазы. Проверки безопасности проводятся для подтверждения соответствия проекта требованиям безопасности, установленным в соответствии с каждой выявленной нештатной ситуацией.

Жизненный цикл изделий РКТ ГК «Роскосмос»

Жизненный цикл изделий, разрабатываемых ГК «Роскосмос» содержит восемь этапов, которые показаны на рисунке 1.23 [36, 48].

На первом этапе жизненного цикла изделия ГК «Роскосмос» определяются исходные данные, которые в дальнейшем будут использованы при разработке, и технические задания на проведение

научно-исследовательских работ (НИР) и опытно-конструкторских работ (ОКР). На стадии разработки изделия создаётся эскизный проект (ЭП) и составляются технические задания (ТЗ) на составные части комплекса, в том числе и ТЗ на разработку конструктивно-компоновочной схемы.

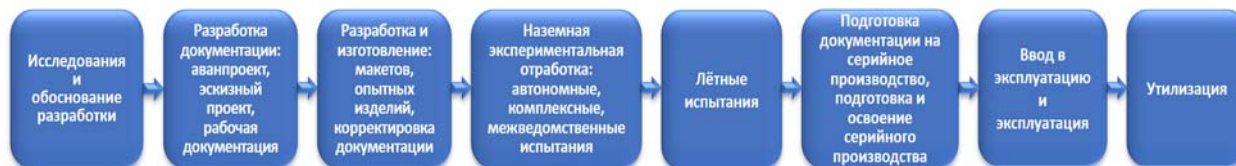


Рисунок 1.23 – Жизненный цикл космических систем
ГК «Роскосмос»

После выпуска эскизного проекта начинается этап разработки конструкторской рабочей документации и комплексной программы экспериментальной отработки изделия. Данный этап включает большое число объёмных работ, таких как выпуск рабочих чертежей, проведение расчётов, проектный анализ возможных последствий и критичности отказов и т.д.

На основе разработанной документации изготавливаются макеты, опытные изделия, экспериментальные установки, по результатам испытаний которых могут вноситься необходимые изменения в документацию.

Затем следует этап изготовления и наземная экспериментальная отработка изделия. После прохождения лётных испытаний изделие поступает в серийное (мелкосерийное) производство. На этой стадии создаётся установочная партия для отработки технологического процесса. Получаемая партия изделий проходит тщательный контроль качества. Изменения и доработки изделия возможны на текущей стадии. Последующие этапы производства осуществляются по утверждённой технологии без изменений. После успешного введения изделия в серийное производство начинается фаза эксплуатации.

На стадии эксплуатации возможны отдельные доработки по замечаниям, выявленным в процессе эксплуатации, а также модернизация элементов комплекса, ракеты, космического аппарата [48]. После окончания срока службы проводится анализ состояния изделия, на основе которого принимается решение о продлении миссии или начале выводе изделия из эксплуатации (утилизация).

Анализ различных жизненных циклов космических систем показывает, что все космические агентства используют различные формы проверки (контроля) для перехода между фазами/стадиями. Некоторые из них осуществляют контроль на протяжении всех фаз/стадий, однако большинство важнейших решений принимается во время проверок при переходе от одной фазы к другой при прохождении так называемых «гейтов». Следует отметить длительность процессов, протекающих в рассмотренных выше жизненных циклах. К примеру, в жизненных циклах изделий РКТ НАСА используется механизм системной инженерии, состоящий из 17 видов деятельности, на каждой из семи фаз жизненного цикла. Итерации в рамках этого механизма приводят к осуществлению 120 процессов (в течение жизненного цикла проекта). Факт затраты большого количества времени на разработку изделий РКТ (в том числе крупногабаритных) также отражают данные по космическим аппаратам, приведённые в таблице 1.11.

Как можно увидеть в таблице, среднее время на разработку тяжёлых космических аппаратов, масса которых превышает несколько тонн, составляет около 10 лет, в то время как на разработку МКА требуется почти в два раза меньше времени. Это отличие наглядно демонстрирует наличие способов для более быстрого прохождения первых этапов жизненного цикла для некоторых изделий РКТ, в первую очередь связанных с цифровизацией процессов проектирования и создания МКА. Примером

в данном случае может служить уже упомянутый выше МКА «АИСТ-2Д», проектирование которого осуществлялось полностью в цифровом виде.

Таблица 1.11 – Данные по времени разработки МКА

Название	Агентство	Масса, кг	Дата начала разработки	Дата ввода в эксплуатацию	Время* разработки, лет
Электро-Л	ГК «Роскосмос»	1766	2001	Янв. 2011	10
Ресурс-П [49]	ГК «Роскосмос»	6275	2007	Июнь 2013	6
WorldView-4	НАСА	2087	2007	Ноя. 2016	9
Sentinel-3	ЕКА	1250	2008	Фев. 2016	8
SNOE [50]	НАСА	120	Весна 1994	Фев. 1998	4
TERRIERS [51]	НАСА	125	Весна 1994	Май 1999	5
SMILE [52]	ЕКА	н/д	Сен. 2015	2024**	9
INDEX [53]	ЯААИ	60	1999	Авг. 2005	6
АИСТ-2Д [54]	ГК «Роскосмос»	530	Янв. 2013	Апр. 2016	3

* – время от начала проектирования и разработки проекта до ввода в эксплуатацию;

** – год предположительного ввода в эксплуатацию.

1.2.3 Жизненный цикл многоспутниковой космической системы мониторинга на базе малых космических аппаратов

Современные космические мониторинговые системы обладают рядом особенностей, которые позволяют идентифицировать их как новый, самостоятельный вид техники, требующий разработки специфических подходов к их проектированию, созданию и эксплуатации. Среди основных особенностей стоит выделить следующие:

1. Широкая и постоянно возрастающая номенклатура задач, решаемая космическими системами.

2. Увеличение сроков функционирования космических аппаратов на орбите при одновременном увеличении скорости обновления технологических возможностей их создания, что приводит к необходимости сокращать сроки разработки новых продуктов.

3. Постепенно осуществляется переход к серийному производству КА с высокой степенью кастомизации под требования заказчика. При этом сами аппараты по-прежнему имеют исключительную сложность, как в проектировании, так и в производстве, и должны отвечать требованиям по надёжности и стоимости.

МКСМ Земли на базе МКА является классическим примером сложной технической системы, жизненный цикл которой определяется следующими основными этапами [55]:

1) формирование концепции – формулирование требований к системе и разработка тактико-технических характеристик системы в целом и космического аппарата в её составе;

2) проектирование – выбор функциональной структуры системы, баллистической схемы функционирования, выбор проектных параметров системы и МКА в её составе;

3) конструирование – оптимизация параметров системы и МКА, выбор и разработка технологии производства МКА;

4) производство – изготовление МКА, входящих в состав МКСМ;

5) испытания – определение качества и надёжности изготовленных космических аппаратов (и системы в целом), а также подтверждение их заданных характеристик (и системы в целом), в том числе на орбите;

6) эксплуатация – функционирование системы на орбите, решение целевой задачи мониторинга земной поверхности и передача данных на наземный пункт;

7) обслуживание и ремонт – парирование нештатных ситуаций в процессе эксплуатации системы;

8) утилизация – прекращение эксплуатации (увод МКА с орбиты в плотные слои атмосферы) [56].

На основе анализа различных подходов и моделей формирования жизненного цикла изделия, проведённого в предыдущих разделах, сформирован жизненный цикл МКСМ Земли, построенной на базе МКА (рисунок 1.24). На рисунке 1.25 также приведена последовательность процесса разработки технической документации при реализации проекта по созданию МКСМ Земли. Оба процесса построены на основе W-модели и учитывают итерационный характер создания системы, который начинается с создания и отработки опытного-технологического (ОТ) изделия, а затем уже на основе результатов его эксплуатации ведётся разработка серийного изделия (СИ), на базе которого формируется космическая система (КС).

Последовательность процесса разработки технической документации укрупнённо выглядит следующим образом:

1) формируется тактико-техническое задание (ТТЗ) на создаваемую космическую систему, определяются технические требования к ней, сроки разработки, ограничения различного характера, в том числе финансовые, состав документации и пр.;

2) осуществляется выпуск основных положений на разрабатываемую систему;

3) осуществляется разработка базовых проектных документов (в первую очередь – эскизный проект), определяющих состав разрабатываемого изделия, его механические, тепловые и электрические интерфейсы, формирование логики управления МКА (системы в целом);

4) материалы эскизного проекта являются основой для разработки технических заданий (ТЗ) на МКА, его бортовые системы и агрегаты;

5) осуществляется разработка общих и принципиальных электрических и пневмогидравлических схем (при наличии в составе МКА);

6) проектирование алгоритмов управления МКА (в том числе в составе орбитальной группировки) в ходе его штатной эксплуатации осуществляется на основе материалов по логике управления и включает разработку алгоритмов, программирование, тестирование (отладку);

7) разработка рабочей конструкторской документации (РКД) направлена на обеспечение технологической подготовки производства и изготовление МКА;

8) разработка и реализация комплексной программы экспериментальной отработки (КПЭО) МКА и системы в целом, обеспечивающей проверку и отработку базовых решений, применяемых в создаваемом изделии. На данном этапе ведется разработка и изготовление необходимых макетов и экспериментальных установок для проведения испытаний. Процесс экспериментальной отработки является финальным этапом разработки, по результатам которого выдаётся заключение о готовности к продолжению работ с аппаратом на следующих этапах жизненного цикла;

9) разработка эксплуатационной документации, в том числе технических условий, технических описаний, инструкций по эксплуатации, а также специального программного обеспечения (ПО), используемого для управления МКА и системы в целом на этапе эксплуатации.

Стоит подчеркнуть, что описанный выше процесс создания документации, учитывающий множество итераций, по своей последовательности во многом напоминает процесс нисходящего проектирования. Это объясняется тем, что на каждом следующем этапе документация, создаваемая на более низких иерархических уровнях, становится всё более детализированной.

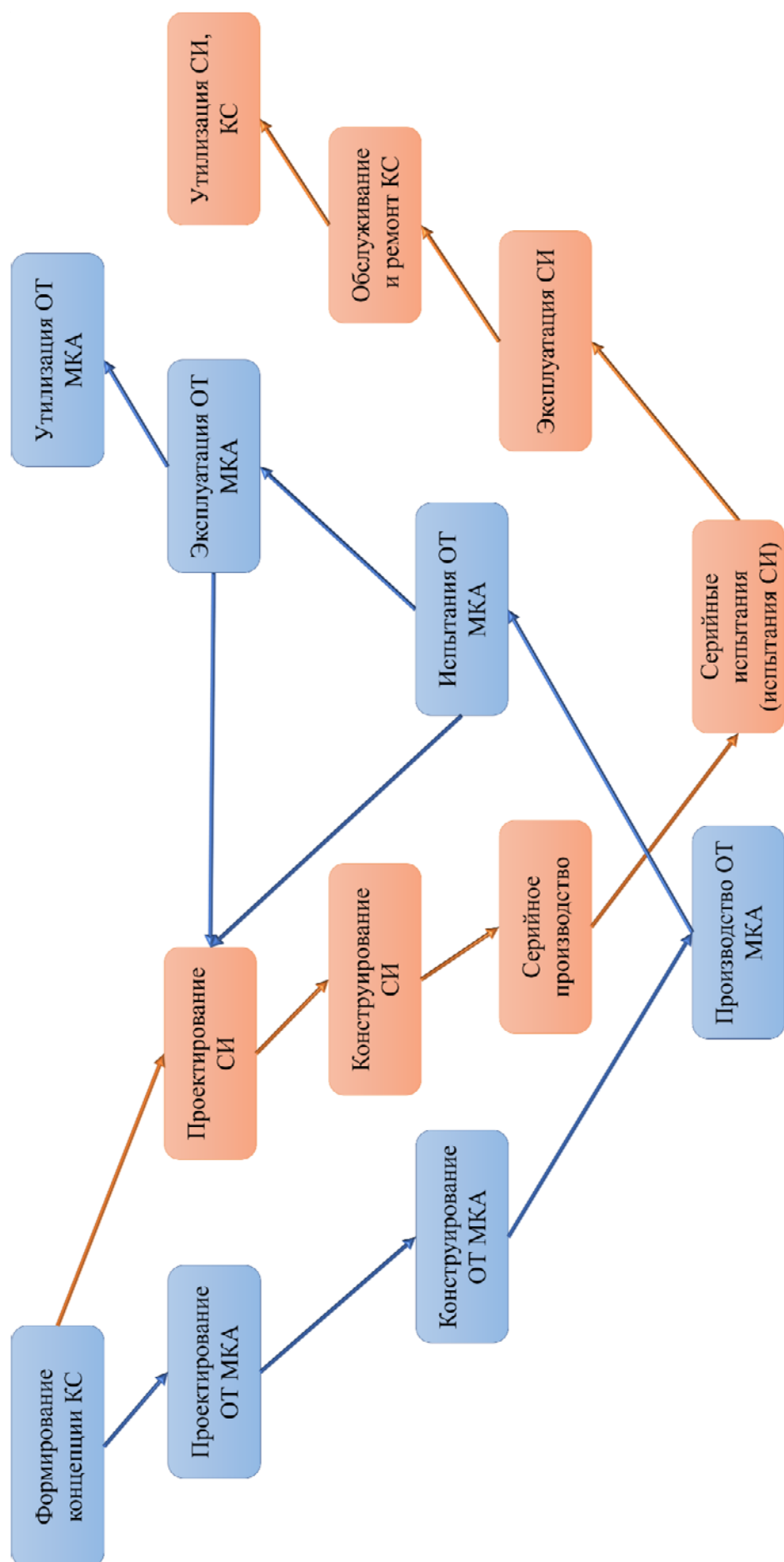


Рисунок 1.24 – Жизненный цикл многоспутниковой космической системы мониторинга Земли на базе МКА

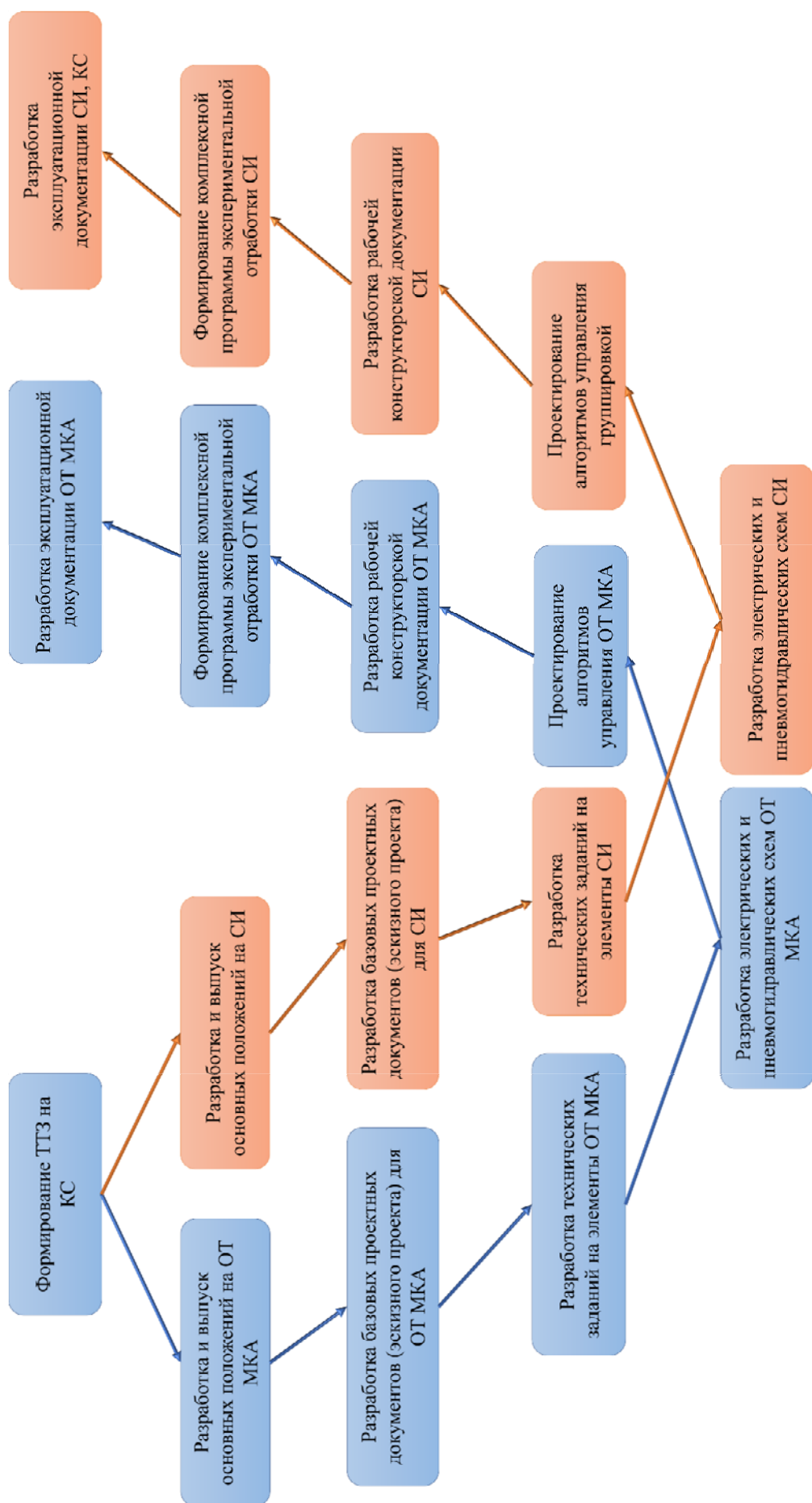


Рисунок 1.25 – Процесс разработки технической документации при реализации проекта по созданию многоспутниковой космической системы мониторинга Земли на базе МКА

Процесс разработки технической документации при реализации проекта по созданию многоспутниковой космической системы мониторинга Земли на базе МКА. Аналогично можно определить итерационность процесса создания космической системы, когда после создания и отработки ОТ МКА ДЗЗ, результаты его лётно-конструкторских испытаний и эксплуатации ложатся в основу разработки МКСМ Земли в целом с учётом необходимых доработок и модернизаций. Объектом разработки в этом случае становится уже не ОТ образец МКА, а серийное изделие, что отражено на рисунках 1.24 и 1.25. Этот принцип соотносится с протолётным подходом, когда на ОТ МКА осуществляется максимальный объём экспериментальной отработки, в том числе в ходе лётно-конструкторских испытаний. Их результаты ложатся затем в основу разработки СИ МКА, а его экспериментальная отработка ведётся уже по сокращённым программам испытаний.

1.2.3.1 Этап обслуживания и ремонта многоспутниковой космической системы мониторинга

Многие авторы, а также нормативные документы, включают этап обслуживания и ремонта в этап эксплуатации. Как правило, этот этап включает в себя следующие действия:

- 1) диагностика и анализ причин отказов;
- 2) восстановление работоспособности элементов, которые подверглись воздействию отказа; элементы могут быть восстановлены путём замены или ремонта, в зависимости от степени повреждения;
- 3) техническое обслуживание и профилактика – проверяется работоспособность всех систем и элементов, по возможности проводится замена расходных материалов (рабочего тела, аккумуляторных батарей и т.д.), обновление программного обеспечения и внесение необходимых корректировок в работу системы;

4) тестирование и проверка работоспособности обновлённой системы проводится с целью подтверждения, что все элементы и произведённые изменения работают правильно и без сбоев.

Таким образом, этап обслуживания и ремонта МКСМ играет важную роль в обеспечении её стабильной работы на протяжении всего периода эксплуатации. Надлежащее техническое обслуживание и проведение ремонта позволяют продлить срок службы системы и уменьшить количество неожиданных отказов, что является крайне важным при работе в космосе.

Однако следует учитывать, что обслуживание и ремонт МКА на орбите представляют существенные технические и технологические сложности, связанные с условиями космического пространства и ограничениями на доступность технических ресурсов и материалов.

В связи с этим предлагается иной методический подход, предполагающий утилизацию отказавшего или утратившего управление МКА в составе многоспутниковой группировки и замену его аппаратом, находящимся в резерве. Данный подход базируется на принципах унификации, стандартизации и модульности конструкции МКА, применяемых на этапе проектирования, серийного изготовления с использованием роботизированных комплексов, применяемого на этапе производства, широкого внедрения виртуальных испытаний на этапе наземной экспериментальной отработки, которые в конечном итоге направлены на сокращение сроков и стоимости создания МКА для многоспутниковых систем. Это делает нецелесообразным ремонт и техническое обслуживание отдельного МКА в процессе его функционирования. Поэтому под ремонтом в случае МКСМ предлагается понимать замену отказавших аппаратов на орбите путём восполнения группировки новыми МКА для поддержания работоспособности группировки и требуемых значений показателей эффективности её работы.

Важную роль в формировании методического подхода к обслуживанию и ремонту МКСМ играет модель численности МКА в системе, которая применяется для оценки как текущей численности аппаратов на орбите, так и общей численности МКА за всё время существования МКСМ.

В соответствии с этой моделью выделяют две основные количественные характеристики:

- число работоспособных спутников в i -ый момент времени (N_i);
- общее число спутников, планируемых в МКСМ за весь срок её существования ($N_{\text{МКА}}$).

Первая характеристика определяет периодичность и условия наблюдения заданного района земной поверхности. Кроме того, данная характеристика определяет оперативность передачи информации на наземные пункты приёма и обработки информации. Полная численность спутников определяет экономические показатели системы, а также сроки её эффективного активного существования.

МКА, выведенные к i -му моменту времени на рабочие орбиты, подразделяются на работоспособные (N_i^p) и пришедшие в нерабочее состояние к этому моменту времени ($N_i^{\text{нр}}$). В свою очередь последние подразделяются на спутники, потерявшие управление (аппараты, у которых закончилось рабочее тело для совершения манёвров по коррекции параметров орбиты и перероентации) ($N_i^{\text{нр}}$), и отказавшие ($N_i^{\text{от}}$). Таким образом, количество работоспособных спутников в составе МКСМ в i -й момент времени определяется по формуле:

$$N_i^p = N_{i-1}^p - N_i^{\text{нр}} - N_i^{\text{от}}. \quad (1.2)$$

Однако, помимо возможности выхода из строя в каждый момент времени на рабочую орбиту могут быть выведены новые аппараты. Таким образом, выражение 1.2 примет следующий вид:

$$N_i^p = N_{i-1}^p - N_i^{\text{нр}} - N_i^{\text{от}} + N_i^{\text{в}}, \quad (1.3)$$

где $N_i^{\text{в}}$ – количество введённых в эксплуатацию аппаратов МКСМ.

Число выводимых аппаратов напрямую определяется числом вышедших из строя спутников в данный момент времени и программой алгоритма управления восполнением группировки.

Число отказавших спутников определяется надёжностью аппаратов, входящих в состав МКСМ, и текущей численностью. В соответствии с [1], чем выше текущая численность спутников в системе, тем больше в ней число отказавших аппаратов. Это подтверждается соотношением:

$$N_i^{\text{от}} = (1 - P_n) \cdot N_i^p = \frac{N_i^p}{\bar{t}_\phi} \cdot t_i, \quad (1.4)$$

где $P_n(t_i)$ – вероятность надёжной работы МКА к i -му моменту времени; $\bar{t}_\phi$ – среднее время безотказной работы МКА к i -му моменту времени.

В [57] демонстрируется, что поток отказов в системе с резервированием, которой является МКА, можно рассматривать как нестационарный пуассоновский поток, где вероятность безотказной работы определяется по формуле:

$$P_n(t_i) = 1 - [1 - e^{-\lambda(t_i) \cdot (t_i)}]^{k_p + 1}, \quad (1.5)$$

где k_p – кратность резервирования ненадежных элементов; $\lambda(t_i)$ – интенсивность отказов в i -ый момент времени.

Для определения значения кратности резервирования, используемой в (1.5), применяется её связь с частью массы МКА, которая выделяется под системы резервирования. Эту связь иллюстрирует соотношение:

$$k_p = \frac{M_n}{\alpha M_{\text{МКА}}}, \quad (1.6)$$

где M_n – масса, выделяемая для резервных копий ненадёжных элементов; $M_{\text{МКА}}$ – масса МКА; α – относительная величина занимаемой резервными копиями ненадежных элементов массы КА.

Для расчёта интенсивности отказов в заданный момент времени применяется зависимость:

$$\lambda(t_i) = \frac{\lambda_0(k_p+1)(1-e^{-\lambda_0 t_i})^{k_p} \cdot e^{-\lambda_0 t_i}}{1-(1-e^{-\lambda_0 t_i})^{k_p+1}}, \quad (1.7)$$

где λ_0 – интенсивность отказов ненадёжного элемента МКА без использования его резервных копий.

Среднее время безотказной работы МКА к i -му моменту времени может быть также представлено через кратность резервирования k_p и интенсивность отказов λ_0 :

$$\bar{t}_\Phi = \frac{k_p+1}{\lambda_0} \sum_{j=0}^{k_p} (-1)^j \frac{k_p!}{(k_p-j)!j!(j+1)^2}. \quad (1.8)$$

Число неуправляемых спутников к i -му моменту времени формируется на основании остатков запасов топлива в двигательной установке (ДУ) МКА. Основопологающим условием при этом является требование достаточности рабочего тела для совершения корректирующего манёвра:

$$M_{\text{РТ}}^{\text{oc}} \geq M_{\text{РТ}}^{\text{min}}, \quad (1.9)$$

где $M_{\text{РТ}}^{\text{oc}}$ – оставшийся запас топлива на борту КА; $M_{\text{РТ}}^{\text{min}}$ – величина минимального запаса топлива, необходимая для проведения коррекции орбитальных параметров аппарата.

В том случае, если топлива для проведения коррекции орбиты недостаточно, аппарат признается неуправляемым. Для описания степени неуправляемости МКА используется показатель неуправляемости a_{ij} , который принимает значение, равное единице в тех случаях, когда запасы топлива на j -м аппарате в i -й момент времени оказываются ниже минимально необходимых для проведения коррекции. В случае, если топлива для коррекции орбиты достаточно, параметр a_{ij} принимает нулевое значение.

Таким образом, количество отказавших спутников формируется на основании коэффициентов неуправляемости, принимающих единичное значение:

$$N_i^{\text{ну}} = \sum_{j=1}^{N_i^{\text{p}}} a_{ij}. \quad (1.10)$$

Согласно [1], остаток рабочего тела на борту МКА зависит от начального запаса рабочего тела, а также от алгоритма управления коррекцией. Поэтому этот остаток, а также число неуправляемых спутников могут быть определены только после (или в процессе) решения задачи выбора управления орбитальной структурой.

В соответствии с требованиями, выдвигаемыми к МКСМ на этапе её проектирования в части обеспечения заданного уровня периодичности наблюдения объекта, формируются требования по обеспечению на орбите минимального количества МКА, обеспечивающих выполнение целевой задачи. Тогда количество аппаратов в i -ый момент времени должно быть не меньше некоторого минимального значения:

$$N_i^{\text{p}} = N^{\text{min}} + \delta N_i, N_i \geq 0. \quad (1.11)$$

Таким образом, решение вопроса о численности выведенных МКА, принимаемое при выборе управления восстановлением группировки за счёт выведения новых аппаратов, должно компенсировать выбывшие из строя КА для обеспечения выполнения условия о минимальном количестве аппаратов на орбите.

С учётом выражений (1.3–1.8, 1.10, 1.11) получаем математическую модель для определения количества МКА, необходимых для поддержания работоспособности МКСМ на установленном на этапе проектирования уровне, при соблюдении условия обеспечения минимального количества аппаратов для выполнения поставленной задачи:

$$\left\{ \begin{array}{l} N_i^p = N_{i-1}^p - N_i^{hp} + N_i^B \geq N^{min}; \\ N_i^B \geq N_i^{hy} + N_i^{ot}; \\ N_i^{hy} = \sum_{j=1}^{N_i^p} a_{ij}; \\ N_i^{ot} = (1 - P_H) \cdot N_i^p = \frac{N_i^p}{\bar{t}_\phi} \cdot t_i; \\ P_H(t_i) = 1 - [1 - e^{-\lambda(t_i) \cdot (t_i)}]^{k_p+1}; \\ \bar{t}_\phi = \frac{k_p+1}{\lambda_0} \sum_{j=0}^{k_p} (-1)^j \frac{k_p!}{(k_p-j)!j!(j+1)^2}; \\ \lambda(t_i) = \frac{\lambda_0(k_p+1)(1-e^{-\lambda_0 t_i})^{k_p} \cdot e^{\lambda_0 t_i}}{1-(1-e^{-\lambda_0 t_i})^{k_p+1}}; \\ k_p = \frac{M_H}{\alpha M_{MKA}}. \end{array} \right. \quad (1.12)$$

Центральное место в методическом подходе по поддержанию работоспособности МКСМ занимает система критериев отказа МКА для принятия решения о завершении его эксплуатации, утилизации и замене на резервный аппарат.

Как правило, результаты оценки показателей надёжности используются для выработки рекомендаций и для последующего принятия решения об использовании МКА. Такими решениями на протяжении всего полёта (вне зависимости от степени достижения предельного гарантированного срока активного существования) могут быть:

- продолжение использования МКА по целевому назначению;
- перевод в орбитальный резерв;
- завершение эксплуатации, утилизация МКА и восполнение группировки за счёт МКА, находящегося в орбитальном резерве.

Среди критериев, на основании которых может быть принято решение о завершении эксплуатации МКА ДЗЗ, можно выделить следующие:

- 1) постоянный отказ целевой аппаратуры и невозможность решения целевой задачи;

- 2) утрата управления МКА;
- 3) невозможность обеспечения требуемых значений по точности ориентации и стабилизации аппарата;
- 4) недостаточный уровень энергобаланса, не позволяющий обеспечить решение целевой задачи;
- 5) невозможность поддержания требуемого теплового режима;
- 6) отсутствие запасов рабочего тела для поддержания параметров рабочей орбиты;
- 7) невозможность оценки технического состояния МКА.

Таким образом, может быть сформулирован методический подход к реализации обслуживания и ремонта МКСМ, направленный на поддержание её работоспособности. Он может быть представлен в виде следующей последовательности действий:

- 1) определение в соответствии с моделью численности МКА в орбитальной группировке количества аппаратов, находящихся в резерве;
- 2) постоянная диагностика состояния всех МКА в составе группировки на основе данных телеметрических измерений;
- 3) на основании данных диагностики принятие решения о продолжении/завершении эксплуатации МКА мониторинга в соответствии с критериями 1–7, приведёнными выше;
- 4) в случае принятия решения о завершении эксплуатации МКА хотя бы по одному из критериев, данный аппарат должен быть выведен из эксплуатации, уведён с орбиты и утилизирован;
- 5) место вышедшего из эксплуатации МКА занимает резервный МКА, находящийся либо на дежурной орбите и переводимый в рабочую точку одним из следующих способов – с помощью собственной двигательной установки, либо за счёт приведения аппарата, неоснащённого двигательной установкой, в соответствующую ориентацию и управления его баллистическим коэффициентом [58], либо выводением на орбиту нового МКА с помощью ракеты-носителя (РН) космического назначения.

Схематично описанный методический подход в виде блок-схемы алгоритма приведён на рисунке 1.26.

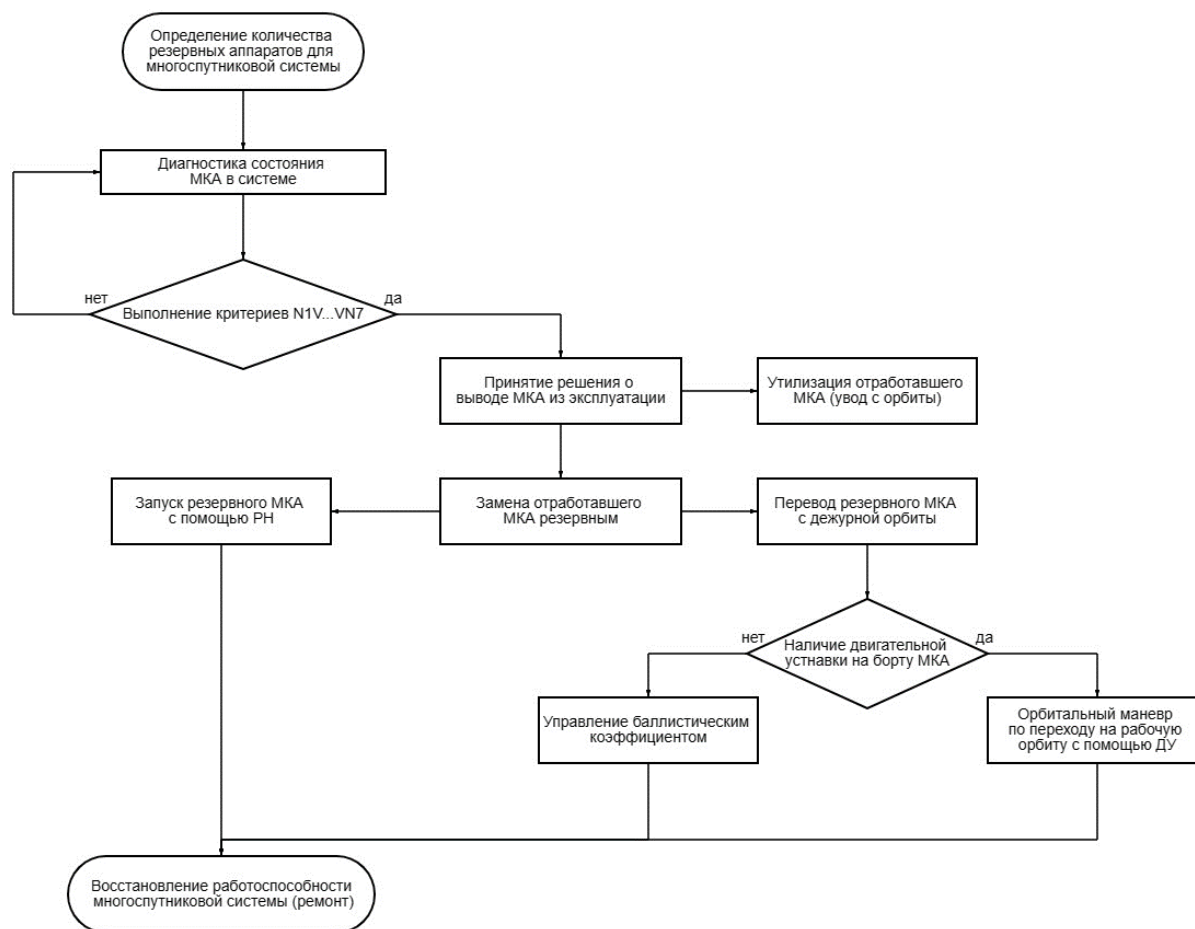


Рисунок 1.26 – Блок-схема алгоритма поддержания работоспособности МКСМ

Необходимо отметить, что требования к гарантийному сроку активного существования (САС) для МКА, выведенных из резерва, должны быть снижены с учётом времени, проведённого на дежурной орбите. Также необходимо учесть затраты рабочего тела ДУ на манёвр перехода с дежурной орбиты на рабочую при расчёте запасов характеристической скорости (рабочего тела) на поддержание параметров рабочей орбиты при дальнейшей штатной эксплуатации МКА и на увод его с орбиты по окончании САС. Последнее замечание актуально для МКА, оснащённых ДУ и предполагающих её использование и для орбитальных манёвров

перевода между орбитами, и для осуществления увода с орбиты (деорбитинга).

Таким образом, обслуживание и ремонт космических аппаратов на орбите являются важной и необходимой составляющей жизненного цикла многоспутниковых космических систем и требуют особого внимания при создании и эксплуатации МКСМ.

В контексте многоспутниковых космических систем в качестве восстановления работоспособности системы целесообразно также рассматривать вариант создания и запуска на орбиту нового МКА взамен прекратившего функционирование. С учётом вышесказанного, выделение в самостоятельный этап такого важного этапа, как обслуживание и ремонт МКСМ, является обоснованным.

1.3 Формализация задачи синтеза параметров многоспутниковой космической системы мониторинга

1.3.1 Формализация требований к космической системе исходя из целевых задач

В [59-62] описан ряд подходов к выбору основных проектных характеристик и конструктивного облика КА наблюдения, а также результаты исследований влияния неопределённости условий применения на функциональную эффективность КА ДЗЗ.

Предлагается новый методический подход к синтезу облика МКСМ на базе МКА ДЗЗ, учитывающий актуальные тренды и потребности глобального рынка геоинформационных продуктов и услуг, рынка производства космических аппаратов, а также современные методы реализации инновационных проектов в области космических систем.

Рассмотрим два ключевых сценария создания МКА в составе МКСМ: первый случай – это когда МКА разрабатываются для конкретного заказчика в рамках определённого проекта; второй

случай – когда заказчик МКА ещё не установлен, а проект, в котором они разрабатываются, находится на стадии формирования.

В первом случае обычно разработка МКА осуществляется на основе имеющихся данных о задачах, которые планируется решать с помощью этих МКА, а также получаемой информации ДЗЗ. Определяются оптимальные технические параметры для МКА в составе МКСМ, обеспечивающие успешное решение поставленных задач в интересах заказчика и формирование соответствующего информационного продукта. На этапе эскизного проектирования МКА основной задачей является уточнение и реализация выбранных технических характеристик.

Во втором варианте проекта сначала устанавливаются задачи, которые должны быть решены с помощью МКА, затем разрабатываются характеристики информационных продуктов, после чего подбираются и уточняются наилучшие значения технических параметров МКА. В первую очередь, речь идёт о коммерческой деятельности, включающей в себя разработку, вывод на орбиту и обслуживание МКА ДЗЗ, которые являются частью МКСМ, а также об использовании информации ДЗЗ. Важно подчеркнуть, что в нашей стране на данный момент отсутствует опыт успешных реализаций подобных проектов. Это в значительной мере обусловлено нехваткой адекватных, конкурентоспособных и надежных бизнес-моделей проектов, которые могли бы привлечь частные инвестиции, включая венчурные. В отличие от проектов, реализуемых в рамках первых рассмотренных случаев, которые обычно финансируются через государственные программы.

В свою очередь, причиной этого является отсутствие чётких методологических принципов по формированию перечня тематических задач для разрабатываемого в коммерческих целях МКА. В ходе формирования перечня тематических задач следует опираться на данные бизнес-моделирования, при этом сама модель должна учитывать специфику отобранных задач. Тенденции

в глобальной сфере дистанционного зондирования Земли показывают, что современным пользователям данных больше не интересны общие сведения о космических аппаратах или системе в целом, такие как характеристики, стоимость и прочее. Наиболее важными для потребителя являются характеристики информационных продуктов, способы и формы информационного обеспечения, основанные на данных ДЗЗ, получаемых с помощью МКА, а также цена продуктов и услуг, что позволяет оценить экономическую эффективность их использования. В связи с этим при разработке проектного облика МКА и космической системы в рамках проекта, который осуществляется по второму обсуждаемому сценарию, целесообразно упомянуть о системе информационного обеспечения, использующей данные ДЗЗ, получаемые с помощью МКА. С учетом того, что на этапе реализации современного проекта по разработке системы информационного обеспечения создание и эксплуатация МКА требуют наибольших трудозатрат и финансовых вложений, была предложена информационно-концептуальная модель для формирования облика перспективных МКА [63], показанная на рисунке 1.27.

Данная модель позволяет эффективно декомпозировать задачи синтеза проектного облика МКА, предоставляя возможность интерпретации имеющейся информации. В результате анализа информации о составляющих бизнес-модели проекта, требований к решению тематических задач и характеристик информационных продуктов, основанных на данных ДЗЗ, эти данные рассматриваются как источник знаний. Они будут использоваться впоследствии для определения множества характеристик МКА. Уровни, рассматриваемые как математические объекты, приобретают онтологическое значение и становятся составными частями нелинейной динамической системы, в рамках которой анализируется процесс формирования проектного облика МКА.

Графически модель представляется в виде совокупности вложенных сферических оболочек – уровней, определяемых триадой

$\{S, Q, \Psi\}$, где S – множество уровней информационного пространства, Q – множество отображений, Ψ – множество инвариантов. Все информационные объекты одного типа собраны на соответствующем уровне, который при необходимости можно декомпозировать для получения требуемого уровня детализации любого информационного объекта. В процессе декомпозиции применяется так называемый «вырез» из информационного пространства в форме конуса.

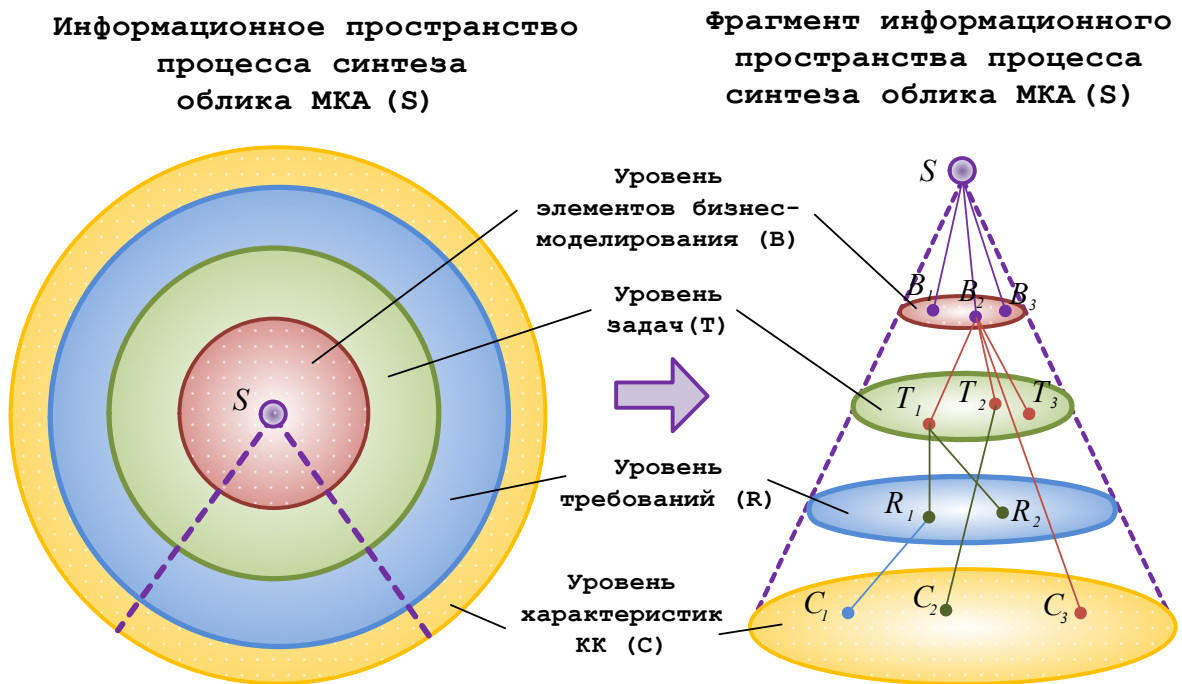


Рисунок 1.27 – Информационное пространство процесса синтеза облика МКА

Установим соответствия между всеми уровнями, что в дальнейшем даст возможность объединять данные различных уровней. Важно гарантировать сохранение инвариантов уровней – набора ключевых и неизменяемых характеристик информационных объектов на каждом уровне.

Информационное пространство процесса формирования облика МКА S расслаивается на четыре базовых уровня: инфра-

структура бизнес-моделирования B , инфраструктура тематических задач T , инфраструктура требований к решаемым тематическим задачам R и инфраструктура характеристик космического комплекса (КК) C . В свою очередь, уровень бизнес-моделирования B расслаивается на уровень описания потребительских сегментов B^{segm} , уровень описания ограничений, вызванных конкурентами B^{restic} , уровень описания ограничений и требований партнёров B^{req} . Уровень инфраструктуры тематических задач T расслаивается на страты отдельных тематических задач $\{t_i\}$. Уровень инфраструктуры требований к решаемым тематическим задачам R расслаивается на множество уровней:

$$\{R_{t_1}, R_{t_2}, R_{t_3}, \dots, R_{t_i}, \dots, R_{t_n}\}, \quad (1.13)$$

где $R_{t_1}, R_{t_2}, R_{t_3}$ – блоки требований к решениям тематических задач t_1, t_2, t_3 ; R_{t_i} – набор требований к решению задачи t_i ; n – число тематических задач. В свою очередь, набор требований к решению задачи R_{t_i} выглядит следующим образом:

$$R_{t_i} = \{R_{t_i}^{res}, R_{t_i}^{freq}, R_{t_i}^{num} \dots R_{t_i}^n\}, \quad (1.14)$$

где $R_{t_i}^{res}$ – уровень пространственного разрешения; $R_{t_i}^{freq}$ – уровень периодичности наблюдения; $R_{t_i}^{num}$ – уровень числа объектов наблюдения, n – число требований в блоке требований к решению соответствующей тематической задачи. Уровень инфраструктуры характеристик космического комплекса C расслаивается на уровни характеристик МКА C_j^{MKA} (где j – номер МКА в космической системе); уровень характеристик наземного комплекса управления C^{HCU} ; уровень характеристик наземного пункта приёма и передачи информации ДЗЗ $C^{HППИ}$. Каждый из уровней C_j^{MKA} расслаивается на множество уровней:

$$C_j^{MKA} = \left\{ C_j^{MKA_{foc}}, C_j^{MKA_{alt}}, C_j^{MKA_{freq}}, C_j^{MKA_{det\_size}}, \right. \\ \left. C_j^{MKA_{chan\_num}}, C_j^{MKA_{\Pi}}, \dots, C_j^{MKA_n} \right\}, \quad (1.15)$$

где $C_j^{\text{МКА}_{foc}}$ – уровень описания фокусного расстояния съёмочной аппаратуры МКА; $C_j^{\text{МКА}_{alt}}$ – уровень описания высоты орбиты МКА; $C_j^{\text{МКА}_{freq}}$ – уровень описания периодичности наблюдения МКА; $C_j^{\text{МКА}_{det\_size}}$ – уровень описания размера детекторных элементов съёмочной аппаратуры МКА; $C_j^{\text{МКА}_{chan\_num}}$ – уровень описания числа спектральных каналов; $C_j^{\text{МКА}_{\Pi}}$ – уровень описания производительности; $C_j^{\text{МКА}_{n}}$ – n -й уровень уровня описания характеристик j -го МКА [64].

Введём отображение страт: $Q_T^B: B \rightarrow T$, $Q_R^B: B \rightarrow R$, $Q_C^B: B \rightarrow C$, $Q_R^T: T \rightarrow R$, $Q_C^T: T \rightarrow C$, $Q_C^R: R \rightarrow C$. Инвариантами Ψ являются проектные задачи формирования облика МКА.

Для задач, входящих в конкретный блок, формируется соответствующий набор требований. Например, для задачи t_{1_1} мониторинга мест добычи общераспространённых полезных ископаемых в границах лицензионных участков, выявления мест незаконной добычи общераспространённых полезных ископаемых в границах указанных участков набор требований определён следующим образом:

$$R_{t_{1_1}} = \left\{ R_{t_{1_1}}^{res}, R_{t_{1_1}}^{freq}, R_{t_{1_1}}^{num}, R_{t_{1_1}}^{nbands}, R_{t_{1_1}}^{bands\_bounds}, R_{t_{1_1}}^{inf\_rate}, R_{t_{1_1}}^{pos\_acc}, R_{t_{1_1}}^{recog\_acc} \right\}, \quad (1.16)$$

где $R_{t_{1_1}}^{res}$ – требование к пространственному разрешению (м); $R_{t_{1_1}}^{freq}$ – требование к периодичности съёмки (сут.); $R_{t_{1_1}}^{num}$ – число объектов, подлежащих наблюдению в границах соответствующего участка земной поверхности (ед.); $R_{t_{1_1}}^{nbands}$ – число спектральных каналов, в которых должна выполняться съёмка (ед.); $R_{t_{1_1}}^{bands\_bounds}$ – границы спектральных каналов, в которых должна выполняться съёмка (мкм); $R_{t_{1_1}}^{inf\_rate}$ – оперативность доставки информации (ч.); $R_{t_{1_1}}^{pos\_acc}$ – точность геодезической

привязки (среднеквадратичное отклонение (СКО), м); $R_{t_{11}}^{recog\_acc}$ – точность распознавания объектов интереса на снимке (%).

Определим для примера диапазоны значений каждого из требований к решению задачи t_{11} мониторинга мест добычи общераспространённых полезных ископаемых в границах лицензионных участков, выявления мест незаконной добычи общераспространённых полезных ископаемых в границах указанных участков: $R_{t_{11}}^{res} \in [0,5, 2]$, $R_{t_{11}}^{freq} \in [30, 90]$, $R_{t_{11}}^{num} \in \{1, 2, \dots, n\}$, $R_{t_{11}}^{nbands} = 5$, $R_{t_{11}}^{bands\_bounds} = \{[0,45, 0,9] \wedge [0,45, 0,52] \wedge [0,53, 0,61] \wedge [0,63, 0,69] \wedge [0,78, 0,9]\}$, $R_{t_{11}}^{inf\_rate} \in [24, 72]$, $R_{t_{11}}^{pos\_acc} \in [5, 20]$, $R_{t_{11}}^{recog\_acc} \in [90, 99]$.

В ходе информационно-концептуального моделирования используется аналогичный подход к формированию наборов требований для решения тематических задач.

Рассмотрим ключевые сферы хозяйственной деятельности человека. Направления и задачи системы должны быть определены в ходе бизнес-моделирования. На рисунке 1.28 показан отдельный фрагмент информационно-концептуальной модели, описывающий рассматриваемый процесс. В ходе процесса синтеза МКСМ происходит структуризация связей между уровнями и чёткое описание механизмов взаимодействия информационных элементов различных уровней рассматриваемой системы.

Согласно модели, множество тематических задач, решаемых с помощью МКСМ, подлежащей синтезу, выглядит следующим образом:

$$T = \{T_1, T_2, T_3, T_4, T_5, T_6\}, \quad (1.17)$$

где T_1 – блок задач «природопользование»; T_2 – блок задач «сельское хозяйство»; T_3 – блок задач «лесное хозяйство»; T_4 – блок задач «водное хозяйство»; T_5 – блок задач «экологический мониторинг»; T_6 – блок задач «международное сотрудничество» [64].

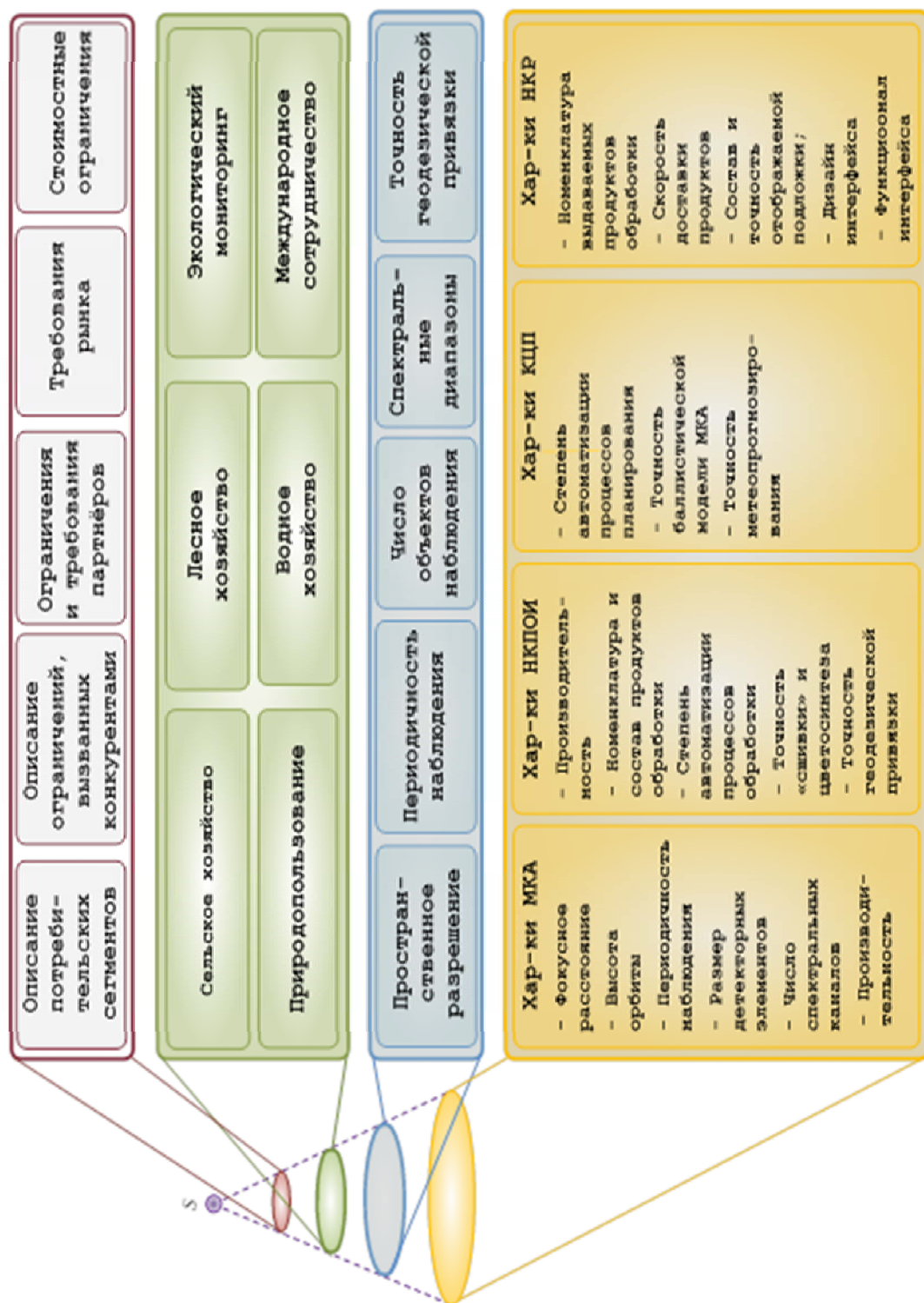


Рисунок 1.28 – Фрагмент информационно-концептуальной модели процесса синтеза МКСМ

В свою очередь,

$$T_1 = \{t_{1_1}, t_{1_2}, t_{1_3}, t_{1_4}, t_{1_5}, t_{1_6}\}, \quad (1.18)$$

где t_{1_1} – задача мониторинга мест добычи общераспространённых полезных ископаемых в границах лицензионных участков; выявления мест незаконной добычи общераспространённых полезных ископаемых в границах указанных участков; t_{1_2} – задача выявления мест незаконной добычи общераспространённых полезных ископаемых; t_{1_3} – задача выявления и мониторинга мест незаконного размещения свалок твёрдых бытовых отходов; t_{1_4} – задача контроля несанкционированной хозяйственной деятельности (в т.ч. в границах особо охраняемых природных территорий и в водоохранной зоне); t_{1_5} – задача выявления несанкционированных вырубок; t_{1_6} – задача выявления изменений состояния лесов в результате негативных воздействий (ветровалы, влияние вредителей);

$$T_2 = \{t_{2_1}, t_{2_2}, t_{2_3}\}, \quad (1.19)$$

где t_{2_1} – задача уточнения границ сельскохозяйственных полей; t_{2_2} – задача уточнения границ посевов сельскохозяйственных культур; t_{2_3} – задача оценки состояния сельскохозяйственных культур;

$$T_3 = \{t_{3_1}, t_{3_2}, t_{3_3}, t_{3_4}\}, \quad (1.20)$$

где t_{3_1} – задача определения таксационных показателей лесных массивов, обеспечение инвентаризации леса и лесоустроительных работ; t_{3_2} – задача регулярного лесного надзора для выявления различного рода аномалий, патологий и нарушений; t_{3_3} – задача мониторинга пожароопасной обстановки в весенне-летний период; t_{3_4} – задача обновления границ муниципальных районов и городских округов;

$$T_4 = \{t_{4_1}, t_{4_2}, t_{4_3}, t_{4_4}, t_{4_5}, t_{4_6}, t_{4_7}\}, \quad (1.21)$$

где t_{4_1} – задача мониторинга состояния береговых линий; t_{4_2} – задача мониторинга состояния водоохранных зон; t_{4_3} – задача мониторинга зон затопления; t_{4_4} – задача мониторинга морфометрических особенностей водных объектов; t_{4_5} – задача мониторинга состояния гидротехнических водозащитных сооружений; t_{4_6} – задача прогнозирования и оперативного мониторинга паводковой ситуации; t_{4_7} – задача мониторинга экологического состояния водных объектов, выявления источников их загрязнения;

$$T_5 = \{t_{5_1}, t_{5_2}, t_{5_3}, t_{5_4}, \dots, t_{5_i}, \dots, t_{5_p}\}, \quad (1.22)$$

где $t_{5_1} = t_{2_3}$ – задача выявления и мониторинга мест незаконного размещения свалок твёрдых бытовых отходов; t_{5_2} – задача мониторинга жидких отстойников промышленных предприятий; t_{5_3} – задача мониторинга разливов загрязняющих веществ на земную поверхность; t_{5_i} – i -я задача блока «экологический мониторинг»; p – число задач блока «экологический мониторинг»;

$$T_6 = \{t_{6_1}, t_{6_2}, \dots, t_{6_i}, \dots, t_{6_p}\}, \quad (1.23)$$

где t_{6_1} – первая задача блока «международное сотрудничество» (определяется в ходе бизнес-моделирования); t_{6_2} – вторая задача блока «международное сотрудничество» (определяется в ходе бизнес-моделирования); t_{6_i} – i -я задача блока «международное сотрудничество»; p – число задач блока «международное сотрудничество».

Затем для каждого блока задач разрабатывается комплект требований к их решению и к информационному обеспечению пользователей, аналогично тому, как это было выполнено для задачи t_{1_1} .

На основании сформированного набора требований определяются параметры МКСМ и МКА, которые входят в состав

системы, а также наземных средств управления МКА, планирования их целевого функционирования, приёма, обработки и распространения информации ДЗЗ.

1.3.1.1 Показатели для оценки экономической эффективности проектов по созданию многоспутниковых космических систем мониторинга Земли

С учётом бурного развития этого направления в мировой аэрокосмической отрасли, вопрос о создании новой МКСМ должен быть подвергнут всестороннему анализу, в первую очередь экономическому, так как в настоящее время существует множество альтернатив и есть возможность получения снимков из космоса с использованием уже развёрнутых в космосе систем.

При первичной оценке экономической эффективности инвестиционного проекта аэрокосмической отрасли, которым является проект по созданию и развёртыванию на орбите новой МКСМ, могут быть применены стандартные методы, которые можно разделить на две большие группы [64]:

1. Статистические методы оценки инвестиционных проектов – срок окупаемости инвестиционного проекта (*PP*, Payback Period); рентабельность инвестиционного проекта (*ARR*, Accounting Rate of Return).

2. Динамические методы оценки инвестиционных проектов – чистый дисконтированный доход (*NPV*, Net Present Value); внутренняя норма прибыли (*IRR*, Internal Rate of Return); индекс прибыльности (*PI*, Profitability index).

Статистические методы оценки являются самым доступным инструментом анализа инвестиционных проектов, при этом, они позволяют сделать выводы о целесообразности инвестиций, а также проводить сравнение различных проектов и отсеивать неэффективные.

Срок окупаемости инвестиционного проекта (англ. Payback Period, PP, период окупаемости) – показывает период, за который окупятся первоначальные затраты в проект, определяется с помощью выражения:

$$PP = \min n, \text{ при котором } \sum_{i=1}^n CF_i > IC, \quad (1.24)$$

где IC (Invest Capital) – инвестиционный капитал, т.е. совокупные затраты (стоимость) на создание, запуск и развёртывание МКСМ; CF (Cash Flow) – денежный поток, который создаётся объектом инвестиций (в случае рассматриваемого проекта денежный поток представляет собой затраты на содержание и обслуживание МКСМ – денежные расходы, и прибыль, которая будет получена от реализации космической информации, получаемой системой – денежные доходы).

Коэффициент рентабельности инвестиционного проекта (англ. Accounting Rate of Return, ARR) отражает прибыльность объекта инвестиций без учёта дисконтирования:

$$ARR = \frac{CF_{\text{ср.}}}{IC}, \quad (1.25)$$

где $CF_{\text{ср.}}$ – средний денежный поток (чистая прибыль) объекта инвестиций за рассматриваемый период (месяц, год); IC (Invest Capital) – инвестиционный капитал, первоначальные затраты инвестора в объект вложения.

Чистый дисконтированный доход (англ. Net Present Value, NPV) – показатель, отражающий изменение денежных потоков и показывающий разность между дисконтированными денежными доходами и расходами.

Чистый дисконтированный доход используют для того, чтобы отобрать наиболее инвестиционно привлекательный проект, он определяется по формуле:

$$NPV = \sum_{t=1}^n \frac{CF_t}{(1+r)^t} - CF_0, \quad (1.26)$$

где NPV – чистый дисконтированный доход проекта; CF_t – денежный поток в период времени t ; CF_0 – денежный поток в первоначальный момент. Первоначальный денежный поток равняется инвестиционному капиталу ($CF_0 = IC$); r – ставка дисконтирования.

Соответственно, инвестиционный проект, имеющий отрицательное значение NPV , следует исключить из рассмотрения. Если значение NPV равно нулю – проект обеспечит уровень безубыточности, когда все доходы равны расходам. Если NPV больше нуля – инвестиционный проект привлекателен для вложения.

Внутренняя норма прибыли (англ. Internal Rate of Return, IRR) – показывает такую ставку дисконтирования, при которой чистый дисконтированный доход равняется нулю, определяется выражением:

$$0 = \sum_{t=0}^n \frac{CF_t}{(1+IRR)^t} - CF_0, \quad (1.27)$$

где CF (Cash Flow) – денежный поток, который создаётся объектом инвестиций; IRR – внутренняя норма прибыли; CF_0 – денежный поток в первоначальный момент (как правило, равняется инвестиционному капиталу, т.е. $CF_0 = IC$).

Индекс прибыльности инвестиций (англ. Profitability index, PI) – показатель эффективности инвестиций, показывающий доходность вложенного капитала. Индекс прибыли представляет собой отношение дисконтированной стоимости будущих денежных потоков к стоимости первоначальных инвестиций. Коэффициент отражает величину прироста ценности, генерируемой каждым рублем инвестиций.

Формула расчёта индекса прибыльности инвестиций:

$$PI = \frac{NPV}{IC} = \frac{\sum_{t=1}^n \frac{CF_t}{(1+r)^t}}{IC}, \quad (1.28)$$

где NPV – чистый дисконтированный доход; n – срок реализации проекта; r – ставка дисконтирования (%); IC – вложенный (затраченный) инвестиционный капитал.

Чем выше коэффициент прибыльности инвестиций, тем большую отдачу на вложенный капитал приносит данная инвестиция. Данный критерий используется для сравнения между собой нескольких инвестиционных проектов. Если PI меньше единицы, то инвестиционный проект не сможет возместить в полном размере вложенные в него капитальные затраты, если равен единице – проект имеет доходность, равную выбранной ставке дисконтирования, больше единицы – проект привлекателен с точки зрения вложения инвестиций, так как сможет обеспечить дополнительную отдачу капитала.

В таблице 1.12 приведены критерии выбора инвестиционного проекта на основе рассмотренных коэффициентов. С помощью этих показателей можно оперативно оценить привлекательность проекта.

Таблица 1.12 – Критерии выбора проекта
на основе оценки показателей экономической эффективности

Показатель	Критерий выбора инвестиции
Статистические методы оценки эффективности инвестиций	
Период окупаемости	$PP > \min$
Рентабельность капитала	$ARR > 0$
Динамические методы оценки эффективности инвестиций	
Чистый дисконтированный доход	$NPV > 0$
Индекс прибыльности	$PI > 1$

Таким образом, использование коэффициентов оценки инвестиционных проектов позволяет выбрать наиболее привлекательные проекты по созданию МКСМ для вложения. Несмотря на то, что статистические методы позволяют получить общее представление о проекте, динамические методы предоставляют более точную и детализированную оценку инвестиций, что делает их предпочтительными для принятия обоснованных решений.

1.3.2 Проектные параметры многоспутниковой космической системы мониторинга Земли

Характеристики или проектные параметры КА и МКСМ можно условно разделить на группы [59, 65, 66]:

- целевые (характеристики или показатели);
- лётно-технические;
- массогабаритные и энергетические;
- критериальные.

Целевые характеристики – это потребительские свойства, которые важны тем, кто использует полученную с помощью МКСМ информацию в своей деятельности.

К основным целевым показателям МКСМ могут относиться: способность КА наблюдать определённые районы поверхности Земли, спектральные диапазоны наблюдения, линейное разрешение на местности, периодичность повторных съёмки, оперативность доставки видеoinформации на Землю, производительность съёмки.

Периодичность съёмки земной поверхности аппаратами ДЗЗ существенно зависит от баллистических характеристик, численности группировки, схемы обзора, высоты орбиты и характеристик оптической целевой аппаратуры.

Показатель оперативности измеряется в единицах времени и включает в себя следующие частные показатели оперативности:

- время, необходимое для представления задания на проведение съёмки в требуемом виде (формализация задания);
- время, необходимое для передачи заявки на съёмку заданной цели на борт МКА (с учётом входа МКА в зону радиовидимости пункта управления или с учётом использования спутника-ретранслятора);
- время, необходимое для планирования порядка съёмки целей и постановки заявки в очередь с учётом заданных приоритетов и прогнозируемых условий съёмки (облачности, высоты

Солнца над горизонтом, отклонения оптической оси МКА от надира);

- время, необходимое для подлёта к цели и проведения съёмки;

- время, необходимое для обработки информации на борту МКА и подготовки её к передаче на Землю;

- время, необходимое для входа МКА в зону радиовидимости наземного пункта приёма информации (или задействования спутника-ретранслятора) для передачи информации;

- время для передачи информации на Землю;

- время для обработки информации на Земле и получения снимка, пригодного для передачи заказчику;

- время, необходимое для передачи готового снимка заказчику.

Необходимо отметить, что активно развивающимся в настоящее время способом повышения оперативности доставки целевой информации потребителю является организация межспутниковой коммуникации в орбитальных космических группировках [15, 16, 20, 67, 68].

Лётно-технические характеристики (параметры), связанные с динамикой полёта космического аппарата и орбитальной структурой группировки, часто называют проектно-баллистическими характеристиками (параметрами).

К основным лётно-техническим характеристикам (параметрам) МКА относят:

- параметры орбиты;

- координаты нахождения КА (на орбите) в любой заданный момент времени;

- характеристики стабильности орбиты (изменения её параметров во времени).

К лётно-техническим характеристикам (параметрам) МКСМ можно отнести:

- количество аппаратов в группировке;

- орбитальные параметры, характеризующие относительное положение аппаратов в составе группировки;
- условия освещённости;
- количество запусков РН, обеспечивающих формирование орбитальной структуры МКСМ.

Точность вывода МКА ракетой-носителем в заданную точку пространства по высоте, скорости и времени является здесь ключевым требованием.

К основным массогабаритным и энергетическим характеристикам (параметрам) МКА относят [59]:

- массу МКА;
- габариты МКА;
- мощность системы электропитания;
- силу тяги двигательной установки (ДУ) и др.

Среди множества параметров, определяющих конструкцию и работу МКА, можно определить ключевые, от которых напрямую зависит успешное выполнение задач в полёте. С их обеспечением связано достижение требуемых лётно-технических характеристик, указанных в тактико-технических требованиях.

Обобщённые критериальные характеристики МКА ДЗЗ – это параметры, используемые для выбора наиболее подходящего варианта МКА из нескольких предложенных альтернативных проектов или модернизаций. К таким характеристикам относят [62]:

- экономическую эффективность создания КА мониторинга;
- стоимость создания МКА;
- доход от эксплуатации космического аппарата наблюдения.

К основным критериальным характеристикам также относят:

- степень влияния используемого топлива на экологию;
- стоимость проектных работ по созданию МКА;
- стоимость создания опытных образцов;
- стоимость проведения наземных автономных, комплексных испытаний;

- стоимость проведения лётных испытаний;
- стоимость постановки МКА на эксплуатацию;
- стоимость организации серийного производства МКА и др.

Подобные характеристики могут быть сформулированы путём обобщения и для космической системы в целом.

В настоящий момент практически отсутствует опыт проектирования космического аппарата (или системы) по стоимостным показателям (под заданную стоимость). Поэтому традиционно вместо стоимостных показателей используют частные показатели эффективности КА, а стоимостные характеристики учитывают в виде ограничений. Вместе с тем необходимо отметить, что подход проектирования изделия под заданную стоимость с недавнего времени начал применяться в ГК «Роскосмос», в частности, при проведении работ по созданию перспективной РН «Амур-СПГ» или космической системы наблюдения «Грифон», где обозначена предельная стоимость МКА в размере 50 млн руб. В случае создания многоспутниковых космических систем с большим количеством аппаратов, выпускаемых серийно, экономические характеристики выходят на первый план и могут рассматриваться не только как ограничения, но и как критериальные характеристики при оценке эффективности проектов по созданию МКСМ.

В работах [69, 70, 71] подробно рассмотрены вопросы создания и управления многоспутниковыми орбитальными группировками. Задача управления такими группировками рассматривается на системном уровне как задача управления системным эффектом (дифференциальным выходным эффектом в терминах ГОСТ Р56526-2015), который, в свою очередь, предполагает управление целевыми эффектами системы, орбитальной структурой, состоянием группировки и системой информационного обмена. Например, для систем мониторинга Земли требуется реализация целевых эффектов непрерывности, многопозиционности, стереосъёмки, комплексности наблюдения.

Необходимо отметить важность ещё одной характеристики, которая отличает именно многоспутниковые космические системы, – скорость (время) создания. С учётом большого числа МКА в составе МКСМ и необходимости нескольких пусковых кампаний для развёртывания группировки на орбите, а также качественных характеристик, указанных выше и которые система приобретает только после начала функционирования всех аппаратов в МКСМ и всех элементов наземной инфраструктуры, сроки реализации проекта по созданию МКСМ выходят на первый план.

В этой связи могут быть сформированы различные математические постановки задачи синтеза проектных решений МКСМ, варианты которых приведены далее. Они базируются на структурно-параметрической модели МКСМ.

1.3.3 Структурно-параметрическая модель многоспутниковой космической системы мониторинга Земли

На рисунке 1.29 представлена структурно-параметрическая модель верхнего иерархического уровня МКСМ на базе МКА. Дальнейшая декомпозиция системы выходит за рамки настоящего исследования и представляет интерес для решения частных задач проектирования её компонентов.

Основными параметрами, определяющими МКСМ, являются следующие.

1) вектор орбитальных параметров МКА ДЗЗ:

$$X = \{a_j, \Omega_j, i_j, e_j, \omega_j, u_j\}, \quad (1.29)$$

где $j = 1 \dots N_{\text{КА}}$ – количество КА в системе; a – большая полуось орбиты; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение орбиты; e – эксцентриситет орбиты; ω – аргумент перигея; u – аргумент широты.

2) вектор качественных характеристик информационного продукта системы, который может быть определён без привязки к конкретной тематической задаче и типу целевой аппаратуры, аналогично (1.16):

$$R_{t_{kl}} = \left\{ R_{t_{kl}}^{res}, R_{t_{kl}}^{radio\_sen}, R_{t_{kl}}^{freq}, R_{t_{kl}}^{obs}, R_{t_{kl}}^{nbands}, R_{t_{kl}}^{bands\_bounds}, R_{t_{kl}}^{pos\_acc}, R_{t_{kl}}^{recog\_acc}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}, \dots \right\}, \quad (1.30)$$

где $k = 1 \dots 6$ – номер блока задач, в соответствии с (1.17), $l = 1 \dots m$ – номер задачи в блоке в соответствии с (1.18–1.23); m – количество задач в блоке; $R_{t_{kl}}^{res}$ – пространственное разрешение целевой аппаратуры (м); $R_{t_{kl}}^{radio\_sen}$ – радиометрическая чувствительность радиолокатора (дБ); $R_{t_{kl}}^{freq}$ – периодичность наблюдения (ч/сут), как время между двумя последовательными по времени полёта КА попаданиями объекта наблюдения с заданными координатами в зону обзора летящего КА, при непрерывном мониторинге $R_{t_{kl}}^{res} \rightarrow 0$; $R_{t_{kl}}^{obs}$ – обзорность системы, определяемая географическими координатами района наблюдения (φ – географической широтой и λ – географической долготой), в случае построения космической системы глобального мониторинга:

$$R_{t_{kl}}^{obs} = \{\varphi = \pm 90^\circ, \lambda = 0 \dots 360^\circ\}; \quad (1.31)$$

$R_{t_{kl}}^{nbands}$ – число спектральных каналов целевой аппаратуры (ед.); $R_{t_{kl}}^{bands\_bound}$ – границы спектральных каналов (мкм); $R_{t_{kl}}^{pos\_acc}$ – точность геодезической привязки (СКО, м); $R_{t_{kl}}^{recog\_acc}$ – точность распознавания объектов интереса на снимке (%), $R_{t_{kl}}^{inf\_rate}$ – оперативность доставки информации

(ч/мин); как интегральная характеристика, определяющая временной диапазон от момента формирования задания на съёмку до момента получения готового информационного продукта заданного качества потребителю:

$$R_{t_{kl}}^{inf\_rate} = \{R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{формал}_{\text{задания}}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{передачи}_{\text{набор}}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{подлета}_{\text{цели}}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{съёмки}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{входа\_в\_зону\_радиовидимости}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{передачи\_на\_НППИ}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{обработки\_на\_земле}}, R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{\text{передачи\_заказчику}}\}. \quad (1.32)$$

3) вектор параметров, определяющих эффективность функционирования системы:

$$\mathcal{E}_{\text{МКСМ}} = \{\Pi, T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}}, T_{\text{сас}}^{\text{МКСМ}}, C_{\text{МКСМ}}, D_{\text{МКСМ}}, P, J\}, \quad (1.33)$$

где Π – производительность системы, выражаемая количеством квадратных километров земной поверхности, которое могут снять КА системы за один виток (сутки, год) полёта или за время активного существования (км^2); $T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}}$ – время создания МКСМ (сут.):

$$T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}} = \{T_{\text{созд}}^{\text{ОТ}}, T_{\text{созд}}^{\text{СИ}\Sigma N_{\text{МКА}}}\}, \quad (1.34)$$

включает время $T_{\text{созд}}^{\text{ОТ}}$ на проектирование, изготовление, наземную экспериментальную отработку, запуск и лётные испытания ОТ МКА (в соответствии с ЖЦ, представленным на рисунке 1.24), и время $T_{\text{созд}}^{\text{СИ}\Sigma N_{\text{МКА}}}$ на следующие за этим доработку, изготовление, экспериментальную отработку и вывод на орбиту СИ МКА в количестве, необходимом для гарантированного удовлетворения качественных характеристик информационного продукта системы (1.22); $T_{\text{сас}}^{\text{МКСМ}}$ – срок активного существования МКСМ (время от начала эксплуатации системы в финальной конфигурации до времени утилизации последнего аппарата в ней); $C_{\text{МКСМ}}$ – интегральный показатель стоимости системы (тыс. руб.):

$$C_{\text{МКСМ}} = \{C_{\text{проект}}^{\text{МКСМ}}, C_{\text{созд}}^{\text{ОТ МКА}}, C_{\text{созд}}^{\text{СИ } \Sigma^N \text{ МКА}}, C_{\text{пуск\_усл}}^{\text{МКСМ}}, C_{\text{назем\_инфр}}^{\text{МКСМ}}, C_{\text{экспл}}^{\text{МКСМ}}\}, \quad (1.35)$$

включающий стоимость проектирования МКСМ $C_{\text{проект}}^{\text{МКСМ}}$ (этап НИОКР); стоимость пусковых услуг по запуску всех МКА системы на орбиту $C_{\text{пуск\_усл}}^{\text{МКСМ}}$; стоимость создания (аренды) объектов наземной инфраструктуры $C_{\text{назем\_инфр}}^{\text{МКСМ}}$; а также затраты $C_{\text{экспл}}^{\text{МКСМ}}$ на эксплуатацию системы (включая обслуживание и поддержание работоспособности системы, создание и распространение информационного продукта); стоимость создания ОТ МКА определяется, с одной стороны, стоимостью этапов ЖЦ ОТ МКА (в соответствии с рисунком 1.21):

$$C_{\text{созд}}^{\text{ОТ МКА}} = \{C_{\text{проект}}^{\text{ОТ МКА}}, C_{\text{констр}}^{\text{ОТ МКА}}, C_{\text{изготов}}^{\text{ОТ МКА}}, C_{\text{испыт}}^{\text{ОТ МКА}}, C_{\text{экспл}}^{\text{ОТ МКА}}\}, \quad (1.36)$$

с другой стороны – стоимостью всех его компонентов (бортовой аппаратуры, элементов конструкции, бортовой кабельной сети и т.д.), каждый из которых аналогично проходит через основные этапы ЖЦ изделия:

$$C_{\text{созд}}^{\text{ОТ МКА}} = \sum_{u=1}^U C_{\text{созд}}^{\text{комп ОТ МКА}}, \quad (1.37)$$

где $u = 1 \dots U$ – количество компонентов, входящих в состав ОТ МКА.

Стоимость создания СИ МКА определяется аналогично, при этом отдельно выделяются затраты на организацию производства серийного изделия $C_{\text{орг\_произв}}^{\text{СИ МКА}}$:

$$C_{\text{созд}}^{\text{СИ МКА}} = \{C_{\text{проект}}^{\text{СИ МКА}}, C_{\text{констр}}^{\text{СИ МКА}}, C_{\text{орг\_произв}}^{\text{СИ МКА}}, C_{\text{изготов}}^{\text{СИ МКА}}, C_{\text{испыт}}^{\text{СИ МКА}}, C_{\text{экспл}}^{\text{СИ МКА}}\}. \quad (1.38)$$

$D_{\text{МКСМ}}$ – доход, полученный от эксплуатации многоспутниковой космической системы, определяемый ценой каждого отснятого км^2 поверхности Земли (с учётом соответствующих характеристик качества и уровня обработки от 1А до 4В [72]) и производительно-

стью системы Π , рассчитываемый как разность средств, полученных от реализации информационного продукта, и средств, затраченных на создание системы:

$$D_{\text{МКСМ}} = C_{t_{kl}}^{\text{level\_proc}} \cdot \Pi - C_{\text{МКСМ}}. \quad (1.39)$$

P – показатель надёжности системы, как её способность сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях эксплуатации; J – комплексный показатель, характеризующий эффективность производственного процесса серийного изготовления МКА для МКСМ (будет рассмотрен в 3 главе).

4) вектор параметров наземного сегмента МКСМ, который представлен наземным комплексом управления (НКУ), предназначенным для управления МКА, входящих в МКСМ, а также наземными пунктами приёма и передачи информации (НППИ).

В состав НКУ входит комплекс целевого планирования работы МКСМ, а также комплекс радиотехнических средств управления (рисунок 1.29), которые описываются следующими параметрами:

$$Y_{\text{НКУ}} = \left\{ N_{\text{заяв}}, R_{t_{kl_{\text{формал\_задания}}}}^{\text{inf\_rate}}, R_{t_{kl_{\text{нач\_съёмки}}}}^{\text{inf\_rate}}, F_{\text{НКУ}}, N_{\text{МКА}}^{\text{упр\_НКУ}}, W_{\text{пер\_ант}} \right\}, \quad (1.40)$$

где $N_{\text{заяв}}$ – количество одновременно обслуживаемых заявок комплексом целевого планирования; $R_{t_{kl_{\text{формал\_задания}}}}^{\text{inf\_rate}}$ – время обработки заявки, поступившей от заказчика, до формирования управляющей программы на борт МКА для осуществления съёмки; $R_{t_{kl_{\text{нач\_съёмки}}}}^{\text{inf\_rate}}$ – время от формирования управляющей команды для съёмки до получения необработанного снимка с учётом выполнения условий освещённости и метеоусловий (облачность) объекта мониторинга (опционально для радиолокационной аппаратуры наблюдения), определяется с помощью выражения:

$$\begin{aligned}
R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{нач\_съёмки} = & R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{передачи\_на\_борт} + R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{подлёта\_к\_цели} + \\
& + R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{съёмки} + R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{входа\_в\_зону\_радиовидимости} + \\
& + R_{t_{kl}}^{inf\_rate}_{передачи\_на\_НППИ}. \quad (1.41)
\end{aligned}$$

$F_{НКУ}$ – диапазон рабочих частот комплекса радиотехнических средств управления; $N_{МКА}^{упр\_НКУ}$ – количество одновременно управляемых МКА в системе с данного НКУ; $W^{пер\_ант}$ – мощность передающих устройств.

НППИ предназначены для непосредственного взаимодействия с МКА ДЗЗ. Основными характеристиками НППИ являются:

$$\begin{aligned}
Y_{НППИ} = \\
= \{N_{НППИ}, N_{КА\_обсл}^{НППИ}, \varphi_{НППИ}, \lambda_{НППИ}, I_{НППИ}, F_{НППИ}, V_{I_{НППИ}}, \Phi\}, \quad (1.42)
\end{aligned}$$

где $N_{НППИ}$ – количество НППИ в системе; $N_{КА\_обсл}^{НППИ}$ – количество одновременно обслуживаемых КА; $\varphi_{НППИ}, \lambda_{НППИ}$ – географические координаты НППИ; $I_{НППИ}$ – информационный поток, который способен принять НППИ; $F_{НППИ}$ – диапазон рабочих частот комплекса радиотехнического приема информации; $V_{I_{НППИ}}$ – объём хранимой информации в комплексе хранения информации; Φ – комплексный показатель, характеризующий мощности аппаратных средств обработки и хранения информации (тактовая частота процессоров, количество ядер, объём оперативной памяти, объём видеопамяти и т.д.).

5) вектор параметров средств выведения – ракет-носителей различных классов, которые обеспечивают доставку аппаратов на низкую опорную орбиту для последующего довыведения аппаратов средствами собственных двигательных установок (в случае их наличия в бортовом составе), либо с использованием блока выведения:

$$Y_{РН} = \{N_{РН}, M_{ПН}, X_{оп}, G_{ГО}, \delta(X), V_X^{БВ}, C_{пуск\_усл}\}, \quad (1.43)$$

где $N_{РН}$ – количество запусков ракет-носителей, необходимых для развёртывания многоспутниковой группировки; $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки (ПН), доставляемой ракетой-носителем на низкую опорную орбиту с параметрами $X_{оп}$; $G_{ГО}$ – габаритные характеристики головного обтекателя, определяющие количество запускаемых одновременно МКА и их компоновку вместе с устройством отделения (диспенсером); $\delta(X)$ – показатель, характеризующий точность выведения аппаратов на опорную или рабочую орбиты (величина ошибок по элементам).

Основным параметром для блока выведения является величина запаса характеристической скорости $V_X^{БВ}$, определяемая запасами рабочего тела $M_{РТ}$.

Следует отметить, что для развёртывания МКСМ могут использоваться оба типа запуска – как попутный (МКА группировки запускаются в качестве попутной ПН), так и целевой. Приведённого перечня основных проектных параметров РН достаточно для описания обоих способов, различия будут лишь в стоимости запуска $C_{пуск\_усл}^{МКСМ}$.

Далее переходим к следующему (более низкому) иерархическому уровню системы – основным параметрам МКА в МКСМ:

$$Y_{МКА} = \{M_{МКА}, G_{КА}, W_{ср\_сут}^{МКА}, T_{созд}^{МКА}, C_{созд}^{МКА}, Y_{МКА}\}, \quad (1.44)$$

где $M_{МКА}$ – стартовая масса МКА; $G_{КА}$ – габариты КА (в стартовой и орбитальной конфигурации); $W_{ср\_сут}^{МКА}$ – среднесуточная мощность системы энергоснабжения МКА; $T_{созд}^{МКА}$ – время создания МКА (варьируется в зависимости от типа МКА – ОТ или СИ); $C_{созд}^{МКА}$ – стоимость создания МКА (варьируется в зависимости от типа МКА – ОТ (1.36, 1.37) или СИ (1.38)); $Y_{МКА}$ – момент инерции МКА.

Целевая аппаратура (ЦА) наблюдения является основной полезной нагрузкой на борту МКА, основными параметрами которой являются:

$$Y_{\text{ЦА}} = \{M_{\text{ЦА}}, G_{\text{ЦА}}, W_{\text{ЦА}}, Y_{\text{ЦА}}, Ш_{\text{ЦА}}, T_{\text{созд}}^{\text{ЦА}}, T_{\text{ЦА\_раб}}, I_{\text{ЦА}}, C_{\text{созд}}^{\text{ЦА}}, O_{\text{БЗУ}}, Z_{\text{ВРЛ}}\}, \quad (1.45)$$

где $M_{\text{ЦА}}$ – масса ЦА; $G_{\text{ЦА}}$ – габариты ЦА; $W_{\text{ЦА}}$ – потребляемая мощность ЦА; $Y_{\text{ЦА}}$ – момент инерции ЦА; $Ш_{\text{ЦА}}$ – ширина полосы захвата; $T_{\text{созд}}^{\text{ЦА}}$ – время создания ЦА; $T_{\text{ЦА\_раб}}$ – рабочее время ЦА на витке; $I_{\text{ЦА}}$ – объём генерируемой ЦА информации (в интервале времени – виток, между сеансами связи с НППИ, сутки и т.д.); $C_{\text{созд}}^{\text{ЦА}}$ – стоимость создания ЦА; $O_{\text{БЗУ}}$ – объём памяти бортового запоминающего устройства (БЗУ); $Z_{\text{ВРЛ}}$ – скорость высокоскоростной радиолинии (ВРЛ).

Результаты анализа, проведённого в разделе 1.1, показывают, что на МКА, работающих в составе МКСМ, наибольшее распространение получили оптико-электронная и радиолокационная аппаратура наблюдения. Основными параметрами, характеризующими оптико-электронную ЦА (или оптико-электронный телескопический комплекс (ОЭТК)), помимо тех, что указаны в (1.40), являются:

$$Y_{\text{ОЭТК}} = \{f_{\text{ОЭТК}}, L_{\text{ОЭТК}}, b, \alpha_{\text{ОЭТК}}, D, A_{\text{ОЭТК}}\}, \quad (1.46)$$

где $f_{\text{ОЭТК}}$ – фокусное расстояние объектива; $L_{\text{ОЭТК}}$ – длина ОЭТК; b – размер чувствительного элемента матрицы; $\alpha_{\text{ОЭТК}}$ – угол обзора; D – детальность; $A_{\text{ОЭТК}}$ – апертура.

Инфракрасная оптико-электронная аппаратура работает в соответствующем диапазоне спектра (с длиной волны 0,75...1000 мкм), имеет дополнительно в качестве основной характеристики температурное разрешение μ .

Мульти- и гиперспектральная оптико-электронная аппаратура наблюдения находит всё большее применение в современных МКА [73] и характеризуется количеством каналов спектра $R_{t_1}^{nbands}$, в которых осуществляется наблюдение: в мультиспек-

тральных камерах их обычно не более 10, тогда как в гиперспектральных – сотни.

Работа радиолокационной аппаратуры наблюдения не зависит от условий освещённости поверхности Земли и наличия облачного покрова, что выгодно отличает эти системы от средств мониторинга в видимом диапазоне спектра. Основными параметрами радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) являются:

$$Y_{\text{РСА}} = \{\beta, \delta_r, R_{t_{kl}}^{\text{radio\_sen}}, S_{\text{ant}}\}, \quad (1.47)$$

где β – угол визирования; δ_r – радиометрическое разрешение; $R_{t_{kl}}^{\text{radio\_sen}}$ – радиометрическая чувствительность; S_{ant} – площадь антенны.

Все элементы конструкции МКА характеризуются единым набором параметров:

$$Y_{\text{констр}_i} = \left\{ M_{\text{констр}_i}, G_{\text{констр}_i}, V_{\text{констр}_i}, P_{\text{констр}_i}, T_{\text{созд}}^{\text{констр}_i}, C_{\text{созд}}^{\text{констр}_i}, d\tau_{\text{констр}_i}, \sigma_{\text{констр}_i} \right\}, \quad (1.48)$$

где $M_{\text{констр}_i}$ – масса i -го элемента конструкции; $G_{\text{констр}_i}$ – геометрические характеристики i -го элемента конструкции; $V_{\text{констр}_i}$ – объём i -го элемента конструкции; $P_{\text{констр}_i}$ – обобщённый показатель надёжности i -го элемента конструкции как свойство выполнять заданные функции, сохраняя во времени значения установленных эксплуатационных показателей в заданных пределах, соответствующих требуемым режимам и условиям использования, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортировки; $T_{\text{созд}}^{\text{констр}_i}$ – время, затраченное на создание i -го элемента конструкции (включая время проектирования, конструирования, производства с учётом выбранной технологии, наземных испытаний); $C_{\text{созд}}^{\text{констр}_i}$ – стоимость создания i -го элемента конструкции;

$d\tau_{\text{констр}_i}$ – диапазон рабочих температур i -го элемента конструкции; $\sigma_{\text{констр}_i}$ – интегральный показатель, характеризующий свойства материала, из которого изготовлен i -й элемент конструкции (плотность, механические характеристики, коррозионная стойкость, коэффициент температурного расширения, теплопроводность, электрическая проводимость, радиационная стойкость и др.).

Бортовой комплекс управления (БКУ) – это совокупность систем МКА, обеспечивающих управление функционированием аппарата как единого целого, бортовые системы которого связаны между собой информационными каналами. Именно от функциональности БКУ, его программно-математического обеспечения, а также степени его интеллектуализации зависит эффективность решения задач управления МКСМ. Основными подсистемами современного многофункционального БКУ являются: бортовая вычислительная система, система телеметрических измерений, система спутниковой навигации, система приёма-передачи информации. Основными параметрами БКУ являются:

$$Y_{\text{БКУ}} = \{M_{\text{БКУ}}, G_{\text{БКУ}}, U, T_{\text{созд}}^{\text{БКУ}}, C_{\text{созд}}^{\text{БКУ}}, W_{\text{БКУ}}, I_{\text{СТИ}}, F_{\text{СТИ}}, Z_{\text{СТИ}}, \delta_{\text{ССН}}\}, \quad (1.49)$$

где $M_{\text{БКУ}}$ – масса системы; $G_{\text{БКУ}}$ – габариты системы; U – комплексный показатель, характеризующий мощности аппаратных средств, включая тактовую частоту процессоров, количество ядер и др.; $T_{\text{созд}}^{\text{БКУ}}$ – время создания БКУ; $C_{\text{созд}}^{\text{БКУ}}$ – стоимость создания БКУ; $W_{\text{БКУ}}$ – потребляемая БКУ и его подсистемами электрическая мощность. Специфическими параметрами для подсистем являются: $I_{\text{СТИ}}$ – информативность системы телеметрической системы, определяемая количеством опрашиваемых датчиков на частоту опроса; $F_{\text{СТИ}}$ – диапазон рабочих частот для системы телеметрических измерений, а также для системы приёма-передачи информации; $Z_{\text{СТИ}}$ – скорость передачи телеметрической информации; $\delta_{\text{ССН}}$ – точность навигационных измерений.

Бортовой энергетический комплекс включает в себя систему энергопитания (СЭП) – бортовую систему КА, обеспечивающую электроэнергией его аппаратуру и оборудование, и систему обеспечения теплового режима (СОТР), обеспечивающую заданный тепловой режим на борту МКА. В СЭП обычно входят источники электрической энергии, автоматика системы энергопитания, зарядные и преобразующие устройства. В дальнейшем для упрощения задачи будем полагать, что СЭП МКА мониторинга строится только на базе солнечных батарей (СБ) и аккумуляторных батарей (АБ), а параметры остальных устройств, входящих в состав СЭП, учитываются в параметрах СБ и АБ. Основными параметрами СЭП МКА ДЗЗ являются:

$$\gamma_{\text{СЭП}} = \left\{ M_{\text{СЭП}}, G_{\text{СЭП}}, W_{\text{ср\_сут}}^{\text{МКА}}, W_{\text{ССЭП}}, W_{\text{уд\_СБ}}^S, S_{\text{СБ}}, E_{\text{АБ}}, \vartheta_{\text{АБ}}, \zeta_{\text{СБ}}, \overline{\cos \phi_{\text{ср}}}, T_{\text{созд}}^{\text{СЭП}}, C_{\text{созд}}^{\text{СЭП}} \right\}, \quad (1.50)$$

где $M_{\text{СЭП}}$ – масса компонентов СЭП (включая СБ и АБ); $G_{\text{СЭП}}$ – габаритные характеристики элементов СЭП (включая СБ в сложенном и развёрнутом состоянии); $W_{\text{ср\_сут}}^{\text{МКА}}$ – среднесуточная выходная мощность СЭП; $W_{\text{ССЭП}}$ – мощность собственного электропотребления системы СЭП; $W_{\text{уд\_СБ}}^S$ – удельная мощность, снимаемая с единицы площади солнечной батареи при условии максимальной освещённости; $S_{\text{СБ}}$ – площадь СБ; $E_{\text{АБ}}$ – ёмкость АБ; $\vartheta_{\text{АБ}}$ – удельная энергия АБ; $\zeta_{\text{СБ}}$ – удельная масса СБ; $\overline{\cos \phi_{\text{ср}}}$ – среднеинтегральный за виток косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ; $T_{\text{созд}}^{\text{СЭП}}$ – время создания СЭП; $C_{\text{созд}}^{\text{СЭП}}$ – стоимость создания СЭП.

Для СОТР характерными параметрами являются:

$$\gamma_{\text{СОТР}} = \{ M_{\text{СОТР}}, G_{\text{СОТР}}, Q_{\text{внеш}}, Q_{\text{внут}}, S_{\text{РТО}}, A_S, \varepsilon_W, T_{\text{созд}}^{\text{СОТР}}, C_{\text{созд}}^{\text{СОТР}}, W_{\text{СОТР}} \}, \quad (1.51)$$

где $M_{\text{СОТР}}$ – масса СОТР; $G_{\text{СОТР}}$ – габаритные характеристики элементов СОТР; $Q_{\text{внеш}}$ – суммарный внешний тепловой поток, действующий на МКА на орбите с параметрами X ; $Q_{\text{внут}}$ – суммарный внутренний тепловой поток, формируемый бортовыми системами МКА; $S_{\text{рТО}}$ – площадь радиационного теплообменника; A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения; ε_w – коэффициент степени черноты тела; $T_{\text{созд}}^{\text{СОТР}}$ – время создания СОТР; $C_{\text{созд}}^{\text{СОТР}}$ – стоимость создания СОТР; $W_{\text{СОТР}}$ – энергопотребление СОТР.

Система управления движением (СУД) предназначена для управления угловым движением МКА относительно центра масс, а также управления движением его центра масс. СУД использует в своём составе чувствительные (измерительные) элементы и исполнительные органы. Чувствительные элементы используются для определения углового положения, измерения угловой скорости МКА и вектора напряжённости магнитного поля в связанной системе координат, к ним относятся оптический солнечный датчик, звёздные датчики, измеритель угловой скорости, магнитометр. Исполнительные органы создают управляющие моменты для управления угловым движением относительно центра масс МКА. В качестве исполнительных органов используются комплекс управляющих двигателей-маховиков и электромагниты. Основными параметрами оптических приборов ориентации СУД, помимо массогабаритных и энергетических характеристик, являются:

$$\gamma_{\text{опт_ориен}} = \left\{ M_{\text{опт_ориен}}, G_{\text{опт_ориен}}, A_{\text{опт_ориен}}, f_{\text{опт_ориен}}, \alpha_{\text{опт_ориент}}, Z, T_{\text{созд}}^{\text{опт_ориен}}, C_{\text{созд}}^{\text{опт_ориен}}, W_{\text{опт_ориен}} \right\}, \quad (1.52)$$

где $M_{\text{опт_ориен}}$ – масса оптических приборов ориентации; $G_{\text{опт_ориен}}$ – габаритные размеры оптических приборов ориентации; $A_{\text{опт_ориен}}$ – апертура (диаметр входного зрачка) оптических приборов ориентации; $f_{\text{опт_ориен}}$ – фокусное расстояние оптических приборов ориентации; $\alpha_{\text{опт_ориент}}$ – угол обзора оптических приборов ориентации; Z – количество звёзд определённой звёздной величины

в каталоге; $T_{\text{созд}}^{\text{опт\_ориен}}$ – время создания оптических приборов ориентации; $C_{\text{созд}}^{\text{опт\_ориен}}$ – стоимость создания оптических приборов ориентации; $W_{\text{опт\_ориен}}$ – энергопотребление оптических приборов ориентации.

Основными параметрами исполнительных органов СУД являются:

$$Y_{\text{ИО}_{\text{СУД}}} = \{M_{\text{ИО}_{\text{СУД}}}, G_{\text{ИО}_{\text{СУД}}}, \omega_{\text{ор}}, \delta_{\text{ор}}, \theta_{\text{упр}}, T_{\text{созд}}^{\text{ИО}_{\text{СУД}}}, C_{\text{созд}}^{\text{ИО}_{\text{СУД}}}, W_{\text{ИО}_{\text{СУД}}}\}, \quad (1.53)$$

где $M_{\text{ИО}_{\text{СУД}}}$ – масса исполнительных органов СУД; $G_{\text{ИО}_{\text{СУД}}}$ – габариты исполнительных органов СУД; $\omega_{\text{ор}}$ – угловая скорость изменения ориентации; $\delta_{\text{ор}}$ – точность ориентации; $\theta_{\text{упр}}$ – величина управляющего момента; $T_{\text{созд}}^{\text{ИО}_{\text{СУД}}}$ – время создания исполнительных органов СУД; $C_{\text{созд}}^{\text{ИО}_{\text{СУД}}}$ – стоимость создания исполнительных органов СУД; $W_{\text{ИО}_{\text{СУД}}}$ – энергопотребление исполнительных органов СУД.

Двигательная установка (ДУ) является необязательным элементом бортового состава МКА мониторинга. Вместе с тем, решение таких важных задач, как довыведение в рабочую точку орбиты, маневрирование на орбите, поддержание параметров рабочей орбиты и парирование внешних возмущающих факторов, оказывающих влияние на эволюцию параметров рабочей орбиты, наконец, вывод с орбиты, осуществить без двигательной установки практически невозможно. Отказ от ДУ производителями МКА происходит из-за её высокой сложности, стоимости и существенных массогабаритных характеристик, которые затрудняют задачу размещения ДУ в составе, например, кубсатов, на базе которых в настоящее время создаются или проектируются МКСМ. Следует, однако, отметить, что разработка маломассогабаритных ДУ с низким энергопотреблением является предметом научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ сразу нескольких

коллективов в РФ и за рубежом [74-79]. Основными проектными параметрами двигательных установок являются:

$$Y_{\text{ДУ}} = \{M_{\text{ДУ}}, G_{\text{ДУ}}, F_T, E_{\text{уд}}, M_{\text{РТ}}, V_{\text{Х}}^{\text{ДУ}}, T_{\text{созд}}^{\text{ДУ}}, C_{\text{созд}}^{\text{ДУ}}, W_{\text{ДУ}}\}, \quad (1.54)$$

где $M_{\text{ДУ}}$ – сухая масса ДУ; $G_{\text{ДУ}}$ – габариты ДУ; F_T – сила тяги двигателя; $E_{\text{уд}}$ – удельный импульс; $M_{\text{РТ}}$ – запасы рабочего тела; $V_{\text{Х}}^{\text{ДУ}}$ – запас характеристической скорости (указанные параметры являются взаимоувязанными и зависят от массы КА, скорости истечения рабочего тела и других характеристик); $T_{\text{созд}}^{\text{ДУ}}$ – время создания ДУ; $C_{\text{созд}}^{\text{ДУ}}$ – стоимость создания ДУ; $W_{\text{ДУ}}$ – энергопотребление ДУ.

Система увода с орбиты МКА мониторинга обеспечивает решение важной задачи утилизации аппарата и группировки в целом как завершающего этапа жизненного цикла любого изделия и системы. Данная система включена в бортовой состав опционально, поскольку задача увода с орбиты может быть решена путём выдачи тормозного импульса двигательной установки. Однако в случае её отсутствия на борту должна быть установлена автономная система, обеспечивающая увод аппарата, завершившего своё функционирование, в плотные слои атмосферы. Подробно данный вопрос будет обсуждаться в главе 4. Основными элементами системы увода являются: корпус, исполнительный орган, реализованный в виде аэродинамического устройства или тросовой системы, подсистема управления, подсистема автономного энергоснабжения. Указанные подсистемы и конструктивные элементы описываются аналогичными параметрами, что и основные системы МКА мониторинга:

$$Y_{\text{СУ}} = \{M_{\text{СУ}}, G_{\text{СУ}}, T_{\text{увода}}, T_{\text{созд}}^{\text{СУ}}, C_{\text{созд}}^{\text{СУ}}, W_{\text{СУ}}\}, \quad (1.55)$$

где $M_{\text{СУ}}$ – масса системы увода; $G_{\text{СУ}}$ – габариты системы увода; $T_{\text{увода}}$ – временной интервал, за который осуществляется увод МКА в плотные слои атмосферы; $T_{\text{созд}}^{\text{СУ}}$ – время создания системы

увода; $C_{\text{созд}}^{\text{су}}$ – стоимость создания системы увода; $W_{\text{су}}$ – энергопотребление системы увода.

Отдельного внимания заслуживают только исполнительные органы системы увода с орбиты. Для аэродинамического устройства основными параметрами являются:

$$\gamma_{\text{су}}^{\text{аэро}} = \{\varnothing_{\text{аэро}}, \sigma_{\text{аэро}}\}, \quad (1.56)$$

где $\varnothing_{\text{аэро}}$ – диаметр аэродинамического устройства увода (надуваемого баллона); $\sigma_{\text{аэро}}$ – комплексный показатель, характеризующий свойства материала, из которого изготовлено аэродинамическое устройство.

Для торосовой системы определяющими параметрами являются:

$$\gamma_{\text{су}}^{\text{трос}} = \{l_{\text{трос}}, \rho_{\text{сп}}^{\text{трос}}, s_{\text{трос}}\}, \quad (1.57)$$

где $l_{\text{трос}}$ – длина троса; $\rho_{\text{сп}}^{\text{трос}}$ – удельное сопротивление материала троса; $s_{\text{трос}}$ – площадь поперечного сечения троса.

Представленная на рисунке 1.29 структурно-параметрическая модель отличается от моделей космических систем мониторинга (наблюдения) и КА ДЗЗ, представленных, например, в [66] или в [1]. Она отражает тенденции, методологические подходы и в определённой степени эмпирический опыт проектирования малых космических аппаратов ДЗЗ, а также систем на их основе, в частности опыт создания малого опытно-технологического космического аппарата ДЗЗ «АИСТ-2Д». Однако данная модель не является строго фиксированной, и на включение дополнительных функциональных блоков в неё или их перераспределение между системами влияет большое количество факторов: стоимостные, временные, массогабаритные ограничения, формулируемые на начальных этапах проектирования (или априори заданные, например, форм-фактором кубсата); особенности исполнения и функ-

ционирования целевой аппаратуры и её интеграции с другими бортовыми системами; традиции научной школы предприятия или коллектива, осуществляющего разработку; постоянное совершенствование электронной компонентной базы, позволяющее интегрировать всё большие функциональные характеристики в единые программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), а затем и системы.

В теории и практике проектирования КА и КС существуют различные варианты математических постановок задач синтеза проектных решений. Математические постановки общих задач выбора проектных решений могут приводиться в различных формах, например, в обобщённой форме, с позиций теории множеств или в форме многокритериальных задач. В качестве основного критерия эффективности МКСМ может рассматриваться некий суперпоказатель, отражающий уровень технического совершенства системы или степень достижения системного эффекта – термина, используемого в работах [69, 70, 71]. С учётом практического опыта реализации многоспутниковых систем мониторинга Земли преимущественно коммерческими западными компаниями, логичным является выбор критерия эффективности, связанного с доходом от эксплуатации такой системы:

$$D_{\text{МКСМ}} \rightarrow \max, \quad (1.58)$$

где доход $D_{\text{МКСМ}}$ подсчитывается по формуле (1.33) как разность между полученными средствами вследствие реализации информационного продукта заказчику или на открытом рынке и затраченными средствами на создание и эксплуатацию МКСМ. Очевидно, что доход будет тем больше, чем выше качество продукта, создаваемого системой, т. е. информации ДЗЗ в виде обобщенного показателя, характеризуемого в конечном итоге совокупностью целевых показателей (1.30), и чем ниже будут затраты на создание системы (1.35).

В качестве основных критериев эффективности МКСМ можно использовать следующие критерии: $P \geq P^{\text{Зад}}$, $T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}} \leq T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}^{\text{Доп}}}$, $T_{\text{САС}}^{\text{МКСМ}} \geq T_{\text{САС}}^{\text{МКСМ}^{\text{Зад}}}$, $P \geq P^{\text{Зад}}$, $C_{\text{МКСМ}} \leq C_{\text{МКСМ}}^{\text{Доп}}$, $J \geq J^{\text{Зад}}$, $R_{t_{k_l}} \geq R_{t_{k_l}}^{\text{Зад}}$ и др. при ограничениях по стоимости разработки, по срокам создания МКСМ, по материальным и трудовым ресурсам и др. (индекс «Зад» – обозначение заданного значения соответствующего показателя, «Доп» – допустимое значение) и при условии минимизации количества МКА в системе, количества НППИ и пусков РН, необходимых для развёртывания системы.

Математическая постановка задачи синтеза проектных параметров МКСМ в рамках концепции пригодности будет следующая:

$$\left. \begin{aligned} P &\geq P^{\text{Зад}}, T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}} \leq T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}^{\text{Доп}}}, \\ T_{\text{САС}}^{\text{МКСМ}} &\geq T_{\text{САС}}^{\text{МКСМ}^{\text{Зад}}}, \\ P &\geq P^{\text{Зад}}, C_{\text{МКСМ}} \leq C_{\text{МКСМ}}^{\text{Доп}}, \\ J &\geq J^{\text{Зад}}, R_{t_{k_l}} \geq R_{t_{k_l}}^{\text{Зад}} \end{aligned} \right| \begin{aligned} Y_{\text{МКА}} &\in Y_{\text{МКА}}^{\text{Доп}}; \\ X &\in X^{\text{Доп}}; \\ Y_{\text{НКУ}} &\in Y_{\text{НКУ}}^{\text{Доп}}; \\ N_{\text{РН}} &\rightarrow \min; \\ N_{\text{МКА}} &\rightarrow \min, \end{aligned} \quad (1.59)$$

где выражение $Y_{\text{МКА}} \in Y_{\text{МКА}}^{\text{Доп}}$ означает принадлежность проектных параметров МКА допустимому множеству, а $X \in X^{\text{Доп}}$ – функционирование системы в рамках выбранной орбитальной структуры.

В этих же ограничениях могут быть учтены требования, связанные с выбором методического подхода к проектированию конкретного МКА ДЗЗ в составе группировки. Например, если в МКА заменяется только целевая аппаратура наблюдения, а проектирование осуществляется на базе унифицированной платформы, то ограничения выдвигаются именно по массе, габаритам, энергопотреблению и другим характеристикам платформы.

В рамках концепции оптимизации постановка задачи синтеза проектных параметров МКСМ будет выглядеть следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} & \Pi \rightarrow \max, T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}} \rightarrow \min, T_{\text{сас}}^{\text{МКСМ}} \rightarrow \max, \\ & P \rightarrow \max, C_{\text{МКСМ}} \rightarrow \min, J \rightarrow \max, \\ & R_{t_{k_l}} \rightarrow \max, N_{\text{РН}} \rightarrow \min, N_{\text{МКА}} \rightarrow \min \end{aligned} \right| \begin{aligned} & \gamma_{\text{МКА}} \in \gamma_{\text{МКА}}^{\text{Доп}}; \\ & X \in X^{\text{Доп}}; \\ & \gamma_{\text{НКУ}} \in \gamma_{\text{НКУ}}^{\text{Доп}}. \end{aligned} \quad (1.60)$$

Данная задача относится к классу многокритериальных, и её решение отыскивается соответствующими методами.

Как известно, многокритериальные задачи выбора проектных решений можно свести к однокритериальным, если выделить «главный критерий». Например, если требуется определить основные характеристики МКСМ, обеспечивающие максимальные значения характеристик качества информационного продукта, генерируемого системой при удовлетворении имеющихся ограничений, то в математической форме эта задача может быть записана так:

$$\left. \begin{aligned} & R_{t_{k_l}} \rightarrow \max; \\ & \Pi \geq \Pi^{\text{Зад}}, T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}} \leq T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ Доп}}, \\ & T_{\text{сас}}^{\text{МКСМ}} \geq T_{\text{сас}}^{\text{МКСМ Зад}}, P \geq P^{\text{Зад}}, J \geq J^{\text{Зад}}, \\ & C_{\text{МКСМ}} \leq C_{\text{МКСМ}}^{\text{Доп}}, N_{\text{МКА}} \leq N_{\text{МКА}}^{\text{Зад}}, N_{\text{РН}} \leq N_{\text{РН}}^{\text{Зад}}, \\ & \gamma_{\text{МКА}} \in \gamma_{\text{МКА}}^{\text{Доп}}, X \in X^{\text{Доп}}, \gamma_{\text{НКУ}} \in \gamma_{\text{НКУ}}^{\text{Доп}}. \end{aligned} \right| \quad (1.61)$$

В общем случае простые зависимости для оценки влияния проектных параметров МКА на целевые показатели МКСМ могут выражаться сложными математическими зависимостями (дифференциальными и интегральными уравнениями), определяться по сложному алгоритму, а значения показателей эффективности могут вычисляться с применением программного обеспечения.

Анализируя зарубежный опыт создания многоспутниковых систем различного назначения, можно сделать вывод о том, что

максимальный системный эффект достигается при полном развёртывании системы (как орбитального, так и наземного сегмента). С этой точки зрения первостепенное значение приобретает скорость создания системы, тогда постановка задачи будет выглядеть следующим образом:

$$T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}} \rightarrow \min \quad \left| \begin{array}{l} \Pi \geq \Pi^{\text{Зад}}, R_{t_{kl}} \geq R_{t_{kl}}^{\text{Зад}}, \\ T_{\text{САС}}^{\text{МКСМ}} \geq T_{\text{САС}}^{\text{МКСМ}^{\text{Зад}}}, P \geq P^{\text{Зад}}, J \geq J^{\text{Зад}}, \\ C_{\text{МКСМ}} \leq C_{\text{МКСМ}}^{\text{Доп}}, N_{\text{МКА}} \leq N_{\text{МКА}}^{\text{Зад}}, N_{\text{РН}} \leq N_{\text{РН}}^{\text{Зад}}, \\ \gamma_{\text{МКА}} \in \gamma_{\text{МКА}}^{\text{Доп}}, X \in X^{\text{Доп}}, \gamma_{\text{НКУ}} \in \gamma_{\text{НКУ}}^{\text{Доп}}. \end{array} \right. \quad (1.62)$$

Один из наиболее используемых способов сведения многокритериальных задач к однокритериальным – это так называемая «свёртка» отдельных показателей эффективности в один показатель. Минимальное или максимальное значение такого показателя используют в качестве критерия. Однако такой критерий будет субъективным, так как обычно отдельные показатели эффективности относятся к различным физическим явлениям и имеют разную сущность и размерность. Поэтому свёртку критериев используют для простых задач, в которых можно использовать балльные оценки.

Для сложных технических систем свёртка критериев в один критерий некорректна. В научной и технической литературе общие задачи проектирования некоторыми авторами ставятся в виде задач математического программирования, но на практике они нереализуемы из-за сложности связей между целевыми показателями и конструктивными, стоимостными и другими параметрами МКА и МКСМ. Кроме того, в рамках постановок задач в виде целевой функции возможна лишь субъективная оценка влияния отдельных показателей, имеющих различную размерность, на результат оценки (на значение целевой функции). Такие постановки задач могут быть корректными только для простых задач.

Для постановки задачи в форме (1.62) предлагается использовать методическую схему решения, предполагающую последовательное сокращение сроков создания системы на каждом из этапов её ЖЦ с постоянным учётом возможных ограничений.

Следует отметить, что приведённые примеры постановок задач синтеза проектных решений МКСМ, оперируя параметрами верхнего уровня (рисунок 1.29), применимы не только к однородным (гомогенным) многоспутниковым системам мониторинга, построенным на однотипных МКА, но и к гетерогенным системам, в состав которых входят МКА с различными проектными параметрами и обеспечивающими получение информационного продукта с различными качественными характеристиками.

1.4 Цифровизация процессов жизненного цикла многоспутниковых космических систем мониторинга Земли как инструмент сокращения сроков и стоимости их создания

Всесторонняя цифровизация сегодня имеет определяющее значение для снижения временных и финансовых затрат как на уровне продукта, так и на уровне процессов. Так, например, использование цифрового двойника изделия позволяет компании-разработчику значительно сократить время выхода на рынок за счёт сокращения времени разработки, принятия решений и циклов испытаний. Цифровые технологии способствуют автоматизации, массовому производству компонентов, внедрению системных подходов в разработке, развитию возможностей повторного использования, предиктивного обслуживания, сервисов обратной связи с потребителями и др. Цифровизация космической индустрии здесь не является исключением. Создание и поддержание многоспутниковых космических систем мониторинга Земли требует значительных инвестиций как в финансовом, так и в техническом плане. Для повышения эффективности этих систем необходимо внедрение цифровых технологий на всех этапах их жизненного цикла.

Одним из основных преимуществ цифровизации является повышение эффективности процессов проектирования и разработки КС. Благодаря использованию современных технологий и программных средств, инструментов анализа данных, искусственного интеллекта и машинного обучения инженеры могут создавать более точные модели и виртуальные прототипы, что позволяет экономить время и ресурсы на их разработке. Кроме того, цифровизация позволяет проводить более детальный анализ производительности системы и выявлять потенциальные проблемы на ранних этапах, что помогает предотвращать дорогостоящие ошибки в будущем.

В современном мире процесс создания любого наукоёмкого изделия немыслим без комплексной информационной поддержки на всех этапах его разработки. В этом контексте можно заметить, что объём выделяемых ресурсов на информационные технологии увеличивается в зависимости от сложности продукта, важности проекта и степени ответственности перед заказчиком. В настоящее время существенное уменьшение временных затрат на разработку проекта становится одним из важнейших требований. Использование информационных технологий в ракетно-космической отрасли началось практически одновременно с появлением первых вычислительных систем и продолжает активно совершенствоваться. Применение CALS-технологий (от англ. Continuous Acquisition and Life cycle Support – непрерывная информационная поддержка поставок и жизненного цикла изделий) на этапах концептуального проектирования и конструкторской подготовки производства позволяют существенно повысить эффективность космической техники, в частности, МКА ДЗЗ, обладающих особой сложностью.

Проектирование современных КА, в том числе малых, осуществляется на основе электронной модели изделия (ЭМИ) [80].

Первым МКА ДЗЗ, проектирование которого осуществлено полностью в цифровом виде на базе ЭМИ в АО «РКЦ «Прогресс», стал МКА «АИСТ-2Д» [54].

В компьютерной среде ЭМИ представляется в виде набора данных, которые вместе определяют геометрию изделия и иные свойства, необходимые для изготовления, контроля, приёмки, сборки, эксплуатации, ремонта и утилизации изделия. ЭМИ применяется для анализа всех элементов модели набора данных (или его части) в автоматизированных системах; для визуализации конструкции изделия в ходе проектирования, производства и других операций; для создания чертёжной конструкторской документации в электронном формате. На сегодняшний день современные предприятия ракетно-космической отрасли применяют разнообразные системы (комплексы) автоматизированного проектирования для разработки изделий. К числу таких автоматизированных комплексов относятся: КОМПАС, Solid Works, AutoCAD, DesignCAD 3D Max, CATIA, GstarCAD, Pro/ENGINEER (Creo), ANSYS, IronCAD, MicroStation, T-Flex CAD, SCAD Office.

Очевидно, что следующим шагом в развитии ЭМИ должно стать создание цифрового двойника изделия (а после системы) как некой сущности более высокого уровня сложности, представляющей собой виртуальную копию физического объекта, процесса или системы в цифровой среде, имитирующей реальные условия. Цель создания цифрового двойника – смоделировать то, что будет происходить с оригиналом в различных условиях, анализировать его работу и предсказывать возможные проблемы (нештатные ситуации) до их возникновения. Таким образом, это не статическая, а динамическая модель, способная адаптироваться на основе актуальных сведений.

PLM-система (от англ. Product Lifecycle Management – управление ЖЦ) дает возможность на этапе разработки управляющей

геометрии организовать параллельное выполнение задач как для различных конструкторских подразделений, так и для отдельных специалистов. Такой подход позволяет существенно ускорить процесс выполнения проектных работ. Также система позволяет контролировать полный жизненный цикл изделия и связанных с его созданием процессов от этапа проектирования до момента ввода в эксплуатацию. Совокупность информации в PLM-системе формирует ЭМИ, которая служит единым источником данных об объекте. В космической отрасли сегодня активно применяются различные PLM-решения, среди которых наиболее популярными являются такие системы, как Лоцман: PLM, Agile, Lotsia PLM, Windchill, Lotus. Teamcenter, Matrix и др.

Отметим, что после 2022 г. предприятия ГК «Роскосмос» осуществляют постепенный переход на использование отечественных программных продуктов, на первый план выходит процесс разработки собственного ПО для решения частных задач по созданию изделий РКТ.

В процессе производства внедрение цифровых технологий позволяет автоматизировать ряд операций, повысить точность изготовления, снизить процент брака и улучшить контроль качества продукции, что позитивно сказывается на надёжности изделий. Одним из основных преимуществ цифровизации производства является сокращение времени, необходимого для сборки КА, благодаря тому, что автоматизированные системы позволяют выполнять множество операций одновременно. Это, в свою очередь, существенно сокращает время, необходимое на производство и сборку компонентов КС.

На этапе эксплуатации цифровые системы мониторинга и диагностики состояния позволяют собирать, обрабатывать и анализировать огромные объёмы данных, поступающих с космических аппаратов. Это обеспечивает более оперативное реагирование на нештатные ситуации, более точный контроль изменений и более

эффективное планирование работы космической системы. Приём, обработка и распространение данных ДЗЗ также немыслимо без активного внедрения и развития цифровых сервисов.

Таким образом, цифровизация значительно повышает эффективность и конкурентоспособность космических систем мониторинга Земли, снижая их стоимость и ускоряя процесс их создания. Это также способствует повышению качества и надёжности МКА, что особенно важно в условиях жёстких требований к космическим системам.

Для оценки степени влияния цифровизации на основные параметры МКСМ и её компонентов проведён опрос экспертов в области создания РКТ с ведущих предприятий ракетно-космической отрасли РФ, входящих в ГК «Роскосмос» (АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», АО «РЕШЕТНЁВ», АО «НПО Лавочкина»), находящихся за её пределами (коммерческие компании ООО «Спутникс», ООО «Бюро 1440», АО НПК «Барл»), университетов, входящих в Консорциум аэрокосмических вузов России (Самарский университет им. Королева, СибГУ им. акад. М. Ф. Решетнёва, ГУАП). Всего в опросе участвовали 10 экспертов (по одному от каждой организации), оценка проводилась с использованием метода предпочтений.

Для оценки степени влияния цифровизации рассматривались 10 групп параметров:

$$\begin{aligned} \gamma_{\text{МКСМ}}^{\text{эксперт}} = \\ = \{R_{t_{kl}}, \Pi, T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}}, C_{\text{МКСМ}}, P, J, \gamma_{\text{НКУ}}, \gamma_{\text{НППИ}}, \gamma_{\text{РН}}, \gamma_{\text{МКА}}\}. \end{aligned} \quad (1.63)$$

Остальные параметры либо имеют связь с вышеперечисленными, либо включены в них на более низком иерархическом уровне. Экспертам необходимо было определить степень влияния цифровизации на каждый из перечисленных параметров по шкале от 1 до 10, где 1 – максимально сильное влияние цифровизации на

параметр; 10 – минимальное (незначительное) влияние цифровизации на параметр. Результаты опроса экспертов сведены в таблицу 1.13.

Таблица 1.13 – Результаты оценки степени влияния цифровизации на основные группы параметров МКСМ экспертами

Эксперты	Группы параметров									
	$R_{t_{kl}}$	П	$T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}}$	$C_{\text{МКСМ}}$	P	J	$\gamma_{\text{НКУ}}$	$\gamma_{\text{НППИ}}$	$\gamma_{\text{РН}}$	$\gamma_{\text{МКА}}$
Эксперт 1	2	7	1	3	4	2	6	8	9	3
Эксперт 2	3	6	2	4	8	4	8	9	8	4
Эксперт 3	4	8	3	2	7	3	8	8	9	4
Эксперт 4	2	8	1	1	6	1	6	7	7	3
Эксперт 5	3	6	3	3	4	4	7	8	8	5
Эксперт 6	4	7	3	2	8	2	8	10	7	4
Эксперт 7	3	6	2	3	7	2	7	9	10	3
Эксперт 8	3	5	3	3	8	3	5	7	7	2
Эксперт 9	2	6	2	2	8	4	7	8	8	4
Эксперт 10	4	8	3	2	7	3	5	7	7	2

Обозначим количество экспертов через v ($v = 10$), количество оцениваемых групп параметров через r ($r = 10$).

Таблица 1.13 является исходной матрицей оценок. Для определения весов каждой из групп параметров необходимо преобразовать исходную таблицу в соответствии с правилом:

$$A_{ji} = r - x_{ji}, \quad (1.64)$$

где A_{ji} – оценка эксперта в исходной таблице 1.13; x_{ji} – оценка в преобразованной таблице 1.14; $j = 1 \dots v$, $i = 1 \dots r$.

Таблица 1.14 – Преобразованная таблица с результатами оценки

Эксперты	Группы параметров									
	$R_{t_{kl}}$	П	$T_{созд}^{МКСМ}$	$C_{МКСМ}$	P	J	$\gamma_{НКУ}$	$\gamma_{НППИ}$	$\gamma_{РН}$	$\gamma_{МКА}$
Эксперт 1	8	3	9	7	6	8	4	2	1	7
Эксперт 2	7	4	8	6	2	6	2	1	2	6
Эксперт 3	6	2	7	8	3	7	2	2	1	6
Эксперт 4	8	2	9	9	4	9	4	3	3	7
Эксперт 5	7	4	7	7	6	6	3	2	2	5
Эксперт 6	6	3	7	8	2	8	2	0	3	6
Эксперт 7	7	4	8	7	3	8	3	1	0	7
Эксперт 8	7	5	7	7	2	7	5	3	3	8
Эксперт 9	8	4	8	8	2	6	3	2	2	6
Эксперт 10	6	2	7	8	3	7	5	3	3	8

Найдём суммы преобразованных оценок по каждому из факторов с помощью выражения:

$$C_i = \sum_{j=1}^v A_{ij}. \quad (1.65)$$

В результате получим значения:

$$C_i = \{70, 33, 77, 75, 33, 72, 33, 19, 20, 66\}. \quad (1.66)$$

Определим сумму всех оценок C :

$$C = \sum_{i=1}^r C_i = 498. \quad (1.67)$$

Найдём веса факторов V_i по формуле:

$$V_i = \frac{C_i}{C}. \quad (1.68)$$

В результате получим веса каждой группы параметров (таблица 1.15).

Самая высокая степень влияния цифровизации, по мнению экспертов, оказывает на группу параметров, имеющих максимальный вес. В данном случае, это время создания системы, следующей по важности является группа параметров – стоимость создания системы, затем комплекс параметров, определяющих

качественные характеристики информационного продукта, генерируемого системой, затем комплекс проектных параметров МКА и т.д.

Таблица 1.15 – Веса групп параметров МКСМ
по оценкам экспертов

	<i>Группы параметров</i>									
	$R_{t_{k_l}}$	П	$T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}}$	$C_{\text{МКСМ}}$	P	J	$\gamma_{\text{НКУ}}$	$\gamma_{\text{НППИ}}$	$\gamma_{\text{РН}}$	$\gamma_{\text{МКА}}$
Веса групп V_i	0,141	0,066	0,155	0,151	0,066	0,145	0,066	0,038	0,040	0,133

Для проверки согласованности мнений экспертов рассчитаем коэффициент конкордации $K_{\text{конк}}$ с помощью выражения:

$$K_{\text{конк}} = \frac{12S}{v^2(r^3 - r)}, \quad (1.69)$$

где S – сумма квадратов разностей, определяется по формуле:

$$S = \sum_{i=1}^r R_i^2, \quad (1.70)$$

где разность R_i найдём с помощью выражения:

$$R_i = S_i - \frac{v(r+1)}{2}. \quad (1.71)$$

В выражении (1.71) через S_i обозначена сумма оценок, указанных экспертами по каждой из групп параметров, т. е.:

$$S_i = \sum_{j=1}^v x_{ij}. \quad (1.72)$$

Все необходимые величины для определения коэффициента конкордации, рассчитанные по формулам (1.70–1.72), приведены в таблице 1.16.

Подставляя полученную сумму квадратов разностей S в выражение (1.69), получим значение коэффициента конкордации:

$$K_{\text{конк}} = 0,66. \quad (1.73)$$

Таблица 1.16 – Данные для расчёта коэффициента конкордации

	<i>Группы параметров</i>									
	$R_{t_{kl}}$	П	$T_{\text{созд}}^{\text{МКСМ}}$	$C_{\text{МКСМ}}$	P	J	$\gamma_{\text{НКУ}}$	$\gamma_{\text{НППИ}}$	$\gamma_{\text{РН}}$	$\gamma_{\text{МКА}}$
S_i	30	67	23	25	67	28	67	81	80	34
R_i	-25	12	-32	-30	12	-27	12	26	25	-21
S	5452									

Как известно, значения коэффициента конкордации лежат в пределах от 0 до 1, причём его равенство единице означает, что все эксперты дали одинаковые оценки по данному признаку, а равенство нулю означает, что связи между оценками, полученными от разных экспертов, не существует. При $K_{\text{конк}} > 0,5$ степень согласованности экспертных оценок может считаться достаточной. При $K_{\text{конк}} < 0,5$ требуется уточнение экспертных оценок. В данном случае значение коэффициента конкордации означает достаточно высокую степень согласованности мнения экспертов, учитывая их принадлежность разным типам организаций, разные занимаемые должности и разный уровень квалификации. Следовательно, достоверность результатов оценки степени влияния цифровизации на группы параметров МКСМ, проведённую методом предпочтения с использованием экспертных оценок, можно считать подтверждённой.

Разработке методических подходов и инструментария цифровизации процессов создания МКСМ на базе МКА на каждом из этапов жизненного цикла – проектировании, производстве, экспериментальной отработке, эксплуатации и утилизации – посвящены следующие главы данной монографии.

2 ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКИЙ ИНСТРУМЕНТАРИЙ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННОЙ ПОДДЕРЖКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СОСТАВЕ МНОГОСПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ

В настоящее время одним из основных путей сокращения времени создания любого изделия или системы ракетно-космической техники является широкое внедрение цифровых технологий проектирования. Особенно актуальным внедрение цифровых технологий проектирования становится в контексте бурного развития многоспутниковых космических систем. Использование таких технологий совместно с интуицией и опытом инженера позволяет оперативно рассматривать большое количество альтернатив и производить выбор оптимального решения.

В связи с этим необходимо создание современного инструментария, обеспечивающего цифровую поддержку проектирования при решении таких задач, как выбор проектных параметров МКА и моделирование целевого функционирования МКСМ, построенных на их основе.

В работе [81] проведён анализ текущего состояния и перспектив развития в области технологий и программных средств имитационного моделирования КС, применяемых на ранних стадиях проектирования (этап формирования требований к системе, выбора её основных параметров, предэскизное проектирование системы в целом). Показано, что среди наиболее известных и широко применяемых на практике специализированных программных комплексов имитационного моделирования космических систем следует выделить три основных программных продукта: STK

(System Tool Kit, изначально – Satellite Tool Kit), GMAT (General Mission Analysis Tool) и FreeFlyer. Кроме того, для моделирования КС достаточно часто используются и продукты общего целевого назначения, такие, например, как Simulink и Anylogic. В качестве отечественного продукта программного продукта такого класса является программный комплекс iWebsim [82]. В статье [81] приводится широкий спектр функциональных возможностей программного продукта STK, а также отмечается, что:

- по мнению многих экспертов, STK в настоящее время является наиболее функциональным и продвинутым в части реализации современных технологий компьютерного моделирования космических систем;

- остальные специализированные программные продукты имитационного моделирования КС (GMAT, FreeFlyer) уступают STK в функциональных возможностях, средствах графической реализации, оптимизации и полноте баз данных;

- в настоящее время отсутствуют отечественные коммерческие или свободно распространяемые специализированные программные комплексы имитационного моделирования КС, получившие широкое распространение на практике [81]. Вместе с тем, необходимо отметить программный комплекс «Спутниковые технологии» Информационного Космического Центра «Северная Корона», предоставляющего широкие возможности для моделирования космических систем [83], программный комплекс «Интеграл» разработки МФТИ [84], цифровая платформа для моделирования космических систем целевого назначения MIDE [85], а также систему «Космос-Земля» разработки АО «НПО «Орион» [86].

Таким образом, роль программных средств, а также соответствующих баз данных, позволяющих оперативно создавать высококачественные имитационные модели МКСМ и их компонентов, в решении проблемы реализации высокоэффективных цифровых технологий проектирования космической техники трудно переоценить [81].

2.1 Программный комплекс для решения задач выбора проектных характеристик, моделирования целевого функционирования и оценки эффективности многоспутниковых космических систем на основе малых космических аппаратов

С целью частичного (начального приближения) решения проблемы отсутствия отечественных специализированных программных комплексов имитационного моделирования КС, обозначенной в [81], в 2019 разработано программное обеспечение (ПО) «Программный комплекс для выбора проектных параметров космической системы мониторинга с учётом требований на ресурсы заказчика». Автором настоящего исследования выполнены работы по формированию логики работы ПО, его архитектуры, а также разработано большинство математических моделей для выбора проектных характеристик МКА; полностью разработан модуль расчёта экономических характеристик МКСМ. Разработанный программный комплекс предназначен для формирования проектного облика космической системы мониторинга и обеспечивает решение следующих задач:

- реализация алгоритма для автоматизированного выбора основных проектных параметров космической системы мониторинга;
- формирование вектора проектных параметров космической системы мониторинга в объёме, достаточном для составления тактико-технического задания на космическую систему.

Разработанное ПО реализует следующие основные функции:

- выбор целевых задач и целевой аппаратуры для МКСМ;
- выбор моделей бортовых обеспечивающих систем МКА;
- коррекция моделей бортовых обеспечивающих систем МКА;

- расчёт характеристик космического аппарата согласно принятым моделям;
- расчёт значений целевых параметров МКСМ;
- имитационное моделирование целевого функционирования МКСМ.

Важной особенностью ПО является то, что процесс выбора проектных параметров космического аппарата является итерационным и может повторяться многократно, используя и варьируя различные исходные данные.

Программный комплекс разработан с использованием инструментария разработки Java SDK 1.8. Приложение имеет оконный интерфейс, разработанный с использованием библиотеки для создания графического интерфейса Swing (является частью Java SE).

ПО структурно включает несколько модулей:

- 1) модуль для определения проектных параметров МКА ДЗЗ;
- 2) модуль для определения проектных параметров и имитационного моделирования функционирования МКСМ;
- 3) модуль для определения целевых показателей эффективности МКСМ.

На рисунке 2.1 приведена схема переходов между основными графическими компонентами программного обеспечения.

Дерево бортовых систем МКА содержит полный список всех основных бортовых систем, которые сгруппированы по функциональному назначению. ПО предусматривает либо формирование математической модели, которая будет использоваться для расчёта параметров этой системы, либо выбор бортовой системы из базы данных (заимствованной).

При выборе бортовых систем МКА формируется его структурная схема, отображающая взаимосвязь между бортовыми системами МКА (рисунок 2.2).

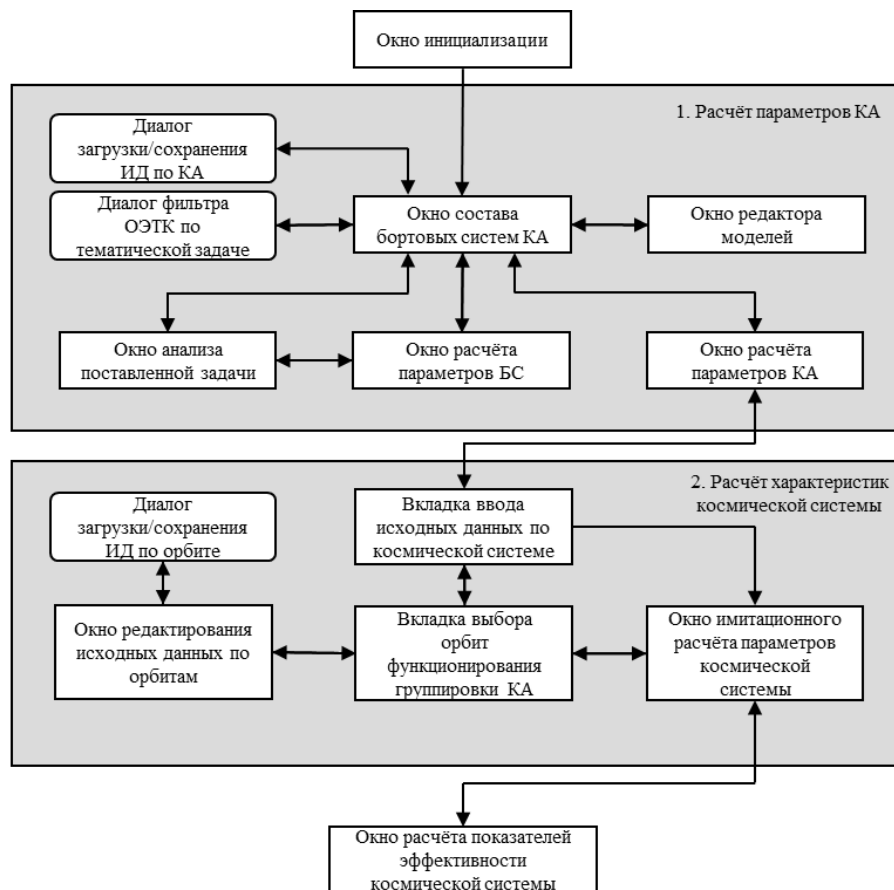


Рисунок 2.1 – Логика переходов между окнами приложения

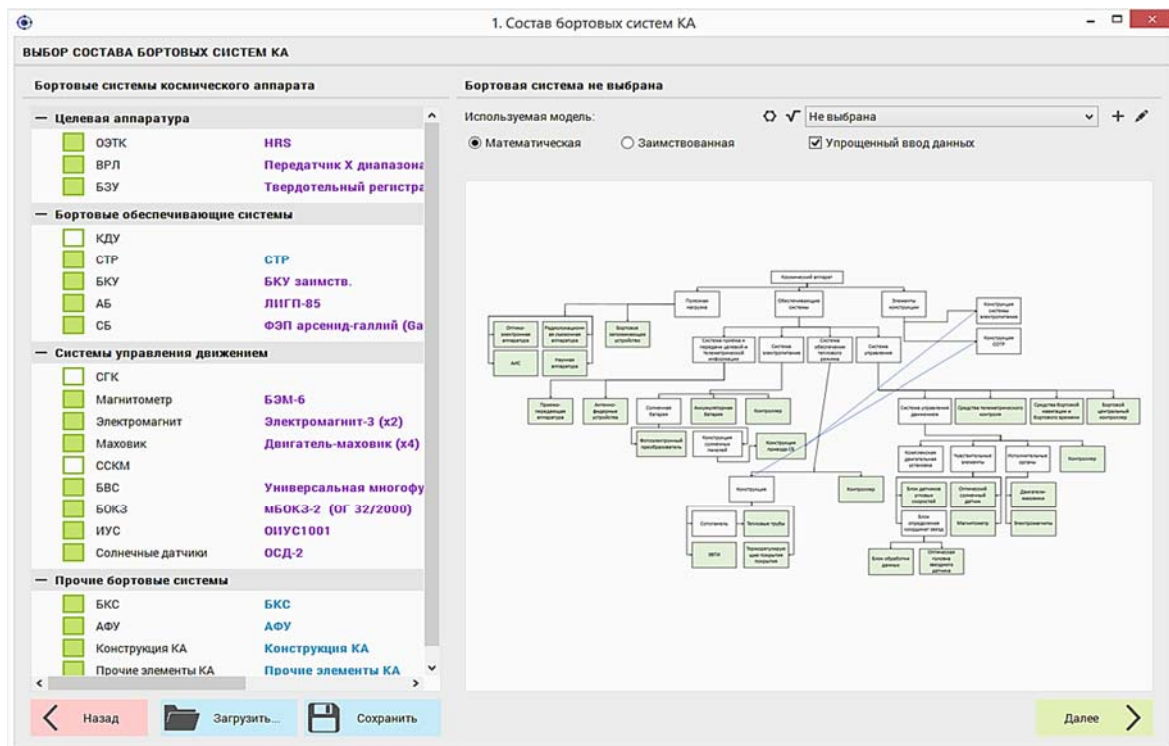


Рисунок 2.2 – Структурная схема МКА

ПО обладает функционалом для анализа модели, который включает в себя поиск последовательности решения, а также выявление причин некорректности постановки задачи в случае невозможности отыскать последовательность решения. На рисунке 2.3 представлены результаты анализа задачи, поставленной на модели СОТР МКА.

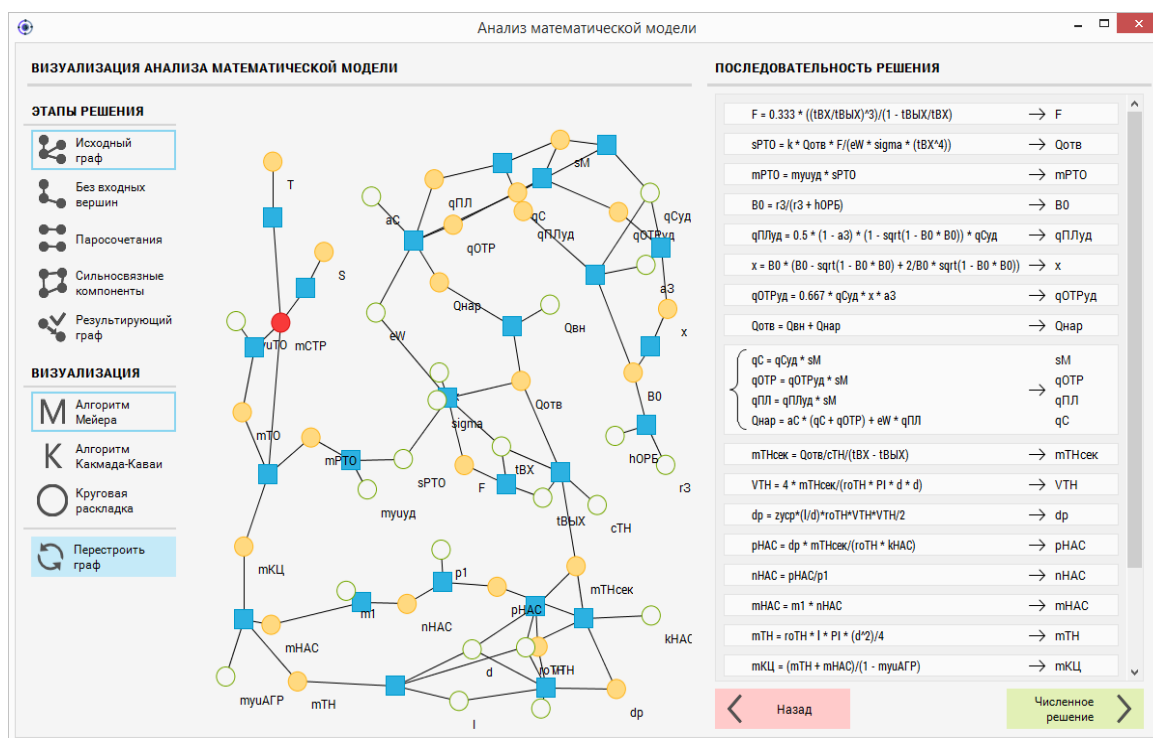


Рисунок 2.3 – Окно визуализации анализа поставленной задачи

Следующим шагом проверки модели на корректность является численное решение поставленной задачи. Если задача поставлена корректно (количество уравнений соответствует количеству переменных), можно говорить о том, что данная модель и набор входных параметров, описывающих бортовую систему, могут быть использованы для расчёта параметров МКА в целом.

Другим подходом к определению параметров БС является использование заимствованных данных из базы данных (будет описана в разделе 2.1.2).

При этом для оптико-электронной аппаратуры наблюдения выбор из базы предлагается осуществить, опираясь на требования

рынка информационных тематических продуктов и услуг по обработке и доставке изображений. Для этого пользователю предлагается выбрать тематическую задачу, на решение которой направлена разрабатываемая им космическая система, в соответствии с логикой формализации требований, описанных в разделе 1.3.1 (рисунок 2.4).

Выбор тематической задачи

Область
Использование и развитие территорий

Раздел
Картографическая деятельность

Тема
Обновление картографических изображений

Наименование задачи
Создание топографических планов

Тематическая карта (схема)
Топографическая

Картируемые слои
Рельеф, гидрологические объекты, здания, дороги и дорожные соор...

Уровень наблюдения
Детальный

Масштаб 5

Разрешение, м 1

Спектральный диапазон, мкм 0.4-0.8

Отмена Очистить Принять

Рисунок 2.4 – Выбор тематической задачи

После формирования математических моделей или выбора из базы всех бортовых систем и целевой аппаратуры, следующим шагом является расчёт параметров МКА, т. е. осуществляется переход на следующий иерархический уровень МКСМ (рисунок 2.5).

При расчёте параметров МКА ПО выполняет слияние моделей всех бортовых систем в одну, единую модель, а также добав-

ляет ряд синтетических уравнений для обеспечения разрешимости и целостности результирующей системы уравнений.

Далее осуществляется переход на верхний иерархический уровень структурно-параметрической схемы МКСМ. В первую очередь задаются базовые параметры МКСМ для последующего имитационного моделирования её функционирования: количество МКА в системе; срок активного существования МКА; максимальное время съёмки на витке; уровень обработки изображений; время подготовки изображения к отправке на НППИ и др.

Рисунок 2.5 – Окно расчёта параметров МКА:

- 1 – список бортовых систем, входящих в состав МКА; 2 – панель ввода числовых значений параметров бортовой системы; 3 – панель «Исходные параметры МКА»; 4 – панель «Рассчитываемые параметры МКА»; 5 – набор уравнений, демонстрирующих последовательность решения

Определяются характеристики подходящей РН. Для этого ПО рассчитывает объём и массу МКА, входящих в МКСМ, и на базе этого определяет наименование и тип РН, а также количество запусков, необходимых для вывода космических аппаратов на орбиту, в соответствии с условиями:

$$\sum_{i=1}^{N_{\text{МКА}}} M_{\text{МКА}_i} < M_{\text{ПН}}, \quad (2.1)$$

где $M_{\text{МКА}}$ – масса i -го МКА, $M_{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки РН.

$$\sum_{i=1}^{N_{\text{МКА}}} V_{\text{КА}_i} < V_{\text{ПН}}, \quad (2.2)$$

где $V_{\text{КА}}$ – объём i -го МКА, $V_{\text{ПН}}$ – объём головного обтекателя РН.

$$\text{round}\left(\frac{n}{M_{\text{ПН}}}\right) = N_{\text{пуск}}, \quad (2.3)$$

где $M_{\text{ПН}}$ – масса полезной нагрузки одной РН, $N_{\text{пуск}}$ – количество пусков РН данного типа.

Далее задаются параметры наземной инфраструктуры, а именно: название и географические координаты наземных пунктов приёма космической информации, а также указывается, является ли пункт существующим и его необходимо арендовать для приёма, или создаётся новый пункт (в этом случае учитывается стоимость создания нового приёмного пункта).

Затем пользователю необходимо указать названия и координаты объектов наблюдения, с целью мониторинга которых заказчиком создаётся МКСМ. После чего пользователю предлагается определить орбитальную структуру группировки. Для этого предусмотрен редактор орбит для задания её параметров в соответствии с (1.24). После расчёта параметров МКА, а также введения дополнительных исходных данных МКСМ, разработанное ПО предоставляет возможность осуществить имитационное моделирование целевого функционирования системы (рисунок 2.6).

Результирующим блоком работы ПО является модуль оценки эффективности МКСМ (рисунок 2.7), в котором организовано пять подразделов, описывающих систему:

1. Развёртывание системы. Приводится информация о РН, используемой для развёртывания МКСМ и запуска необходимого количества МКА, входящих в неё, стоимости одного пуска, необходимым количестве пусков и их общей стоимости.

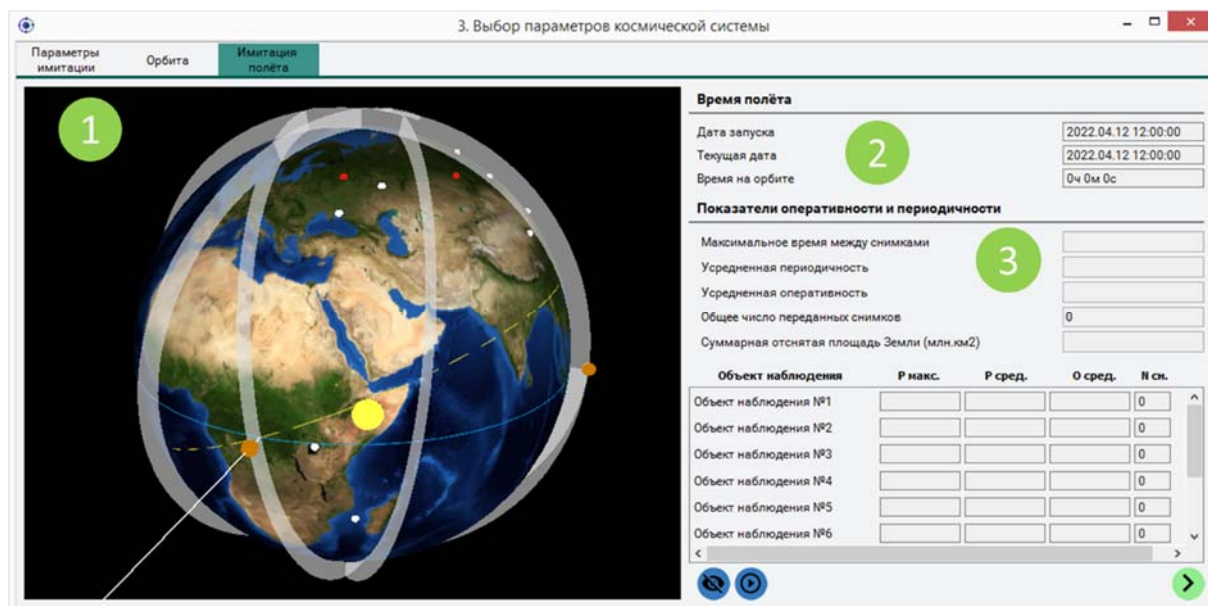


Рисунок 2.6 – Имитационное моделирование целевого функционирования МКСМ: 1 – анимация полёта; 2 – моделируемое время полёта; 3 – показатели оперативности и периодичности

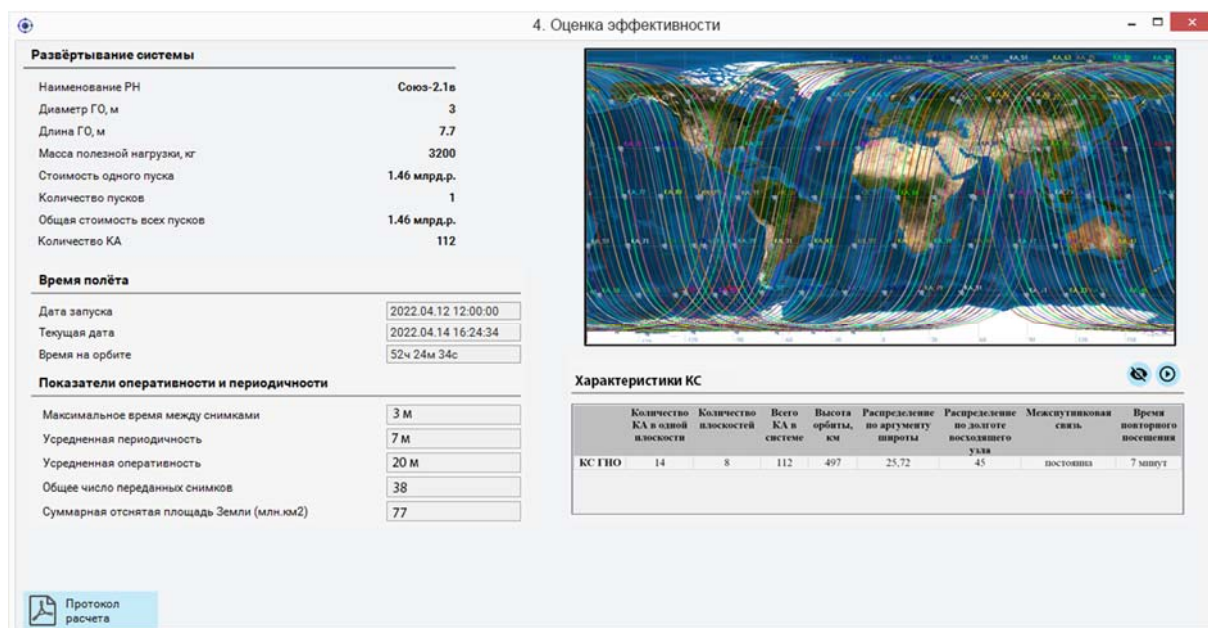


Рисунок 2.7 – Окно ПО «Оценка эффективности»

2. Время полёта. Пользователь задаёт дату запуска, а программа в процессе моделирования выводит данные о текущей дате, на которую проводится моделирование, и о том, какой временной интервал орбитального движения был смоделирован.

3. Показатели оперативности и периодичности. Выгружается итоговая информация на момент остановки моделирования о максимальном времени между снимками одного и того же объекта наблюдения, усреднённая периодичность, усреднённая оперативность, общее число переданных снимков, суммарная отснятая площадь земной поверхности.

4. Трассы полёта космических аппаратов моделируемой космической системы.

5. Итоговые характеристики МКСМ.

Работа основных модулей разработанного ПО осуществляется в соответствии с алгоритмом автоматизированного выбора основных проектных параметров МКСМ, приведённый в следующем разделе. Следует отметить, что разработанное ПО не только применяется при проектировании многоспутниковых систем, но также продолжает развиваться и расширять свой функционал. В частности, по инициативе и под руководством автора на базе «Программного комплекса для выбора проектных параметров космической системы мониторинга с учётом требований на ресурсы заказчика» разработаны следующие версии данного ПО:

- Программа RUSSIAN SPACE SYSTEM DEVELOPER (RSSD) для моделирования целевого функционирования и оценки эффективности многоспутниковых космических систем различного назначения;

- Программа Constellation modeler (ConMod) для моделирования целевого функционирования космической системы мониторинга.

2.1.1 Алгоритм автоматизированного выбора основных проектных параметров многоспутниковой космической системы мониторинга

Ниже представлены основные положения разработанного алгоритма:

1. Осуществляется определение подходящей модели оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК) МКА посредством последовательного выбора области решаемой задачи, раздела, темы, наименования задачи, тематической карты (схемы), картируемых слоёв и уровня детальности наблюдения. В результате формируется список подходящих ОЭТК, удовлетворяющих требованиям решаемой задачи по характеристикам масштаба, разрешения и состава спектральных диапазонов.

2. Задаётся состав бортовых систем МКА. Для каждого блока бортовой аппаратуры (БА) присутствует возможность выбора уже разработанного изделия или задания характеристик вновь разрабатываемого, в случае, если находящиеся в базе данных блоки БА не удовлетворяют требованиям заказчика. О каждом блоке БА и бортовой системы в модуль расчёта характеристик МКА передаются следующие параметры: масса, объём, момент инерции, стоимость производства, время производства, а также характерные параметры, подробно описанные в разделе 1.3.2.

3. Осуществляется расчёт основных характеристик проектируемого МКА, включающих в себя массу, объём, момент инерции, энергопотребление, габариты, стоимость и время производства КА. При выявлении несоответствия полученных характеристик требуемым, присутствует возможность изменения состава бортовых систем МКА и параметров БА, и последующего пересчёта характеристик МКА. После каждого этапа расчёта основных характеристик МКА происходит формирование протокола, в котором отражены все рассчитываемые и задаваемые характеристики бортовых систем. Протокол расчёта характеристик МКА служит базовым документом для составления тактико-технического задания на проектируемый МКА в составе МКСМ.

4. Задаются базовые параметры МКСМ, которые включают в себя количество МКА, срок активного существования МКА, продолжительность работы ОЭТК на витке, минимальную высоту

Солнца над горизонтом во время съёмки, максимально допустимый угол отклонения КА во время съёмки, время подготовки изображения к отправке на наземный комплекс управления и требуемый уровень обработки получаемых изображений.

5. Происходит автоматический выбор средства выведения в соответствии с количеством КА, их массой и объёмом. Выбор РН выполняется с одновременным расчётом количества требуемых пусков и их стоимости.

6. Задаются географические координаты, наименования и стоимость создания наземных комплексов приёма информации от МКСМ.

7. Задаются географические координаты и наименования объектов наблюдения.

8. Осуществляется выбор орбиты МКА из списка доступных орбит или создаётся новая орбита, для которой необходимо задать следующие параметры: высоту перигея, высоту апогея, наклонение, долготу восходящего узла, аргумент перигея и дату запуска.

9. Осуществляется имитационное моделирование функционирования МКСМ, в результате которого вычисляются следующие параметры: усреднённая периодичность, усреднённая оперативность, суммарная отснятая площадь поверхности Земли, максимальное время между снимками, число переданных снимков и время нахождения КА на орбите.

Полученный протокол может служить основой для составления тактико-технического задания на создаваемую МКСМ.

Алгоритм реализации этапов автоматизированного выбора основных проектных параметров космической системы мониторинга приведён на рисунке 2.8.

Важным элементом работы алгоритма и ПО на его основе является база данных, аккумулирующая информацию и параметры уже существующих компонентов МКА ДЗЗ.

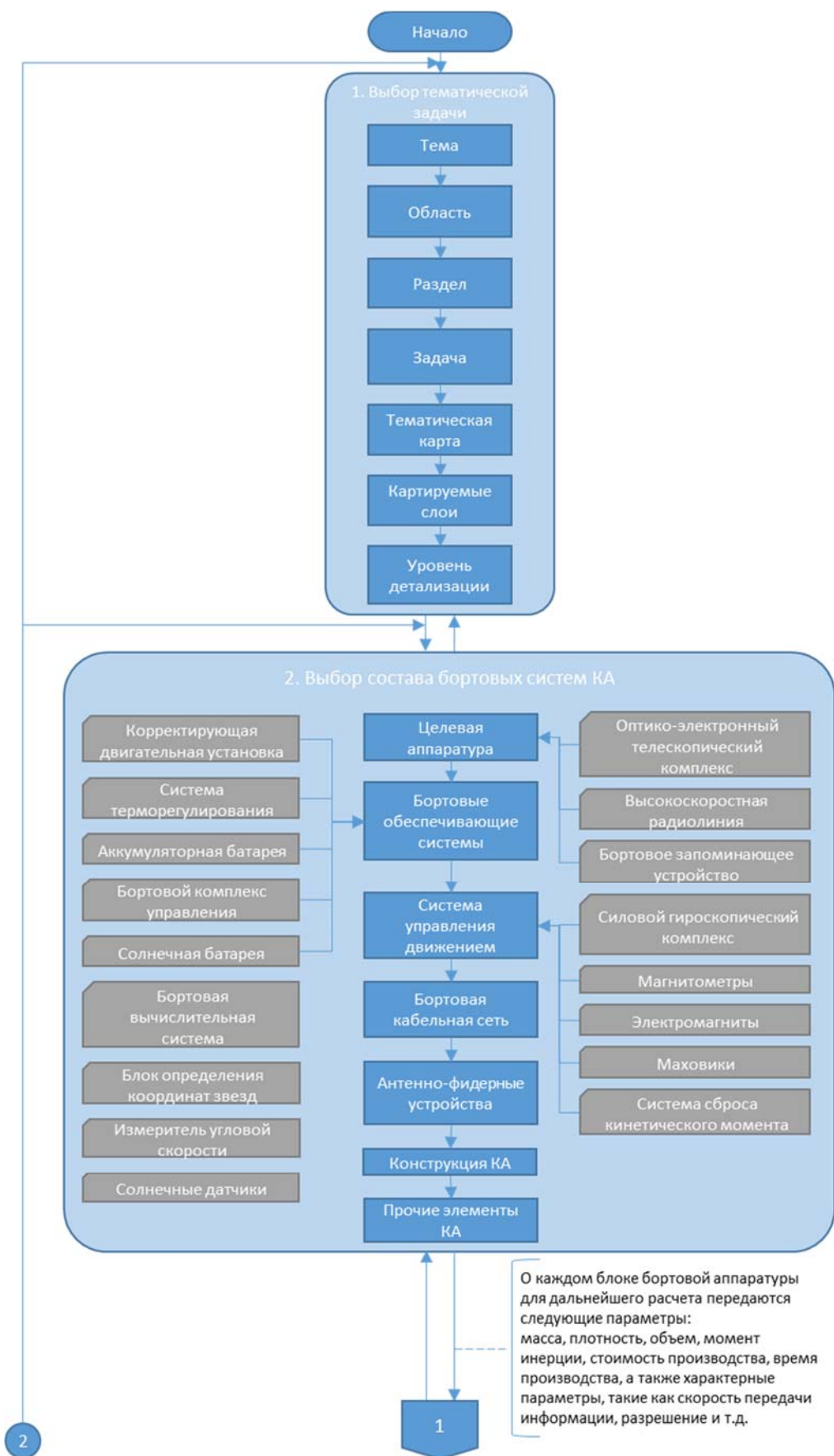


Рисунок 2.8 – Алгоритм автоматизированного выбора основных проектных параметров МКСМ (ч. 1)

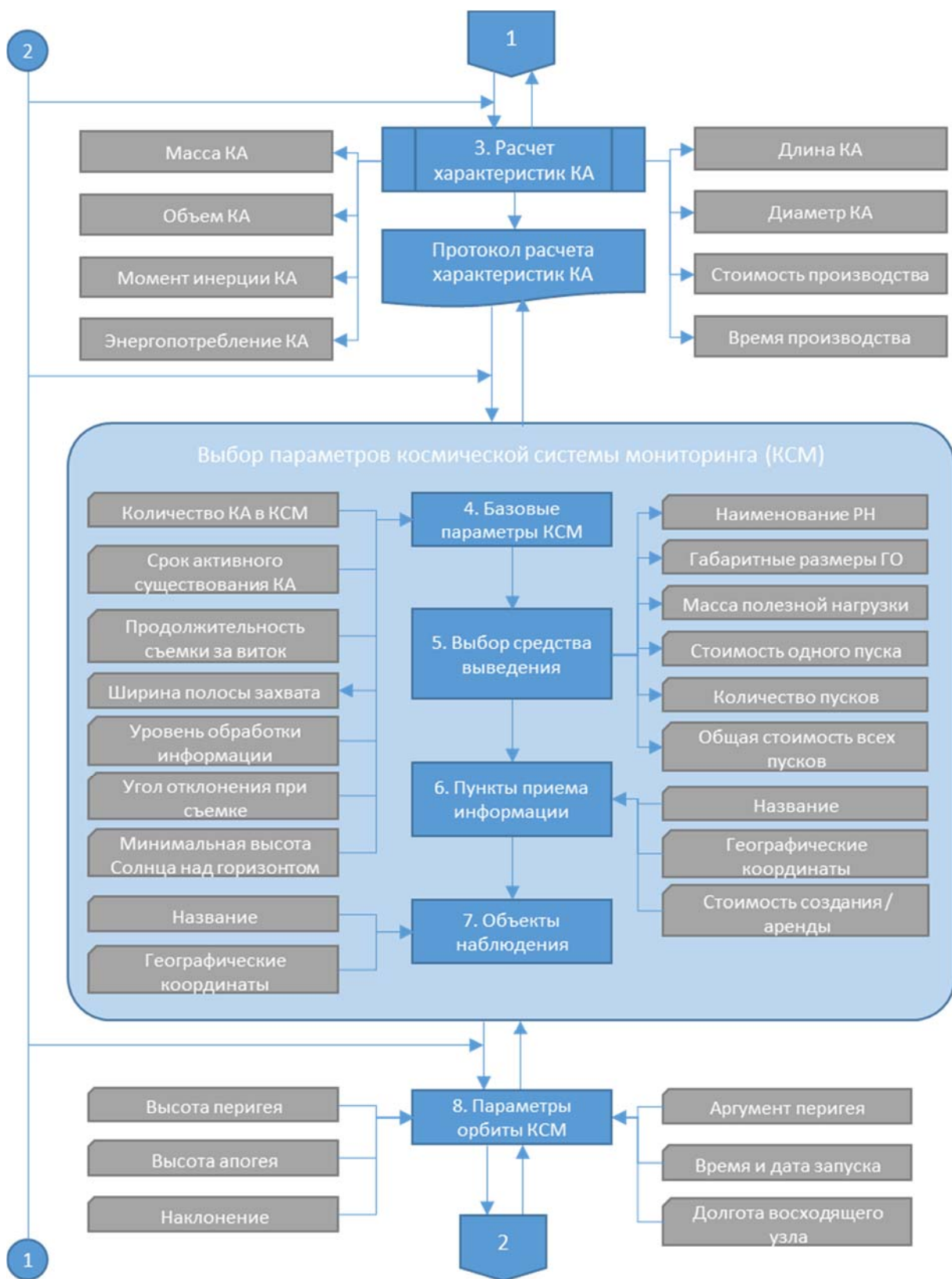


Рисунок 2.8 – Алгоритм автоматизированного выбора основных проектных параметров МКСМ (ч. 2)

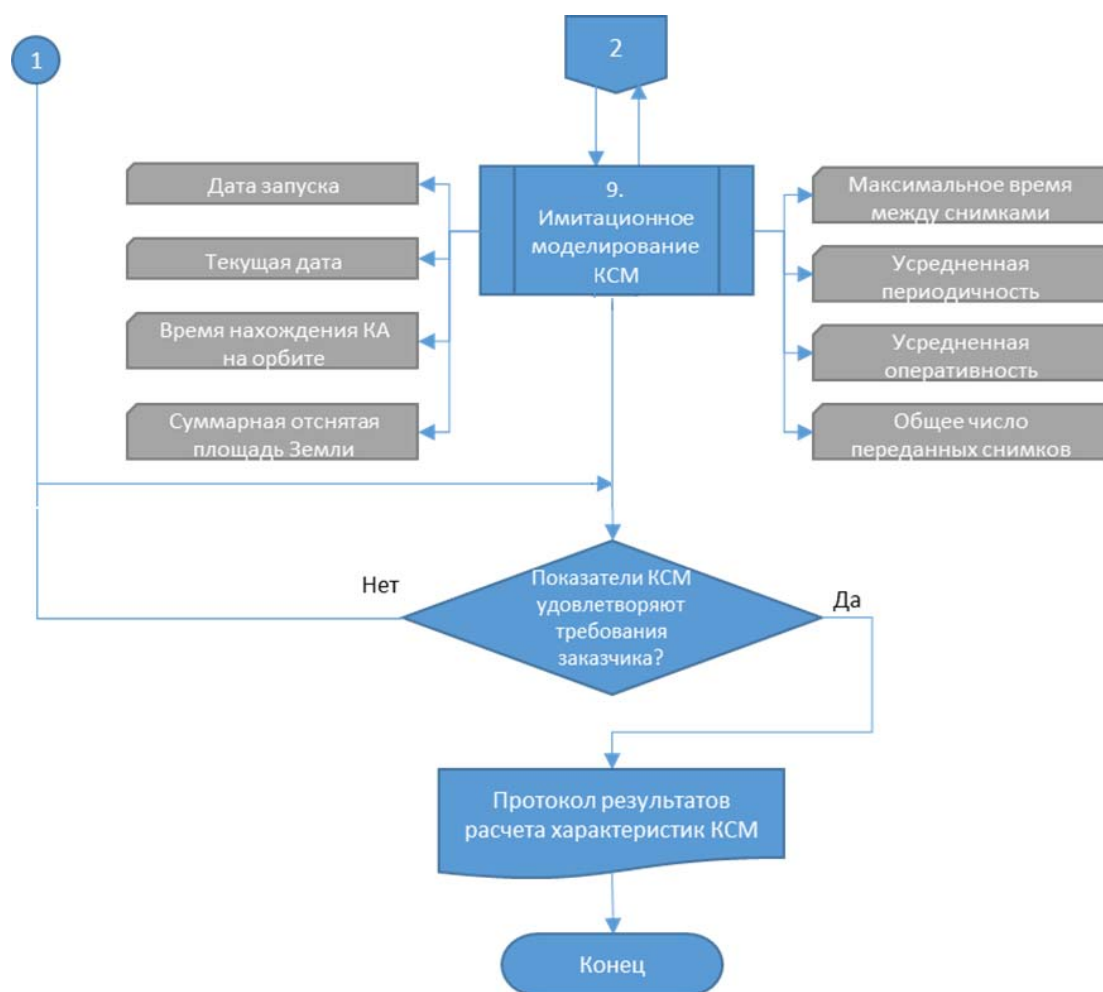


Рисунок 2.8 – Алгоритм автоматизированного выбора основных проектных параметров МКСМ (ч. 3)

2.1.2 База данных обеспечивающих бортовых систем и целевой аппаратуры малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли как средство информационной поддержки процесса проектирования

Системы эффективного управления знаниями предоставляют возможности для унификации терминов, определений объектов и их взаимосвязей. Также применение формальной семантики важно для обеспечения многократного использования знаний.

Создание новых инструментов и совершенствование существующих технологий проектирования и конструирования с использованием принципов системной инженерии поможет не только

решить важную научную задачу по разработке новых МКА с лучшими характеристиками, но и приведёт к снижению затрат на их серийное производство.

На рисунке 2.9 представлена таксономическая схема подсистем космического аппарата, использованная при создании информационной системы. На схеме элементы без рамок (листья дерева) представляют собой группы конкретных компонентов, информация о которых содержится в базе данных разработанной системы. Блоки в рамках представляют более абстрактные системы и нужны на схеме для наглядности, структура таблиц базы данных (БД) будет подробнее рассмотрена далее.

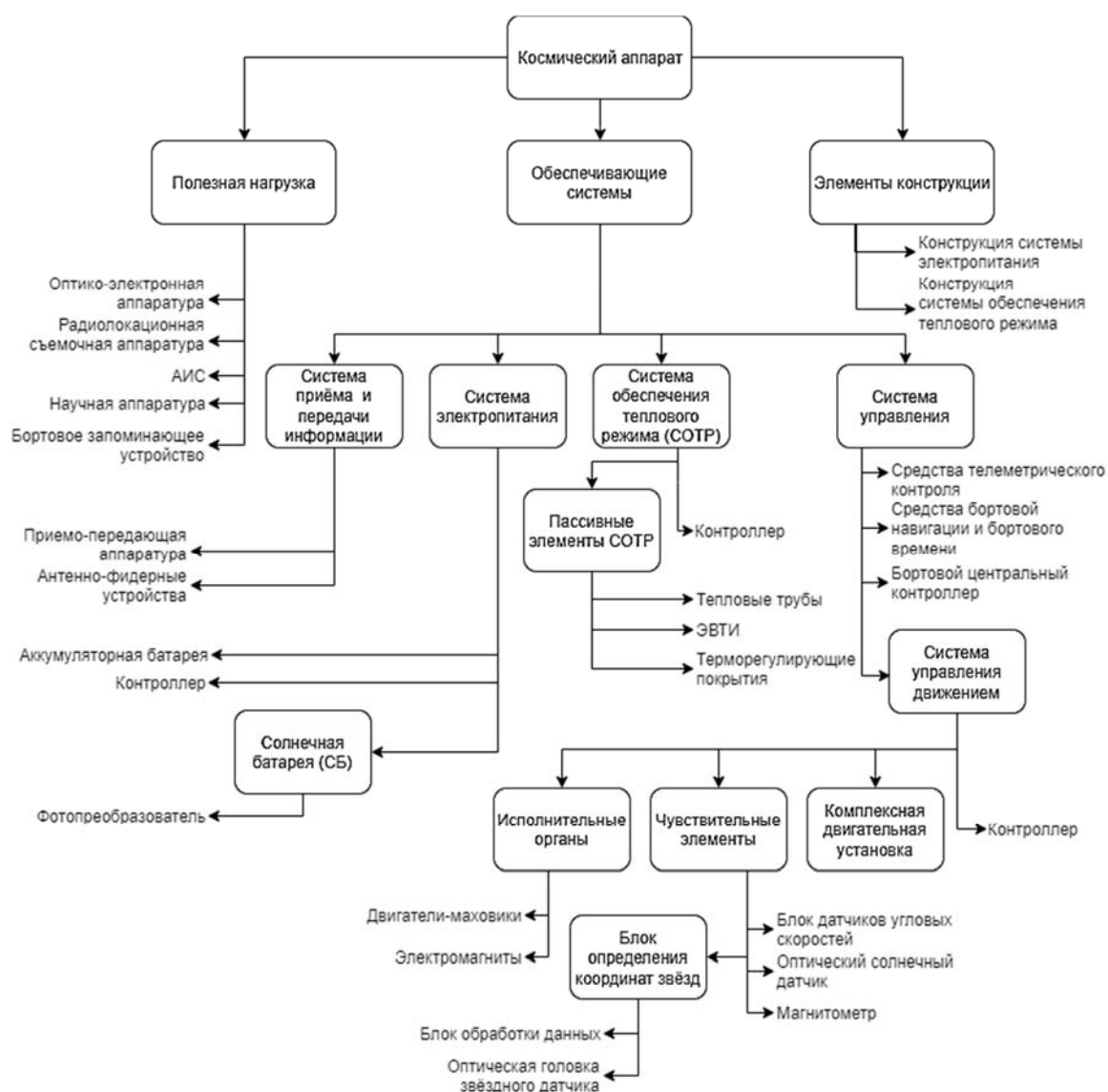


Рисунок 2.9 – Таксономическая схема подсистем МКА

При выборе набора параметров для описания каждого из типов подсистем МКА в качестве основы использовался перечень требований к тактико-техническим характеристикам, информация для БД собиралась из открытых источников.

Представленная на рисунке 2.9 схема деления космического аппарата на подсистемы была выбрана из соображений группировки отдельных компонентов в блоки, приблизительно соответствующие типовой структуре подразделений проектных организаций, что позволяет, с одной стороны, сохранить традиционный процесс принятия специфических решений в рамках проектирования отдельных подсистем внутри соответствующих отделов, а с другой – предоставить возможность оценки состояния проекта в целом в реальном времени, таким образом расширяя возможности для кооперации.

Важность обмена знаниями в области проектирования изделий между инженерами широко признана в инженерно-конструкторской деятельности. Однако большинство баз знаний, созданных для обмена проектной информацией и поддержки процесса проектирования, используемых в институтах и компаниях, содержат только данные систем автоматизированного проектирования (САПР) и не содержат знаний о функциональных характеристиках изделий, их стоимости, совместимости и надёжности, которые играют решающую роль в получении успешного продукта [87].

БД, содержащая информацию о функциональности инженерных изделий, может стать важным подспорьем в повышении эффективности проектной деятельности. Использование такого рода инструментов в виде приложений позволяет проектировщикам быстро находить требуемую информацию, что может сократить время проектирования и, в конечном итоге, привести к лучшему проектному решению.

Архитектура разработанного приложения представлена на рисунке 2.10.

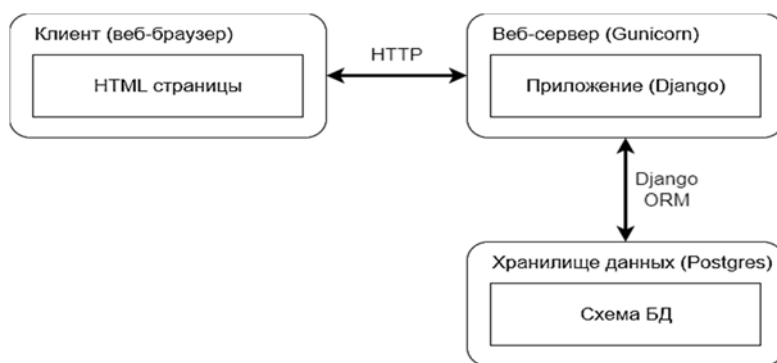


Рисунок 2.10 – Архитектура приложения

На рисунке 2.11 показан клиентский интерфейс приложения. Название элемента на последнем уровне при наличии источника является ссылкой на страницу изделия на сайте производителя.

БАЗА ДАННЫХ СИСТЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ																																																																	
СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА	СИСТЕМА ЭНЕРГОПИТАНИЯ	СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ																																																															
СИСТЕМА ПРИЕМА И ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ	ЦЕЛЕВАЯ АППАРАТУРА	ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ																																																															
Система управления движением ☐ Контроллер ☐ Чувствительные элементы ☐ Блок датчиков угловых скоростей ☐ Блок обработки данных звёздного датчика ☐ Оптическая головка звёздного датчика ☐ Оптический солнечный датчик ☐ Магнетометр ☐ Исполнительные органы ☐ Двигатели-маховики ☐ Электромеханика Производитель ☐ ОАО «Пеленг» ☐ АО «Корпорация «НИИВМ» ☐ ООО «НИЛАКТ ДОСААФ» ☐ НПП «АНТАРЕС» ☐ ООО «СПУТНИКС» ☐ ОАО «Ракетное ПКБ» ☐ ИКИ РАН ☐ АО НПП «Геофизика-Космос» ☐ ООО «Азимит» ☐ НТК «Оптолиник» Поиск ПРИМЕНИТЬ ОЧИСТИТЬ	<table> <thead> <tr> <th>Подсистема</th><th>Наименование</th><th>Производитель</th></tr> </thead> <tbody> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Датчик угловой скорости (НИЛАКТ)</td><td>ООО «НИЛАКТ ДОСААФ»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>SX-VMS-03 (Спутникс)</td><td>ООО «СПУТНИКС»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>SX-WR-03 (Спутникс)</td><td>ООО «СПУТНИКС»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный измеритель угловой скорости (ОИУС)</td><td>НПП «АНТАРЕС»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС200</td><td>НТК «Оптолиник»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС501</td><td>НТК «Оптолиник»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС1000</td><td>НТК «Оптолиник»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС2000</td><td>НТК «Оптолиник»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС5000</td><td>НТК «Оптолиник»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС1001</td><td>НТК «Оптолиник»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Прецизионный измеритель угла поворота BE 112 (94ЦТУ)</td><td>АО НПП «Геофизика-Космос»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Оптико-электронный датчик угла ОЗДУ-2М</td><td>АО НПП «Геофизика-Космос»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Унифицированный ряд приборов БИУС ВОА</td><td>НПП «АНТАРЕС»</td></tr> <tr><td>Блок датчиков угловых скоростей</td><td>Унифицированный ряд приборов БИУС ВО</td><td>НПП «АНТАРЕС»</td></tr> <tr><td>Блок обработки данных звёздного датчика</td><td>МБОКЗ-2 Блок обработки данных (БОД-2)</td><td>ИКИ РАН</td></tr> <tr><td>Блок обработки данных звёздного датчика</td><td>Блок управления и синхронизации</td><td>ОАО «Пеленг»</td></tr> <tr><td>Оптическая головка звёздного датчика</td><td>АЗДК-1 (Азимит)</td><td>ООО «Азимит»</td></tr> <tr><td>Оптическая головка звёздного датчика</td><td>SX-MICROBOKZ-01 (Спутникс)</td><td>ООО «СПУТНИКС»</td></tr> <tr><td>Оптическая головка звёздного датчика</td><td>МБОКЗ-2 Оптическая головка (ОГ 32/2000)</td><td>ИКИ РАН</td></tr> <tr><td>Оптическая головка звёздного датчика</td><td>Прибор звездной ориентации БОКЗ-М60</td><td>ИКИ РАН</td></tr> </tbody> </table>	Подсистема	Наименование	Производитель	Блок датчиков угловых скоростей	Датчик угловой скорости (НИЛАКТ)	ООО «НИЛАКТ ДОСААФ»	Блок датчиков угловых скоростей	SX-VMS-03 (Спутникс)	ООО «СПУТНИКС»	Блок датчиков угловых скоростей	SX-WR-03 (Спутникс)	ООО «СПУТНИКС»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный измеритель угловой скорости (ОИУС)	НПП «АНТАРЕС»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС200	НТК «Оптолиник»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС501	НТК «Оптолиник»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС1000	НТК «Оптолиник»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС2000	НТК «Оптолиник»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС5000	НТК «Оптолиник»	Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС1001	НТК «Оптолиник»	Блок датчиков угловых скоростей	Прецизионный измеритель угла поворота BE 112 (94ЦТУ)	АО НПП «Геофизика-Космос»	Блок датчиков угловых скоростей	Оптико-электронный датчик угла ОЗДУ-2М	АО НПП «Геофизика-Космос»	Блок датчиков угловых скоростей	Унифицированный ряд приборов БИУС ВОА	НПП «АНТАРЕС»	Блок датчиков угловых скоростей	Унифицированный ряд приборов БИУС ВО	НПП «АНТАРЕС»	Блок обработки данных звёздного датчика	МБОКЗ-2 Блок обработки данных (БОД-2)	ИКИ РАН	Блок обработки данных звёздного датчика	Блок управления и синхронизации	ОАО «Пеленг»	Оптическая головка звёздного датчика	АЗДК-1 (Азимит)	ООО «Азимит»	Оптическая головка звёздного датчика	SX-MICROBOKZ-01 (Спутникс)	ООО «СПУТНИКС»	Оптическая головка звёздного датчика	МБОКЗ-2 Оптическая головка (ОГ 32/2000)	ИКИ РАН	Оптическая головка звёздного датчика	Прибор звездной ориентации БОКЗ-М60	ИКИ РАН	
Подсистема	Наименование	Производитель																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Датчик угловой скорости (НИЛАКТ)	ООО «НИЛАКТ ДОСААФ»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	SX-VMS-03 (Спутникс)	ООО «СПУТНИКС»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	SX-WR-03 (Спутникс)	ООО «СПУТНИКС»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный измеритель угловой скорости (ОИУС)	НПП «АНТАРЕС»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС200	НТК «Оптолиник»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС501	НТК «Оптолиник»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС1000	НТК «Оптолиник»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС2000	НТК «Оптолиник»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС5000	НТК «Оптолиник»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Одноосный волоконно-оптический гироскоп ОИУС1001	НТК «Оптолиник»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Прецизионный измеритель угла поворота BE 112 (94ЦТУ)	АО НПП «Геофизика-Космос»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Оптико-электронный датчик угла ОЗДУ-2М	АО НПП «Геофизика-Космос»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Унифицированный ряд приборов БИУС ВОА	НПП «АНТАРЕС»																																																															
Блок датчиков угловых скоростей	Унифицированный ряд приборов БИУС ВО	НПП «АНТАРЕС»																																																															
Блок обработки данных звёздного датчика	МБОКЗ-2 Блок обработки данных (БОД-2)	ИКИ РАН																																																															
Блок обработки данных звёздного датчика	Блок управления и синхронизации	ОАО «Пеленг»																																																															
Оптическая головка звёздного датчика	АЗДК-1 (Азимит)	ООО «Азимит»																																																															
Оптическая головка звёздного датчика	SX-MICROBOKZ-01 (Спутникс)	ООО «СПУТНИКС»																																																															
Оптическая головка звёздного датчика	МБОКЗ-2 Оптическая головка (ОГ 32/2000)	ИКИ РАН																																																															
Оптическая головка звёздного датчика	Прибор звездной ориентации БОКЗ-М60	ИКИ РАН																																																															

Рисунок 2.11 – Клиентский интерфейс приложения

Каждая страница пользовательского интерфейса системы должна содержать обязательные элементы:

- название системы;
- логотипы организаций, участвующих в разработке;
- навигационное меню по системам МКА;

- блок для задания параметров поиска;
- поле для выдачи результатов поиска.

Блок для задания параметров поиска обязательно включает в себя:

- фильтры поиска в базе данных;
- поле поиска по запросу;
- кнопку для запуска процесса поиска в базе данных;
- кнопку для очистки заданных фильтров поиска.

БД обеспечивающих бортовых систем и полезных нагрузок МКА разработана как часть веб-приложения. Клиентская часть выполнена на JavaScript и html5 и работает в веб-браузере.

Семантическая структура предметной области обеспечивающих бортовых систем и полезных нагрузок МКА описана выше. В дополнение к схеме предметной области, приведённой на рисунке 2.9, добавлены описания аппаратных интерфейсов, обеспечивающих работу подсистем в составе КА. Под аппаратными интерфейсами подразумеваются способы физического соединения элементов МКА, например, шины и разъёмы. Соответствие интерфейсов используется в качестве одного из критериев совместимости компонентов. В случае если отобранные системы не совместимы, пользователь будет об этом уведомлён.

Фрагмент ER-диаграммы (от англ. Entity-Relationship – сущность-связь) БД обеспечивающих бортовых систем и полезных нагрузок МКА приведён на рисунке 2.12.

В таблицах, описывающих аппаратуру и компоненты МКА, используются суррогатные первичные ключи. В промежуточных таблицах, отражающих связи вида «многие ко многим», используются составные первичные ключи.

В силу относительно малых размеров некоторых таблиц, промежуточные таблицы универсальных интерфейсов используются для связи всех подсистем, то есть отдельные промежуточные таблицы «подсистема-интерфейс» не создавались. Вместо

этого в промежуточной таблице «interface» введено дополнительное поле «subsystem», являющееся частью составного ключа и содержащее имя соответствующей таблицы, что позволяет обеспечивать условие уникальности первичного ключа. Подробная информация об интерфейсах содержится в отдельной таблице.

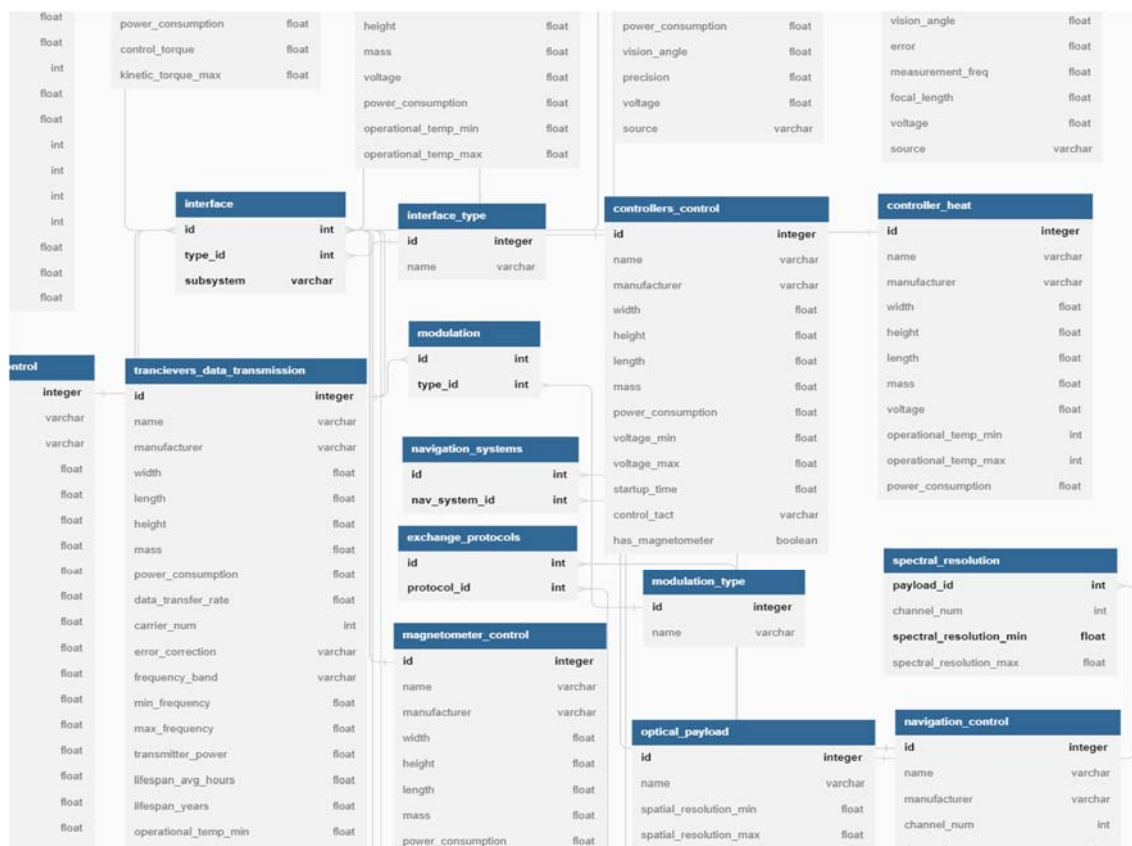


Рисунок 2.12 – Фрагмент ER-диаграммы БД подсистем МКА

Также ввиду относительно малого по меркам типовых БД количества записей, обусловленного спецификой предметной области, при поиске каждая таблица может быть обработана системой управления базой данных (СУБД) за один проход (помещается в одну страницу). В связи с этим индексирование таблиц не проводилось (за исключением индексов, автоматически создаваемых СУБД для первичных ключей), так как в рассматриваемом случае они не способны обеспечить значимый прирост производительности. При анализе планов выполнения запросов было отмечено, что

СУБД выполняет поиск по таблицам за сопоставимое время вне зависимости от использования фильтров по индексированным и неиндексированным полям.

Таким образом, разработанная БД обеспечивающих бортовых систем и полезных нагрузок МКА может быть использована для повышения эффективности проектирования космических систем на базе унифицированных платформ.

Набор требований к описанию предметной области был разработан на основе существующих таксономий, представленных в профильной литературе. Элементы БД идентифицируются уникальными кодами для каждого элемента. Конструкторская информация группируется в функциональные блоки, между которыми определяются отношения типа «один-ко-многим» и «многие-ко-многим».

БД наполнена информацией о компонентах обеспечивающих бортовых систем и полезных нагрузок МКА. Развитие базы предполагает работы по дальнейшему наполнению конструктивными решениями всех таблиц и расширению возможностей веб-платформы, выступающей в качестве интерфейса между пользователем и разработанной базой данных.

2.2 Проектирование малых космических аппаратов мониторинга на основе унифицированных платформ

Одним из ключевых подходов в проектировании, способствующих ускорению создания МКСМ, является применение платформенных принципов в процессе разработки МКА. Переход к разработке МКА на основе единой универсальной платформы даёт возможность создавать различные модели МКА, которые различаются по составу ЦА, но при этом используют общую платформу, содержащую все необходимые вспомогательные (обеспечивающие) системы. Космические платформы, характеризующиеся своей высокой степенью унификации служебных систем, в разных

источниках часто определяются как универсальные или унифицированные.

УП является основным элементом, на основе которого разрабатывается МКА. Она представляет собой конструкцию, обладающую несущими свойствами и оснащённую служебными системами и устройствами, необходимыми для эффективной работы ЦА различного назначения, при этом обладающей близкими эксплуатационными требованиями. Служебными системами являются системы, общие для МКА различного назначения: БКУ, СУД, СЭП, СОТР, ДУ и др. К числу универсальных относятся механические системы, в том числе устройства отделения от РН, механизмы раскрытия подвижных элементов, антенно-фидерные устройства и др. Другие элементы, такие как СБ и её конструкция, АБ, высокоскоростная радиолиния, исполнительные органы СУД и др. могут быть изменены в зависимости от характеристик и требований ЦА [64].

УП формируется на основе базового состава бортовых обеспечивающих систем и целевого набора бортовых обеспечивающих систем [88]. Базовый состав не подлежит изменениям и универсален для всего семейства МКА. В ходе адаптации УП под требования конкретной ЦА формируется целевой состав бортовых обеспечивающих систем. Конструкция УП на всех этапах эксплуатации МКА воспринимает и передает силовые нагрузки, интегрирует БА в компоновку спутника и участвует в процессах обеспечения теплового режима, перераспределяя и передавая тепловую энергию от бортовых систем к радиаторам-излучателям [89].

Интеграция ЦА с космической платформой осуществляется через интерфейсы: механические, электрические, информационные и другие. Параметры ЦА предъявляют энергетические требования к УП, которые находят отражение в сложности организации бортовой вычислительной системы и мощности его процессора,

структуре СОТР, структуре СЭП и её мощности, построении и мощности радиоканала, структуре и мощности СУД.

Анализ различных типов ЦА для решения задач мониторинга выявил невозможность создания универсальной конструктивно-компоновочной схемы УП и выработки состава обеспечивающей аппаратуры и схемы полёта, обеспечивающей решение различных целевых задач с максимальной эффективностью. Для снижения проигрыша в показателе эффективности конкретного МКА необходимо оптимизировать структуру и характеристики минимальной базовой структуры одновременно с выработкой конструктивно-компоновочной схемы на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП.

Адаптация в контексте МКА – необходимый проектный этап по доведению структуры УП до требуемой в соответствии с выполняемыми МКА задачами. Другими словами, здесь адаптация – это поиск оптимального проектного решения УП с точки зрения критериев эффективности целевого МКА. Поиск оптимального решения проводится с учётом дерева проектных ограничений, где сначала учитываются ограничения более высокого порядка, а потом более низкого.

Работа по адаптации проводится с учётом ограничений со стороны ЦА, при этом УП должна обеспечивать работу всей бортовой аппаратуры, включая целевую аппаратуру, в том числе иметь определённую среднесуточную мощность СЭП. При увеличении мощности потребления увеличивается мощность СЭП, увеличение которой приводит к увеличению массы обеспечивающей аппаратуры и площади СБ. Рост массы УП приводит к смене способа запуска, что отражается на стоимости запуска. Кроме того, увеличение мощности СЭП может повлечь за собой изменение баллистических характеристик и срока активного существования. Таким образом, задача синтеза УП изначально является итерационной и должна решаться соответствующими методами.

С учётом вышеописанных подходов к проектированию УП и итеративного характера процесса был сформирован алгоритм выбора базовой структуры и основных проектных параметров УП, обеспечивающий адаптацию ЦА МКА ДЗЗ. Алгоритм включает в себя следующие основные этапы:

1. Задаются требования и характеристики ЦА: масс-габаритные характеристики, потребляемая мощность, инерционные характеристики и т.д.

2. Выбирается базовая структура УП с определённым набором бортовых систем, характеризующаяся вектором проектных параметров $\overline{Y_{упi}}$.

3. Проводится первичная проверка выполнения условия соответствия выбранной базовой структуры УП требованиям ЦА.

4. Задаётся диапазон изменения вектора основных проектных параметров УП, исходя из имеющихся ограничений на массу, габариты, энергопотребление и тип РН, которые обеспечивают соблюдение самого принципа создания УП и её нахождение в рамках конкретного класса МКА.

5. Задаётся шаг изменения вектора проектных параметров УП $\Delta \overline{Y_{уп}}$.

6. Проводится проверка выполнения условия принадлежности изменённого вектора проектных параметров УП заданному диапазону (п. 4). В случае его невыполнения создание МКА на базе данной УП невозможно или нецелесообразно.

7. При выполнении условия п. 6 проводится последовательная проверка выполнения условия соответствия изменённого вектора проектных параметров УП требованиям ЦА, начиная с массогабаритных характеристик. Таким образом, реализуется адаптация конструкции УП к требованиям ЦА.

8. Если условие п. 7 не выполняется, то осуществляется возврат к п. 5 и задаётся новый шаг изменения вектора проектных параметров УП.

9. Если условие п. 7 выполняется, то осуществляется переход к следующим характеристикам ЦА – энергопотреблению. Таким образом реализуется адаптация СЭП УП к требованиям ЦА.

10. По аналогичной схеме осуществляется переход к инерционным характеристикам ЦА. Таким образом реализуется адаптация СУД УП к требованиям ЦА.

11. Очевидно, что процесс адаптации конструкции и бортовых систем УП носит итерационный характер (на схеме условно обозначен пунктирными линиями).

12. После итерационного процесса адаптации массогабаритных и других параметров УП под требования ЦА осуществляется синтез вектора проектных параметров МКА путём решения проектных задач и моделирования его целевого функционирования.

Блок-схема алгоритма адаптации УП под требования ЦА МКА представлена на рисунке 2.13.

Итерационность процесса адаптации и взаимное влияние параметров друг на друга условно показаны на рисунке пунктирными линиями.

С использованием описанных выше моделей и алгоритма в 2013 г. была начата разработка УП МКА «АИСТ-2», предназначенной для интеграции различных типов целевой аппаратуры [54].

В целях обеспечения простоты и высокой технологичности конструкции форма корпуса УП выбрана в виде прямоугольного параллелепипеда. На силовой раме из алюминиевого сплава устанавливаются силовые трёхслойные сотовые панели с термоплатами для размещения БА. Кроме того, сотовые панели содержат закладные элементы и тепловые трубы СОТР. На панелях с внешней стороны размещены антенные устройства, датчики СУД, СБ. Рама УП оснащена специальным набором монтажных отверстий, которые значительно облегчают процесс монтажа промежуточной силовой панели и настройки целевой аппаратуры. Конструктивно-компо-

новочная схема обеспечивает простоту компоновки и высокие эргономические характеристики при проведении сборочных работ с МКА. На рисунке 2.14 показана схема технологического членения УП «АИСТ-2».

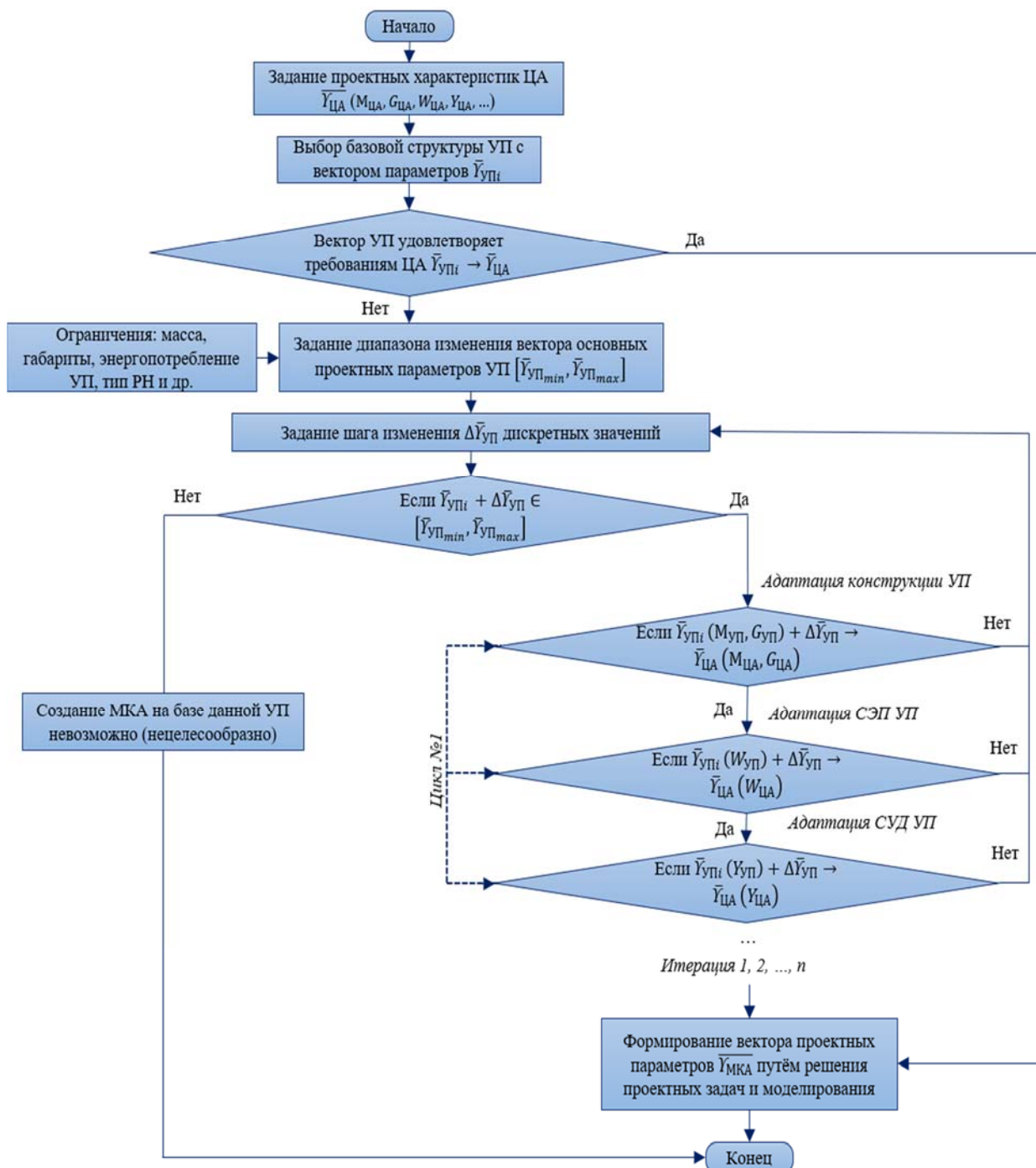


Рисунок 2.13 – Алгоритм адаптации УП под требования ЦА МКА

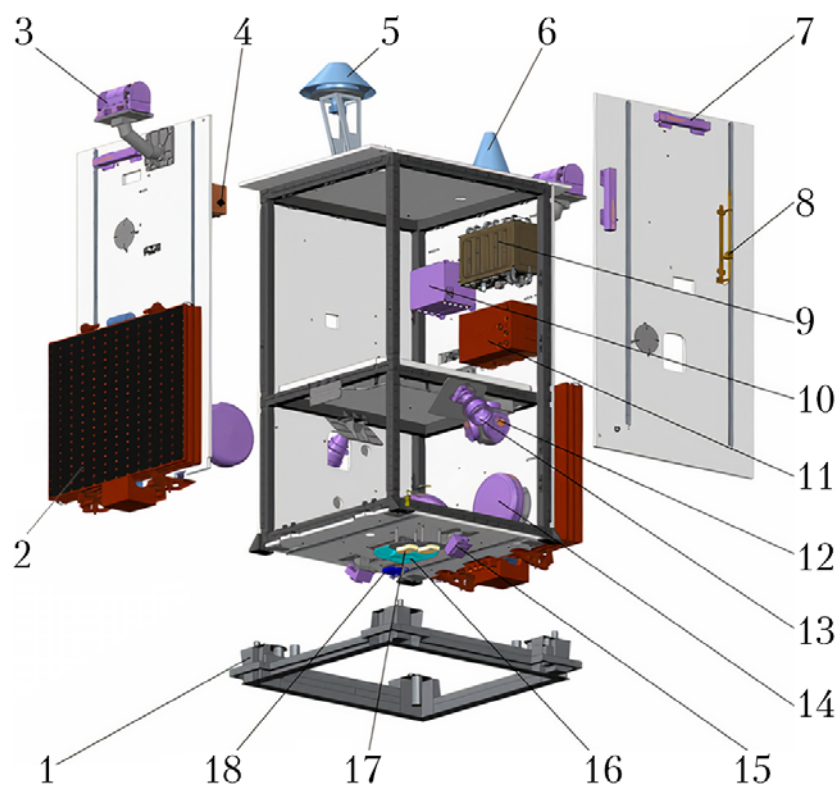


Рисунок 2.14 – Схема технологического членения унифицированной платформы «АИСТ-2»:

- 1 – устройство отделения; 2 – СБ; 3 – прибор ориентации по Земле;
 4 – моноблок бортовой системы контроля и управления (БСКУ);
 5 – антенна радиопередачи целевой информации; 6 – передающее антенное устройство БСКУ; 7 – электромагнит; 8 – приёмное антенное устройство БСКУ; 9 – бортовая аппаратура контроля, управления и регулирования; 10 – АБ; 11 – универсальная многофункциональная вычислительная система;
 12 – одноосный измеритель угловых скоростей, 13 – оптическая головка; 14 – двигатель-маховик; 15 – оптический солнечный датчик;
 16 – передающее антенное устройство БСКУ;
 17 – навигационная антенна потребителя; 18 – солнечный датчик

Первым спутником, созданным на базе УП «АИСТ-2», является МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д», разработанный совместно АО «РКЦ «Прогресс» и Самарским университетом. Литера «Д» в названии аппарата означает «демонстратор» и указывает на его назначение – демонстрация возможностей решения актуальных научно-технологических и прикладных задач в области космического ДЗЗ.

Автор настоящей монографии являлся ответственным исполнителем данного проекта со стороны Самарского университета. МКА «АИСТ-2Д» создан за 32 месяца (в период с 2013 по 2015 гг.). На рисунке 2.15 представлен внешний вид малого космического аппарата «АИСТ-2Д» в орбитальной конфигурации [90].

Основные тактико-технические характеристики МКА «АИСТ-2Д» приведены в таблице 2.1 [90].

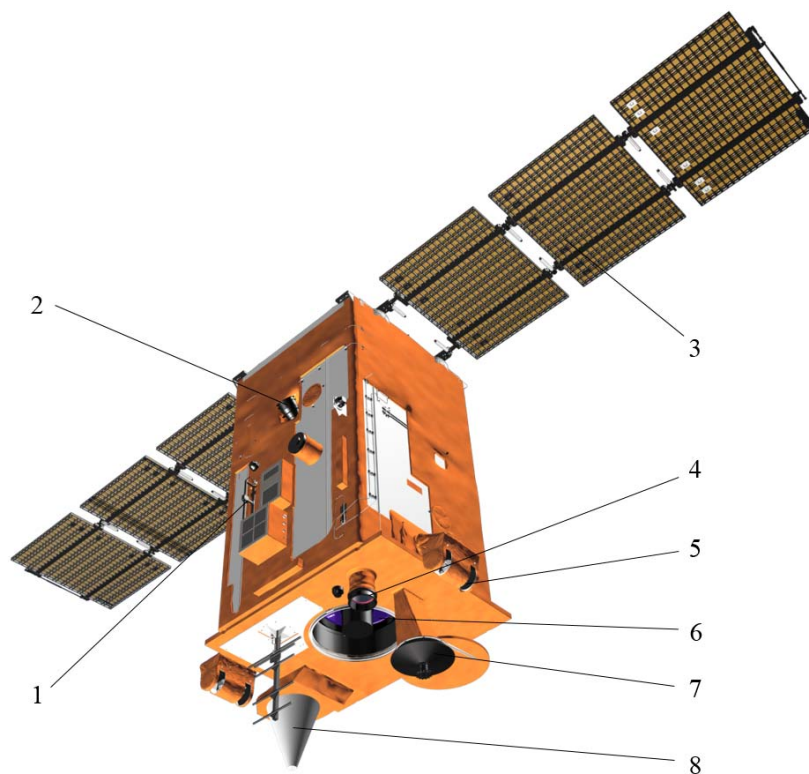


Рисунок 2.15 – Общий вид МКА «АИСТ-2Д» в орбитальной конфигурации:
1 – антенное приёмное устройство командно-управляющей навигационной системы; 2 – БОКЗ; 3 – панель СБ; 4 – оптико-электронная камера инфракрасного диапазона; 5 – прибор ориентации по Земле; 6 – оптико-электронная аппаратура видимого диапазона; 7 – антенна радиолинии передачи цифровой информации; 8 – антенное передающее устройство командно-управляющей навигационной системы

МКА «АИСТ-2Д» является примером успешной реализации проекта по созданию современного многофункционального МКА ДЗЗ. В основе аппарата – УП «АИСТ-2», которая может использоваться в качестве базовой при проектировании и создании МКА

нового типа, в том числе функционирующих в составе многоспутниковых группировок.

Таблица 2.1 – Основные тактико-технические характеристики
МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д»

Наименование	Значение
Параметры рабочей околокруговой орбиты: – средняя высота; – наклонение; – проектный срок активного существования, не менее	490 км 97,3° 3 года
Характеристики ОЭТК (с высоты 490 км): – разрешение (проекция пикселя) в ПХ диапазоне; – разрешение (проекция пикселя) в МС диапазоне; – разрешение (проекция пикселя) в ИК диапазоне; – полоса захвата (для ПХ и МС); – полоса захвата (для ИК)	не хуже 1,48 м не хуже 4,44 м не хуже 122,5 м не менее 39,6 км не менее 47 км
Длительность маршрута съёмки	от 3 до 300 с
Скорость передачи целевой информации на наземный пункт приёма	150 Мбит/с
Среднесуточная мощность СЭП в начале САС	275 Вт
Масса	531 кг
Стоимость	750 млн руб.
Время создания	32 мес.

* ПХ – панхроматический; МС – мультиспектральный; ИК – инфракрасный.

2.3 Вычислительные эксперименты по выбору проектных параметров МКА ДЗЗ и моделированию целевого функционирования МКСМ с использованием разработанного программного обеспечения

Возможности разработанного ПО продемонстрируем на нескольких модельных примерах, позволяющих оценить адекватность применяемых математических моделей и работоспособность алгоритмов. Поскольку разработанный программный

комплекс является многофункциональным и предназначен для информационной поддержки этапа проектирования как МКА, так и проектирования МКСМ в целом, покажем функционирование ПО на примере уже реализованного проекта по созданию МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д».

2.3.1 Некоторые результаты работы модуля по синтезу проектных параметров малых космических аппаратов мониторинга

В проект УП «АИСТ-2» заложена возможность для совершенствования и развития, предусмотрено конструктивное и схемно-техническое обособление целевой аппаратуры и обеспечивающих систем. В новых проектах состав ЦА может быть изменён, дополнен или полностью заменён. Обеспечивающая аппаратура способна сформировать на борту аппарата условия для работы ЦА с широким диапазоном требуемых характеристик по температурному режиму, управляющим воздействиям и энергобалансу. Это даёт возможность роста целевых характеристик МКА и космических систем, построенных на его базе, в том числе многоспутниковых [91].

Одним из примеров использования УП «АИСТ-2» является разработка космического аппарата, предназначенного для создания цифровых моделей рельефа и трёхмерных цифровых моделей местности. Создание этих моделей имеет высокую актуальность и широкое применение и может быть достигнуто путём установки на борт спутника аппаратуры для проведения стереосъёмки. На рисунке 2.16 представлен облик МКА ДЗЗ со стереоскопической аппаратурой наблюдения [64], полученного путём адаптации конструкции УП «АИСТ-2», а в таблице 2.2 приведены предварительные проектные характеристики аппарата, рассчитанные с помощью разработанного ПО.

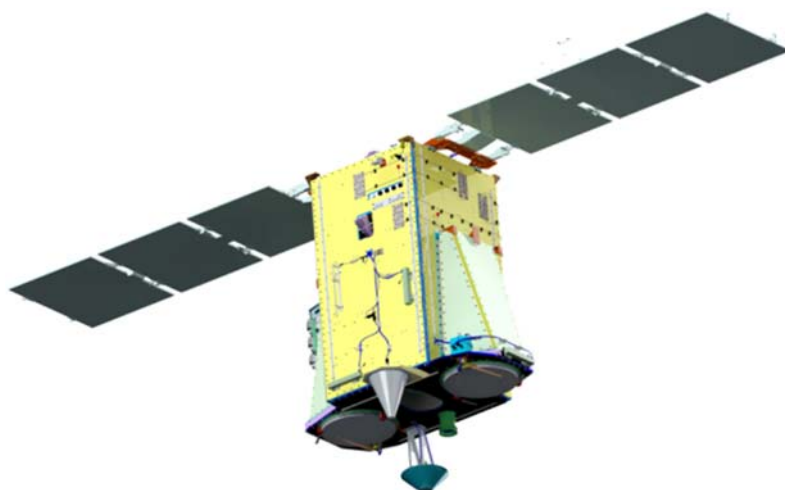


Рисунок 2.16 – Внешний облик МКА ДЗЗ на базе УП «АИСТ-2»
со стереоскопической аппаратурой наблюдения

Таблица 2.2 – Проектные характеристики МКА ДЗЗ
со стереоскопической аппаратурой наблюдения

Характеристика	Значение
Высота рабочей орбиты, км	350-450
Тип орбиты, наклонение, °	ССО, 97,3
САС, лет	5 и более
Масса, кг	не более 750
Среднесуточная мощность СЭП, Вт	не менее 350
Разрешение (при съемке в надир) в ПХ диапазоне, м	не хуже 1,2
Ширина полосы захвата, км	не менее 25
Длительность маршрута съёмки, с	до 500
Скорость передачи целевой информации на наземный пункт приёма, Мбит/с	до 175

Отличительной особенностью данного аппарата относительно МКА «АИСТ-2Д» является его оснащение двумя ОЭТК «Аврора» для получения стереоизображения, а также электрореактивной двигательной установкой на базе двигателя СПД-50 для поддержания параметров рабочей орбиты на низких орбитах в те-

чение всего срока активного существования. Кроме того, использование приводов панелей солнечных батарей позволит увеличить располагаемую мощность СЭП МКА не менее чем на 20%.

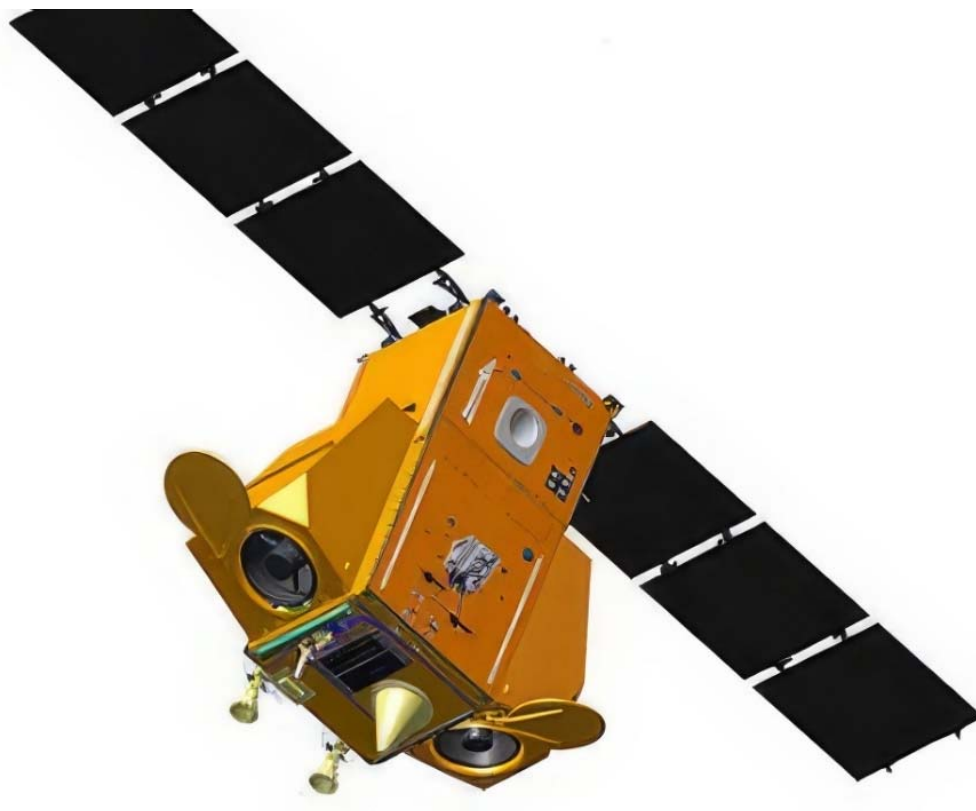


Рисунок 2.17 – МКА ДЗЗ «АИСТ-2Т»,
создаваемый на базе УП «АИСТ-2»

Результаты проектных проработок на уровне аванпроекта (стадия, предшествующая эскизному проектированию), внешний облик (см. рисунок 2.16), а также предварительные проектные характеристики (см. таблица 2.2) легли в основу разработки МКА ДЗЗ со стереоскопической аппаратурой наблюдения «АИСТ-2Т», осуществляемой АО «РКЦ «Прогресс» по заказу ГК «Роскосмос» (рисунок 2.17).

Кроме того, рассмотрена возможность доведения разрешающей способности аппаратуры наблюдения до уровня 0,5 м. При этом по возможностям съёмки в панхроматическом канале модернизированный КА на базе УП «АИСТ-2» приблизится к КА типа

WorldView-1,2 и GeoEye-1. Это потребует разработки новой оптической системы с фокусным расстоянием 4 000 мм и разрешением 0,5–0,7 м. На рисунке 2.18 представлен облик МКА ДЗЗ с целевой аппаратурой сверхвысокого разрешения «Сакура» совместной разработки ПАО «Красногорский завод им. С.А. Зверева» (г. Красногорск) и НПП «ОПТЭКС» (г. Зеленоград).



Рисунок 2.18 – Внешний облик МКА ДЗЗ на базе УП «АИСТ-2» с целевой аппаратурой сверхвысокого разрешения

Камера высокого разрешения «Сакура» может быть реализована в нескольких вариантах исполнения, каждый из которых обеспечивает различные целевые характеристики (таблица 2.3).

Одним из способов расширения номенклатуры задач, решаемых МКСМ, является установка на МКА гиперспектральной ЦА совместно с аппаратурой обзорного наблюдения в оптическом диапазоне и инфракрасной аппаратурой наблюдения (рисунок 2.19). В области ДЗЗ особое место занимает гиперспектральная съёмка, позволяющая получать множество изображений (от десятков до сотен) в отдельных узких спектральных зонах, которые в последующем формируют гиперкуб [92, 73].

Таблица 2.3 – Тактико-технические характеристики
оптико-электронной камеры высокого разрешения «Сакура»
при различных вариантах исполнения

Вариант	1	2а	2б	3	4
Высота рабочей орбиты, км	500	500	700	500	500
Проекция пикселя (ПХ/МС)*, м	0,81 / 0,81	0,5 / 2,0	0,7 / 2,8	0,5 / 2,0	0,7 / 2,8
Полоса захвата, км	6,5	9	12,6	12,0	13,4
Спектральные диапазоны	ПХ + 4 МС				
Фокусное расстояние, мм	4000	6000	6000	6000	4300
Диаметр объектива, мм	360	540	540	540	360
Размер пикселя (ПХ / МС), мкм	6,5 / 6,5	6 / 18	6 / 18	6 / 24	6 / 24
Длина строки (ПХ / МС), пикс.	8 000	18 000	18 000	24 000	19 000
Количество фотоприёмников	4	12 / 6	12 / 6	8	8 (7)
Разрядность АЦП, бит	10	12	12	12	12
Тип фотоприёмника	КМОП	ВЗН	ВЗН	ВЗН	ВЗН
Тип фотоприёмника	КМОП	ВЗН	ВЗН	ВЗН	ВЗН
Возможность видеосъёмки	Да	Нет	Нет	Нет	Нет
Масса объектива, кг	47	80	80	80	57
Масса ОЭТК, кг	50	90	90	85	63

*ПХ – панхроматический режим; МС – мультиспектральный режим

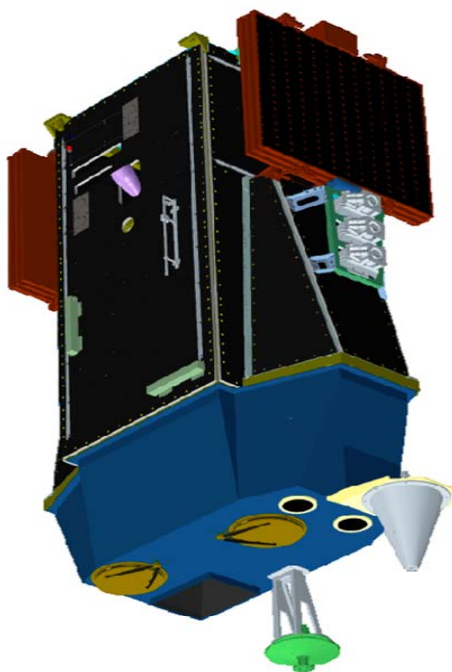


Рисунок 2.19 – Внешний облик многофункционального МКА ДЗЗ
на базе УП «АИСТ-2» с гиперспектральной,
обзорной и ИК оптико-электронными аппаратами

Тактико-технические характеристики ЦА для многофункционального МКА мониторинга Земли приведены в таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Тактико-технические характеристики целевой аппаратуры многофункционального МКА ДЗЗ на базе УП «АИСТ-2»

Тип целевой аппаратуры	Инфракрасная	Гиперспектральная	Обзорная
Параметр	Значение параметра		
Высота орбиты, км	500	500	500
Проекция пикселя (ПХ/МС), м	14	26	60
Полоса захвата, км	50	53	480
Спектральный диапазон	1,5 – 1,7	80	ПХ + 5 МС
Фокусное расстояние, мм	440	200	40
Размер пикселя, мкм	12,5	11	5 / 10
Длина фотоприёмника	1024	2048 x 2048	8160 / 4080
Количество фотоприёмников, ед.	3	3	2
Разрядность АЦП, бит	12	12	12
Тип фотоприёмника	ПЗС линейка	КМОП матрица	ПЗС линейка
Масса камеры, кг	20	18	12,7
Энергопотребление, Вт	20	38	14

Помимо адаптации различной ЦА к бортовому составу обеспечивающих систем УП, разработанный программный комплекс позволяет решить другой класс задач, связанный с синтезом проектных параметров новых аппаратов, в том числе на основе имеющихся в базе данных бортовых систем.

Примером решения такой задачи может служить разработка МКА обзорного наблюдения «АИСТ-3», разработка которого началась под руководством автора в Самарском университете в 2018 году. Проектный облик МКА «АИСТ-3» представлен на рисунке 2.20, основные тактико-технические характеристики приведены в таблице 2.5.

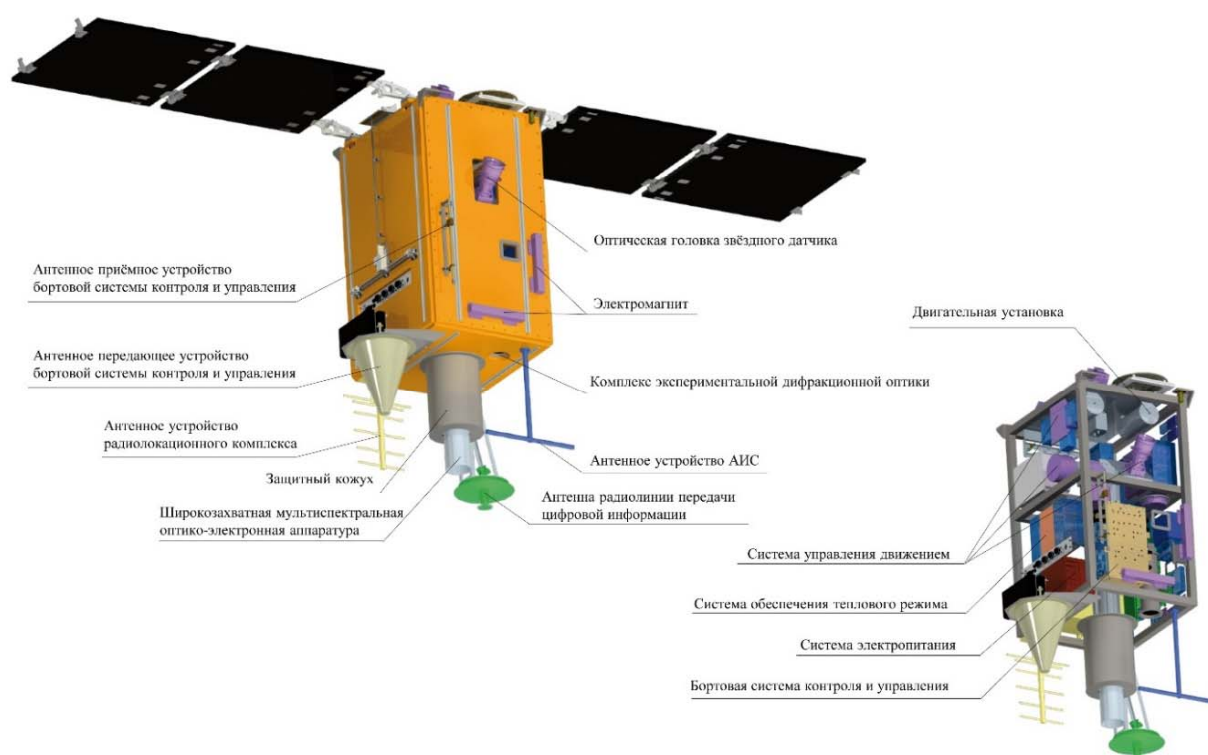


Рисунок 2.20 – Проектный облик МКА ДЗЗ «АИСТ-3»

Таблица 2.5 – Основные тактико-технические характеристики
МКА ДЗЗ «АИСТ-3»

Характеристика	Значение
Тип рабочей орбиты	Солнечно-синхронная орбита (ССО)
Характеристики ОЭТК для $H_{cp} = 500$ (700) км:	
– масса ЦА, кг;	63,2
– разрешение (проекция пикселя) в ПХ режиме, м;	не хуже 5
– разрешение (проекция пикселя) в МС режиме, м;	не хуже 10
– ширина полосы захвата, км;	не менее 60
– количество спектральных диапазонов;	8
– длительность маршрута съёмки, с	от 2 до 1200
Скорость передачи целевой информации на наземный пункт приёма, Мбит/с	не менее 300
Масса МКА, кг	не более 330
Среднесуточное энергопотребление, Вт	не более 200
Срок активного существования, год	не менее 5

Разработанный аппарат интегрирует в себе отработанные в космосе за время полёта МКА «АИСТ-2Д» лучшие проектно-конструкторские и технологические решения, при этом масса аппарата меньше более чем в 1,5 раза. Основное назначение – мониторинг сельскохозяйственных и лесных угодий, пожаров, чрезвычайных ситуаций [93].

Аналогично синтез проектного облика и параметров был осуществлён для МКА радиолокационного мониторинга «АИСТ-СТ» (рисунок 2.21), сформированного на базе стандартной УП 16-юнитового кубсата. Основным назначением этого МКА является экспериментальная отработка в космосе радиолокационной аппаратуры, предназначенной для формирования радиолокационного изображения в X-диапазоне радиочастот с целью мониторинга ледовых покрытий в арктических регионах, а также решения других задач ДЗЗ. Тактико-технические характеристики МКА ДЗЗ «АИСТ-СТ» приведены в таблице 2.6.



Рисунок 2.21 – Проектный облик МКА ДЗЗ «АИСТ-СТ»
с радиолокационной аппаратурой наблюдения
на базе УП 16-юнитового кубсата

Таблица 2.6 – Тактико-технические характеристики
МКА ДЗЗ «АИСТ-СТ»

Параметр	Значение
Высота орбиты, км	450-500
Разрешающая способность, м	не хуже 2,5
Частотный диапазон, ГГц	10,45 – 10,5
Максимальная ширина полосы рабочих частот, МГц	200
Радиометрическая чувствительность, дБ	до минус 22
Максимальная полоса захвата, км	70
Площадь фазированной антенной решётки, м ²	0,32
Унифицированная платформа	CubeSat 16U
Масса, кг	27,75
Мощность СЭП, Вт	150
Срок активного существования, лет	2

Аппарат разработан Самарским университетом совместно с компанией ООО «Специальный технологический центр» (г. Санкт-Петербург). После подтверждения проектных характеристик во время лётно-конструкторских испытаний планируется разработка глобальной МКСМ на базе данного МКА, включающей более 600 спутников.

2.3.2 Некоторые результаты моделирования функционирования многоспутниковых космических систем мониторинга с использованием разработанного программного обеспечения

Для оценки эффективности МКСМ на базе УП «АИСТ-2» с помощью разработанного ПО была проведена серия вычислительных экспериментов. В качестве наземной инфраструктуры использовались НППИ, входящие в единой территориально-распределённой информационной системе (ЕТРИС) ДЗЗ России. При проведении моделирования принят ряд допущений. Предполагается, что МКА равномерно распределены по плоскостям,

которые, в свою очередь, равномерно распределены по долготе восходящего узла. Съёмка производится только на освещённой части витка, межспутниковые линии связи отсутствуют, накопленная информация передаётся на первый после съёмки НППИ. Для оценки глобальности покрытия, оперативности и периодичности группировки, а также оценки эффективности того или иного расположения НППИ использовались 629 объектов наблюдения, которые представляют собой точки пересечения долготы и широты с шагом в 10 градусов. Исходные данные для моделирования приведены в таблице 2.7.

Таблица 2.7 – Исходные данные для моделирования с использованием разработанного ПО

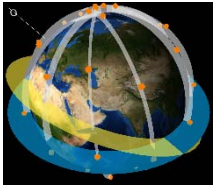
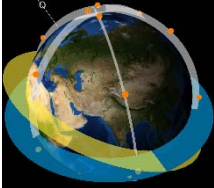
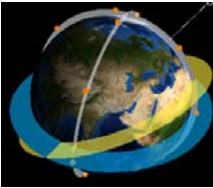
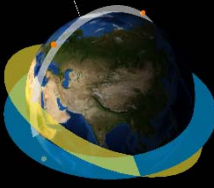
Параметр	Значение
Срок активного существования МКА, лет	5
Максимальное затрачиваемое время съёмки за виток, с	400
Минимальная высота Солнца над горизонтом, °	10
Максимально допустимый угол отклонения при съёмке, °	30
Время подготовки изображения к отправке, с	1800
Распределение плоскостей по долготе восходящего узла ($\Delta\Omega$), °	равномерное
Количество пунктов приёма информации	10
Количество объектов наблюдения	629
Высота орбиты, км	490
Наклонение, °	97,3

С использованием приведённых выше исходных данных было проведено моделирование и получены показатели эффективности четырёх вариантов формирования МКСМ (таблица 2.8). Вариант 1 представляет собой группировку с наибольшей численностью космических аппаратов, всего в её состав входит 48 МКА, равномерно распределённых по шести орбитальным плоскостям, которые, в свою очередь, распределены по всей земной сфере путём

сдвига по долготе восходящего узла орбиты. Орбитальная структура Варианта 2 в два раза меньше Варианта 1, распределение орбит по долготе восходящего узла составило 60° . В орбитальной структуре Варианта 3 две плоскости под углом 90° друг к другу. Вариант 4 состоит из одной плоскости, включающей 8 МКА ДЗЗ.

Таблица 2.8 – Результаты расчёта параметров МКСМ
с различной структурой

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Общее количество МКА в МКСМ	48	24	16	8
Количество плоскостей	6	3	2	1
Распределение плоскостей по долготе восходящего узла ($\Delta\Omega$), $^\circ$	30	60	90	-
Высота орбиты, км	490	490	490	490
Наклонение, $^\circ$	97,3	97,3	97,3	97,3
Обеспечивает глобальный обзор за сутки полёта	да	да	нет	нет
Максимальная периодичность, минут	450	1100	-	-
Наилучшая периодичность, минут	90	200	-	-
Максимальная оперативность, минут	200	200	450	700
Наилучшая оперативность, минут	2	2	45	96

Максимальная наблюдаемая широта,	80	80	-	-
Минимальная наблюдаемая широта	-50	-50	-	-
				

Для всех четырёх вариантов были построены тепловые карты периодичности (рисунок 2.22) и оперативности (рисунок 2.23).

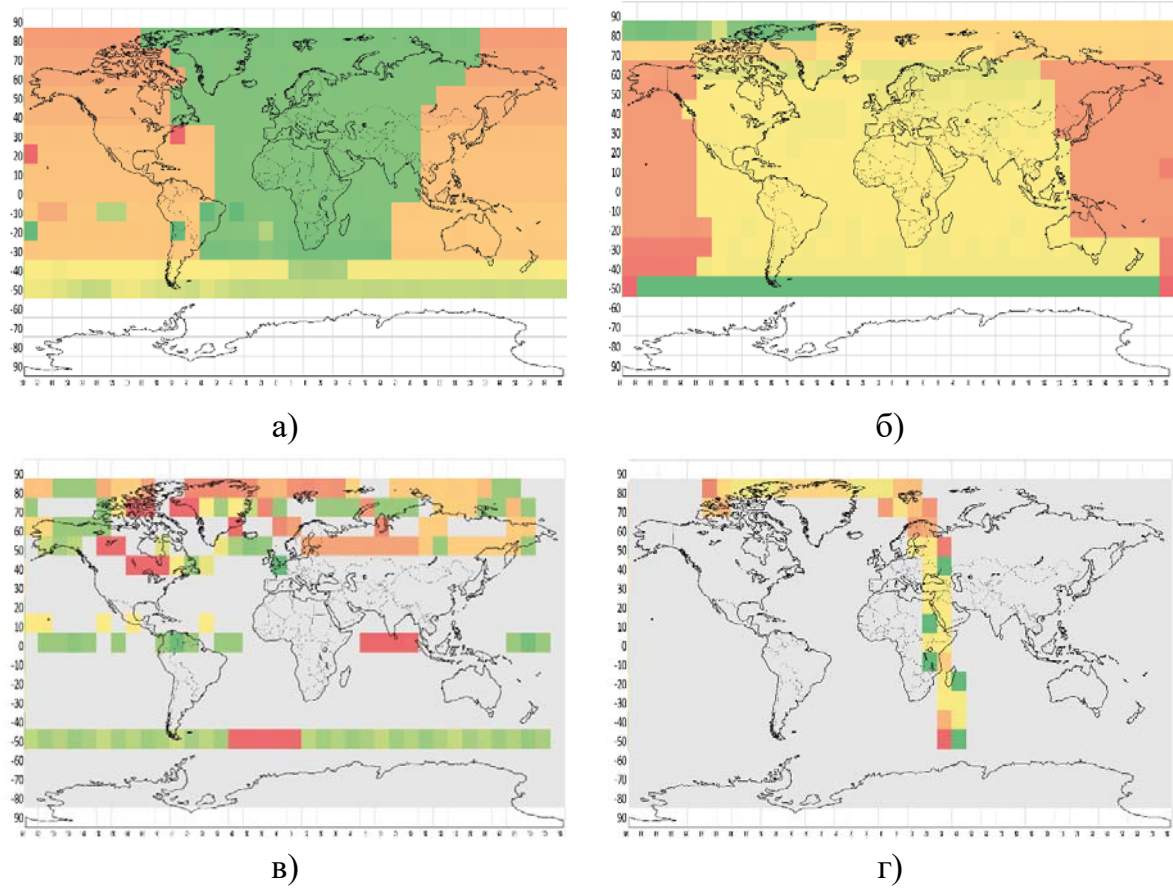


Рисунок 2.22 – Тепловые карты периодичности моделируемых вариантов

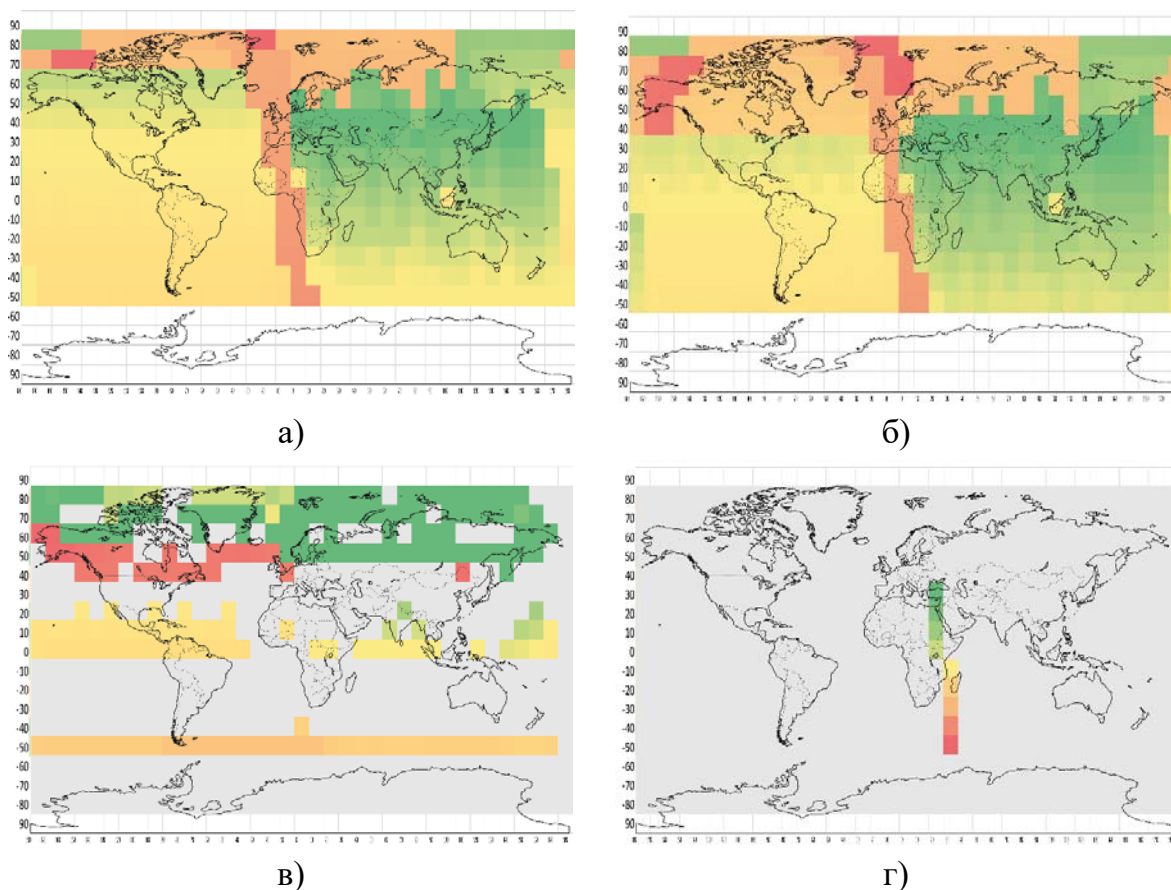


Рисунок 2.23 – Тепловые карты оперативности моделируемых вариантов

Из рисунка 2.22 видно, что только Вариант 1 и Вариант 2 удовлетворяют критерию глобальности обзора поверхности Земли за одни сутки полёта. Вариант 1 (рисунок 2.22 а) позволяет наблюдать практически всю территорию Европы, Азии и Северной Америки со временем повторного посещения, не превышающим 90 минут. Вариант 2 (рисунок 2.22 б) позволяет наблюдать территорию Европы, Азии и Северной и Южной Америки со временем повторного посещения, не превышающим 200 минут. При этом в обоих вариантах, задействуя наземную инфраструктуру ЕТРИС ДЗЗ, удаётся достигнуть оперативности доставки информации от 2 до 200 минут (рисунок 2.23 а, б) [94].

Из рисунков 2.23 в, г видно, что Вариант 3 и Вариант 4 не решают задачу глобального наблюдения поверхности Земли за сутки

полёта, что, соответственно, не удовлетворяет требованиям к проектируемой системе.

Для самого «нагруженного» случая (Вариант 1) была проведена оценка эффективности наземной инфраструктуры. Результаты оценки приведены в таблице 2.9.

Таблица 2.9 – Оценка эффективности наземной инфраструктуры

Наименование НППИ	Сеансы всего	Снимки всего	Количество уникальных МКА	Количество принятых уникальных снимков
ETRIS_Долгопрудный-1	217	217	48	16
ETRIS_Железногорск-1	413	413	48	47
ETRIS_Калининград-1	127	127	48	19
ETRIS_Москва-1	19	19	19	7
ETRIS_Мурманск-1	846	846	48	90
ETRIS_Новосибирск-1	62	62	48	15
ETRIS_Обнинск-1	22	22	22	9
ETRIS_Самара-1	82	82	48	21
ETRIS_Хабаровск-1	240	240	48	59
ETRIS_Циолковский-1	316	316	48	53

Как видно из таблицы 2.9, наиболее нагруженным является НППИ, находящийся в Мурманске, где в НППИ за сутки моделирования было проведено 846 сеансов. В зону радиовидимости всех НППИ, за исключением находящихся в Москве и Обнинске, попали все 48 МКА группировки.

Анализ результатов моделирования показывает, что существующей орбитальной группировки ДЗЗ РФ недостаточно, чтобы обеспечить конкуренцию западным коммерческим космическим системам. Обеспечить российских потребителей качественными изображениями земной поверхности с частотой обновления минимум раз в сутки возможно путём развёртывания группировки МКА, в составе которой должно быть минимум 24 спутника. Увеличение количества МКА в группировке позволит осуществить

резервирование, а также увеличить периодичность обновления информации до 90 минут, при этом показатели оперативности существенно не изменятся. Дальнейшее улучшение показателя оперативности группировки возможно путём использования межспутниковых линий связи, в таком случае возможно сокращение времени доставки информации не менее чем в два раза.

Принципиально важным аспектом функционирования любой многоспутниковой группировки является влияние выхода из строя космических аппаратов на показатели эффективности функционирования системы. Для оценки этого влияния также применимы средства имитационного моделирования, имеющиеся в разработанном ПО.

В качестве проектных характеристик МКА ДЗЗ задаются следующие параметры:

- минимальный угол Солнца над горизонтом, при котором космический аппарат может проводить съёмку;
- ширина полосы захвата оптической аппаратуры;
- максимальный угол отклонения МКА от оси визирования;
- пространственное разрешение целевой аппаратуры;
- максимальное количество снимков, которое может вместить бортовое запоминающее устройство.

Учитываются следующие ограничения в работе КА:

- задержка между съёмкой двух последовательных объектов;
- задержка перед съёмкой после передачи данных;
- задержка перед отправкой данных после съёмки;
- задержка между съёмкой одного и того же объекта;
- задержка между передачами данных.

Использование подобных ограничений позволяет в процессе имитационного моделирования производить настройку системы, моделировать различные сценарии работы бортовой аппаратуры, что, в свою очередь, позволяет получить результаты, более близкие к реальным.

Для расчёта показателей эффективности воспользуемся доступными данными о МКСМ, построенной на базе МКА «SkySat».

В настоящее время группировка МКА «SkySat» входит в состав многоспутниковой группировки компании Planet. По состоянию на III квартал 2023 года в состав группировки «SkySat» входит 18 МКА. Данная группировка обеспечивает частоту посещения любой точки Земли до 8 раз в сутки. Производительность системы – до 400 тысяч км² в сутки. Согласно [95], ожидается, что в будущем группировка будет доведена до 24 КА, что обеспечит возможность съёмки любого объекта в средних широтах до 10 раз в сутки, т. е. с периодичностью 2–3 ч. В таблице 2.10 приведены основные характеристики космического аппарата группировки «SkySat».

Таблица 2.10 – Характеристики МКА
в составе группировки компании «SkySat»

Масса, кг	120
Габариты, мм	600x600x950
Количество КА в группировке	18
Высота орбиты, км	от 400 до 500
Наклонение, °	97,8 (CCO); 53
Спектральные диапазоны, нм	Blue: 450 – 515 Green: 515 – 595 Red: 605 – 695 NIR: 740 – 900 Pan: 450 – 900 nm
Размер кадра снимаемой поверхности, км	8
Разрешение, м	0,5

Известно, что для обслуживания группировки «Planet» используется распределённая сеть НППИ. В таблице 2.11 представлены приблизительные географические координаты эксплуатируемых НППИ.

Таблица 2.11 – Географические координаты НППИ,
эксплуатируемых компанией «Planet»

№ НППИ	Страна	Город	Координаты
1	Исландия	Рейкьявик	64,12; -21,87
2	Великобритания	Кардифф	51,49; -3,19
3	Германия	Берлин	52,49; 13,44
4	Австралия	Брисбен	-27,54; 153,05
5	Новая Зеландия	Инверкаргилл	-46,42; 168,38
6	США	Кливленд, Огайо	41,45; -81,69
7	США	Девилс Лейк, Северная Дакота	48,11; -98,87
8	США	Ньюберг, Северная Дакота	48,71; -100,91
9	США	Лас-Крусес, Нью-Мексико	32,34; -106,76
10	США	Сан-Франциско, Калифорния	40,40; -122,64
11	США	Анкоридж, Аляска	61,16; -149,71
12	США	Гавайи	20,73; -156,29

Приведённая выше информация и информация об орбитальном движении космических аппаратов [96] была внесена в качестве исходных данных в разработанное ПО (рисунок 2.24). Также в качестве объектов наблюдения в программное обеспечение были внесены координаты пересечения долготы и широты с шагом в 10 градусов. Такое расположение позволит оценить глобальность охвата группировки, периодичность повторного посещения, а также оценить оперативность доставки информации до НППИ.

Орбитальное построение группировки «SkySat» можно приближённо считать состоящим из четырёх плоскостей. Распределение МКА по орбитальным плоскостям представлено в таблице 2.12.

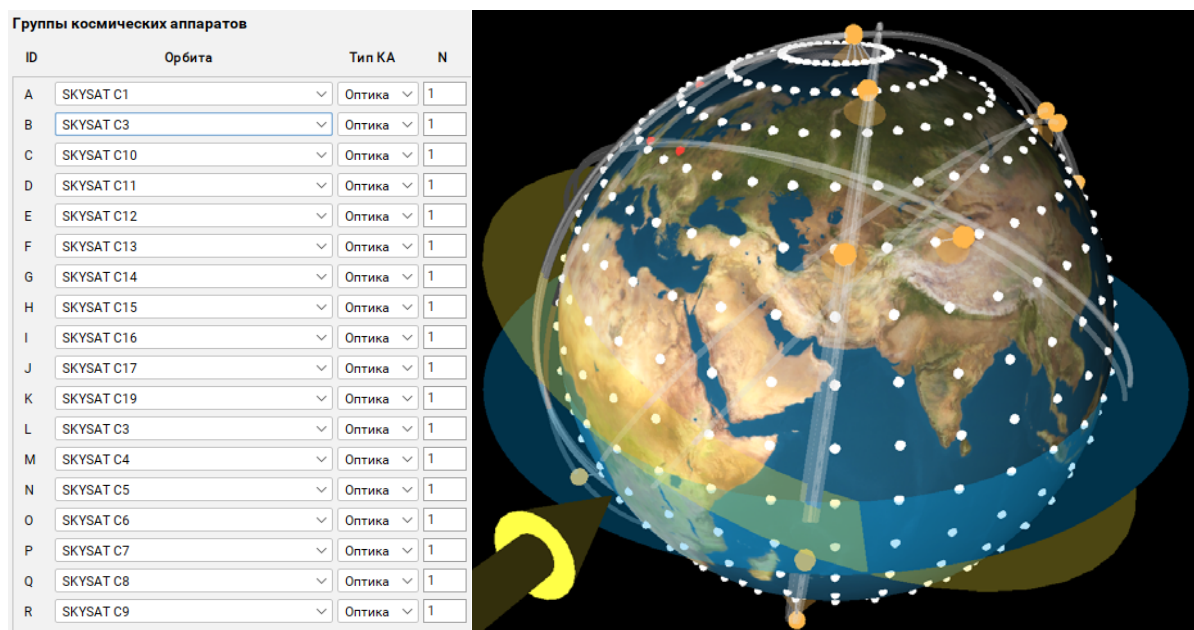


Рисунок 2.24 – Моделирование орбитального движения группировки «SkySat»

Таблица 2.12 – Распределение МКА «SkySat» по орбитальным плоскостям

Номер плоскости	Состав МКА	Количество МКА в плоскости	Высота, км	Наклонение, град	Долгота восходящего узла, град
1	SkySat C1-C5, C12, C13	7	440-470	98,8	290
2	SkySat C6-C11	6	450-460	97,3	350
3	SkySat C14-C16	3	430	53	60
4	SkySat C17, C19	2	400	53	140

На рисунках 2.25–2.26 представлены результаты вычислительного эксперимента, в рамках которого отказы МКА моделировались последовательно в двух плоскостях (плоскости №1 и №2 соответственно). На рисунке 2.25 приведено изменение процента покрытия поверхности Земли за одни сутки полёта и процент доставленной информации ДЗЗ на НППИ в зависимости от количества отказавших МКА. На рисунке 2.26 показано изменение показателя максимальной периодичности и максимальной достигнутой

оперативности доставки информации в зависимости от количества отказавших МКА.



Рисунок 2.25 – Процент покрытия поверхности Земли за одни сутки полёта и процент доставленной информации ДЗЗ на НППИ

Как видно из рисунка 2.25, ухудшение показателей глобальности покрытия и процента доставленной информации начинается при достижении девяти отказавших МКА. При этом, в соответствии с показателями, представленными на рисунке 2.26, выход из строя МКА не влияет существенным образом на показатель максимальной оперативности, который, в свою очередь, на всем протяжении вычислительного эксперимента не превышает 118 минут. В случае показателя максимальной периодичности он демонстрирует резкое ухудшение при отказе уже одного МКА в первой плоскости и затем плавно увеличивается в связи с ростом количества отказавших МКА. При достижении 12 отказавших МКА периодичность наблюдения некоторых объектов начинает превышать одни сутки полёта.

Распределение отказов МКА по плоскостям орбит показано на рисунке 2.27. На рисунках 2.28–2.29 показаны результаты второго вычислительного эксперимента, в рамках которого моделировались отказы, равномерно распределённые по всем четырём плоскостям орбитальной группировки. Отказы моделировались

случайным образом, и каждый новый отказ происходил в новой плоскости.

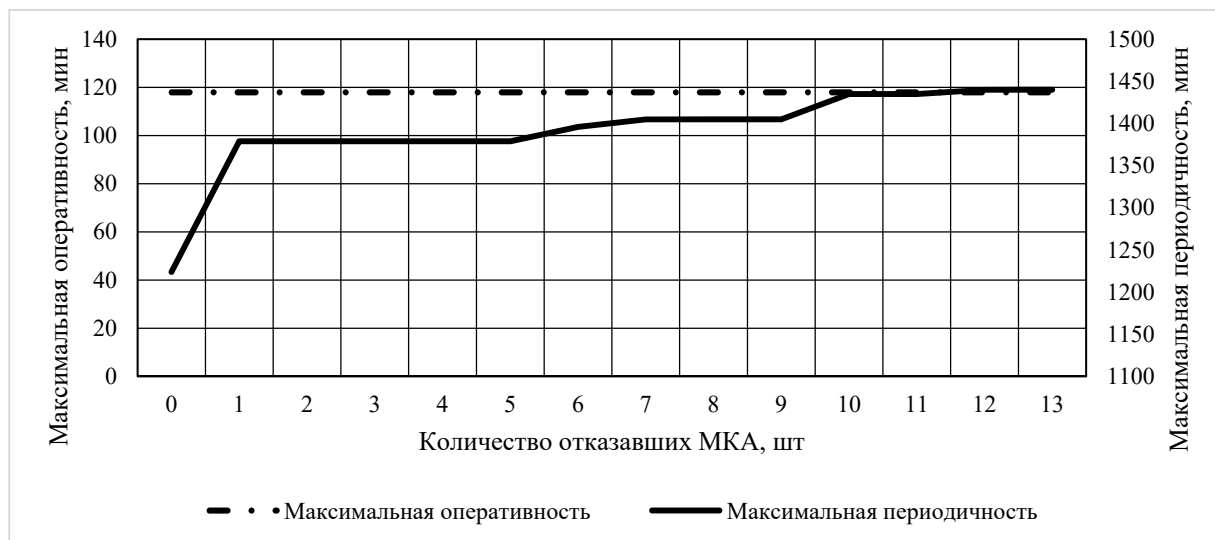


Рисунок 2.26 – Изменение показателя максимальной периодичности и максимальной достигнутой оперативности доставки информации в зависимости от количества отказавших МКА

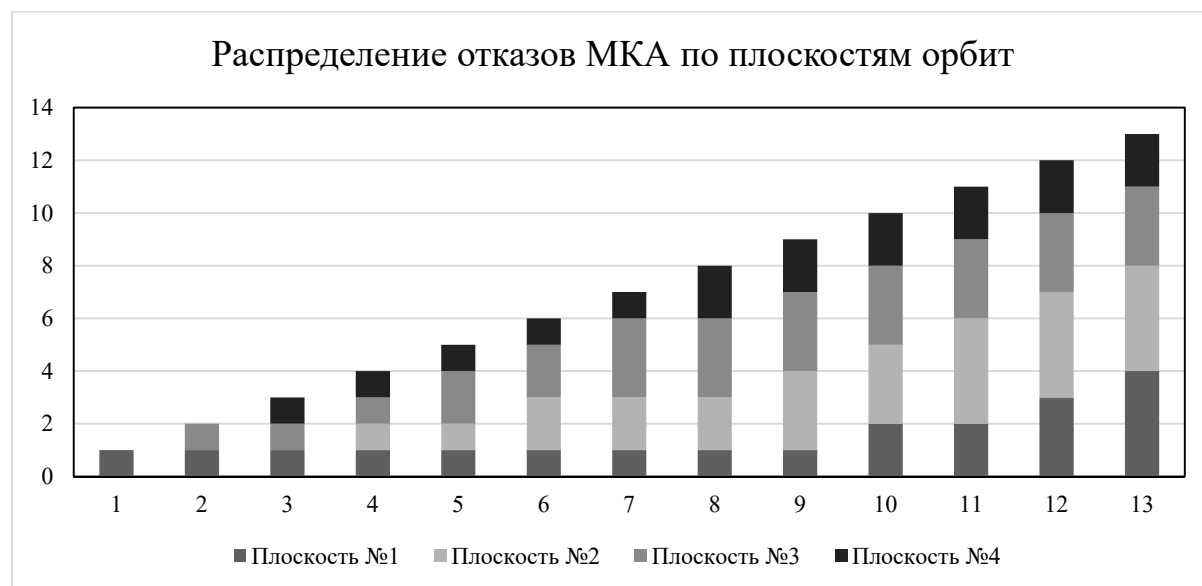


Рисунок 2.27 – Распределение отказов МКА по плоскостям орбит

Как видно из рисунка 2.28, с ростом количества отказавших МКА существенное ухудшение показателей глобальности обзора и процента доставленной информации начинается при отказе

десяти МКА, при этом наихудший процент покрытия земной поверхности и процент доставленной информации ДЗЗ на НППИ составили 74% и 83% соответственно.



Рисунок 2.28 – Изменение процента покрытия поверхности Земли за одни сутки полёта и процент доставленной информации ДЗЗ на НППИ

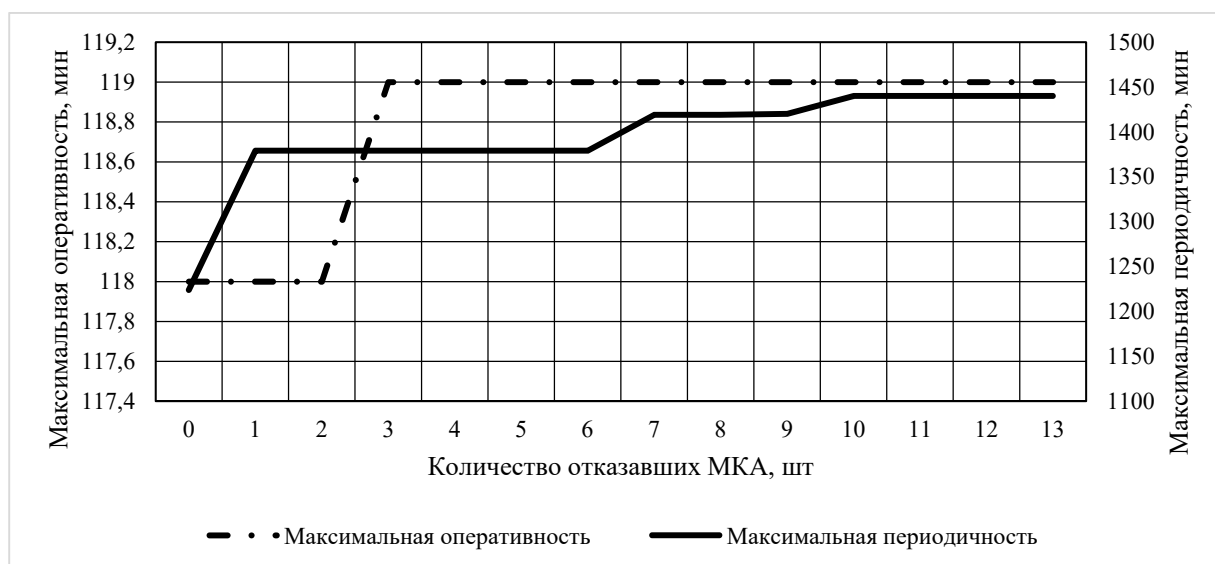


Рисунок 2.29 – Изменение показателя максимальной периодичности и максимальной достигнутой оперативности доставки информации

В соответствии с рисунком 2.29 выход из строя МКА не влияет существенным образом на показатель максимальной оператив-

ности, и на всём протяжении вычислительного эксперимента не превышает 119 минут. Анализ показателя максимальной периодичности демонстрирует резкое ухудшение при отказе уже одного МКА в первой плоскости и затем плавно увеличивается в связи с ростом количества отказавших МКА. При достижении 10 отказавших МКА периодичность наблюдения некоторых точек начинает превышать одни сутки полёта.

Таким образом, можно сделать вывод, что в данной конфигурации космической системы «SkySat» выход из строя даже одного МКА существенно ухудшает показатель периодичности (до 155 минут), однако с дальнейшим ростом количества отказавших МКА этот показатель ухудшается более плавно и только при выходе из строя 10 МКА периодичность наблюдения начинает превышать одни сутки полёта. Показатель оперативности доставки информации, в свою очередь, изменяется слабо, что вызвано развитой наземной инфраструктурой компании «Planet», двенадцать НППИ которой расположены на территории шести стран на трёх континентах.

Очевидно, что при создании отечественной МКСМ, использующей в качестве наземной инфраструктуру, например, систему ЕТРИС ДЗЗ, НППИ которой географически локализованы на территории РФ, такой устойчивости показатель оперативности доставки информации продемонстрировать уже не сможет.

Исходя из полученных результатов моделирования, могут быть сформированы рекомендации к количеству резервных аппаратов в МКСМ, которые необходимо размещать на орбите для осуществления ремонта системы и восполнения численности группировки в контексте, описанном в разделе 1.2.3.1. Таким образом, рекомендуемое количество резервных аппаратов должно составлять не менее 15% от полной численности группировки, обеспечивающей решение целевой задачи мониторинга Земли с требуемыми показателями эффективности.

3 ПОДХОДЫ К ОРГАНИЗАЦИИ СЕРИЙНОГО ЦИФРОВОГО ПРОИЗВОДСТВА И НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДЛЯ МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ МОНИТОРИНГА

3.1 Выбор модели производственной системы для целей серийного автоматизированного производства малых космических аппаратов

3.1.1 Основные тренды развития производственных систем космической техники

На сегодняшний день в производстве РКТ наметились следующие тренды:

- кратное увеличение количество выпускаемых МКА для обеспечения создания многоспутниковых космических группировок;
- увеличение номенклатуры выпускаемых МКА для обеспечения выполнения индивидуальных требований заказчика, что при производстве МКА определяется приборным составом, характеристиками платформы, ЦА, оборудования, устанавливаемого на МКА;
- повышение скорости процессов создания МКА за счёт сокращения длительности производственных циклов;
- снижение затрат на разработку, постановку на производство, изготовление и испытания за счёт внедрения платформенных решений, а также унификации узлов и компонентов МКА;
- обеспечение качества выпускаемой продукции за счёт применения методов предупреждения появления несоответствий и отказов.

Реализация вышеперечисленных трендов возможна за счёт внедрения технологий Индустрии 4.0, нашедших применение во всех передовых отраслях промышленности развитых стран. Внедрение технологий Индустрии 4.0 связано с повсеместной цифровизацией и интеллектуализацией процессов создания сложной техники, такой, например, как МКА, а также с роботизацией и автоматизацией технологических процессов, производственных цепочек для создания «безлюдных» производств. Цифровизация и интеллектуализация процессов постановки на производство, организации и управления производством, а также испытаний позволяет существенно повысить скорость процессов создания МКА, а также обеспечить качество и снизить затраты на производство, трудоёмкость изготовления, при одновременном обеспечении стабильности технологических процессов.

Таким образом, существующие тренды позволили сформулировать ключевые характеристики современного производства МКА:

- гибкость при изготовлении МКА различного назначения, обеспечивающая индивидуальные требования заказчика;
- скорость протекания процессов создания МКА, направленная на увеличение объёмов производства;
- качество производимых компонентов МКА, обеспечивающее их надёжность и работоспособность на всем сроке активного существования;
- затраты на производство, определяющие глобальную конкурентоспособность организаций, производящих МКА.

Развитие многоспутниковых космических систем диктует новые требования к процессу производства МКА, работающих в их составе: внедрение цифровых технологий на всех этапах жизненного цикла изделий; переход к серийной сборке МКА; организация роботизированного производства.

Требуется создание производств нового типа, программы выпуска на которых составят до нескольких сотен спутников в год. Очевидно, что для создания подобных производств необходима адаптация опыта авиационной и автомобильной промышленности для обеспечения серийности. Таким образом, задача создания и развития производственных систем, способных серийно выпускать космическую технику, сегодня является в высшей степени перспективной и актуальной для РФ, особенно при условии наличия программ по развёртыванию на орбите многоспутниковых группировок.

Анализ ключевых трендов направлен на систематизацию и структурирование факторов, характеризующих роботизированные производства (таблица 3.1).

Таблица 3.1 – Ключевые факторы,
определяющие серийное роботизированное производство

№	Группа факторов	Описание
1	Персонал	Компетентность персонала: обучение сотрудников работе с новыми технологиями и оборудованием
		Опыт: наличие опыта создания серийного роботизированного производства
2	Конструкция изделий	Упрощение сборки: уменьшение количества деталей и упрощение конструктивных узлов для облегчения сборочных операций роботами; оптимизация конструкции для минимизации отходов и более эффективного использования материалов; упрощение процессов для сокращения времени на изготовление одной единицы продукции
		Унификация деталей, сборочных единиц (ДСЕ): использование стандартных компонентов и крепежей для сокращения времени на смену технологической оснастки и переналадку роботов
3	Технологии производства	Снижение несоответствий и дефектов: уменьшение количества сложных ручных операций, которые могут быть источником ошибок
		Обеспечение точности: доработка конструкции для повышения точности выполнения операций роботами

3	Технологии производства	Безопасность и надёжность: системы обеспечения безопасности для предотвращения аварий и защиты работников; надёжность оборудования для минимизации простоев и поломок
		Инновации и исследования: постоянные инвестиции в исследования и разработки для внедрения новых технологий и улучшения существующих процессов
4	Организации производства	Аппаратное обеспечение: современные и надёжные роботы, конвейеры, датчики и прочие устройства автоматизации
		Программное обеспечение: интегрированные системы управления, которые обеспечивают координацию работы всех компонентов производственной системы
		Интеграция и совместимость: совместимость новых роботизированных комплексов с существующими ERP-системами, оборудованием и другими ИТ-инфраструктурами
		Экономическая целесообразность: оценка затрат на внедрение и эксплуатацию роботизированных систем; оценка экономического эффекта от повышения производительности и снижения издержек
		Гибкость и масштабируемость: возможность адаптации производства под изменения спроса и модификацию продукции; масштабируемость систем для увеличения объёма производства без значительных затрат
5	Логистика и управление запасами	Логистика: оптимизация логистических процессов для своевременного снабжения материалами и доставки готовой продукции
		Запасы: эффективное управление запасами для минимизации складских издержек
6	Управление качеством	Методы обнаружения несоответствий: внедрение систем автоматизированного контроля качества продукции; постоянный мониторинг и оптимизация производственных процессов
		Методы предупреждения появления несоответствий: цифровизация процессов и процедур предупреждения появления несоответствий

В настоящее время отсутствуют методические подходы и инструментарий к созданию модели производственной системы для целей серийного роботизированного производства МКА.

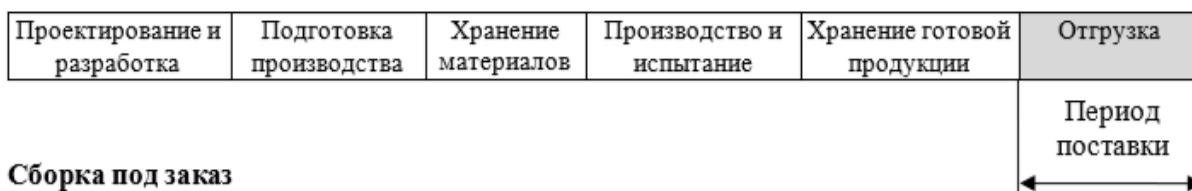
Под производственной системой понимается совокупность элементов системы организации и управления процессами создания МКА, включающей программные и аппаратные средства и элементы объекта управления, а также человеческие и материальные ресурсы, направленные на создание производства с ключевыми характеристиками гибкости, скорости, качества и затрат.

3.1.2 Существующие модели производственных систем, ориентированные на серийное производство МКА

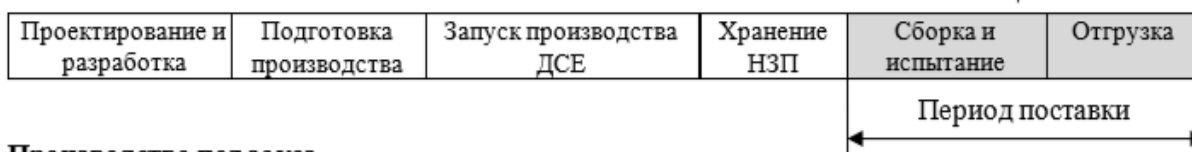
Проектирование модели производственной системы начинается с выбора стратегии и типа производства, отвечающего всем требованиям к созданию МКА [97, 98, 99, 100].

В машиностроении распространены ряд стратегий производства, которые применимы и к космическому машиностроению (рисунок 3.1).

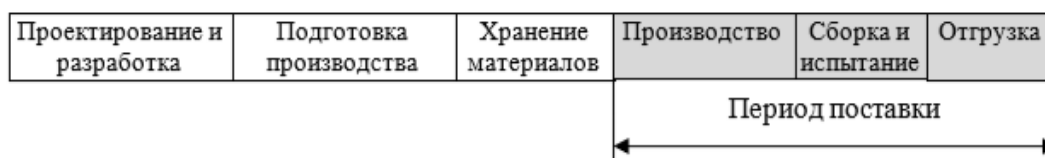
Производство на склад



Сборка под заказ



Производство под заказ



Разработка под заказ

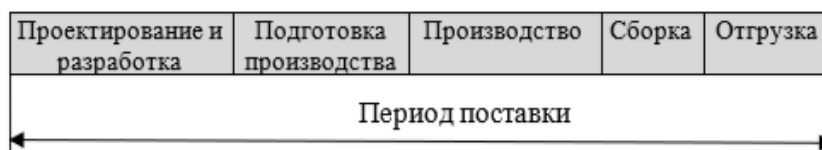


Рисунок 3.1 – Стратегии производства сложной техники

Стратегия «производство на склад» применяется в серийном производстве, где особенностью являются относительно длительные производственные циклы в тех организациях, где не настроены производственные процессы и часто бывают сбои и неритмичная работа. При реализации данной стратегии в производстве возникает большое количество запасов материалов и комплектующих, незавершённого производства (НЗП) и готовой продукции, что напрямую влияет на эффективность бизнес-процессов. Данная стратегия применяется для сравнительно недорогой продукции. Главным недостатком данной стратегии являются большие убытки, связанные с тем, что произведённая продукция может стать неликвидной и не быть продана заказчику.

Стратегия «сборка под заказ» также применяется в серийном производстве там, где присутствуют жёсткие требования по срокам поставки. При этом запасы материалов и комплектующих, а также готовой продукции минимизированы.

Стратегия «производство под заказ» – является наиболее предпочтительной для промышленного предприятия, так как гарантирует снижение издержек, связанных с управлением запасов материалов и комплектующих, НЗП и готовой продукции. Однако при данной стратегии ключевым условием являются эффективные производственные процессы и качественное оперативное управление выпуском продукции. Для этого в организации должны применяться современные управленческие технологии и методы, такие, например, как инструменты «бережливого производства».

Стратегия «разработка под заказ» – является частным случаем стратегии «производства под заказ» и применяется при производстве высокоспециализированной или единичной продукции.

Анализ существующих стратегий позволяет сделать вывод о том, что двумя ключевыми критериями выбора стратегии является: 1) период поставки, отвечающий требованиям заказчика;

2) затраты на производство, включающие затраты на формирование запасов материалов, комплектующих и полуфабрикатов.

Для целей серийного производства МКА наиболее подходит стратегия «производство под заказ». В данной стратегии сам аппарат проектируется разработчиком (инжиниринговым центром, конструкторским бюро, коммерческой компанией, университетом, научной организацией и др.), а производственной площадке (изготовителю) отводится роль производства деталей и сборочных единиц (ДСЕ), отвечающих требованиям разработки с максимальной производительностью.

Под выбранную стратегию необходимо подобрать подходящий тип производства. Выделяют несколько типов производства (рисунок 3.2).

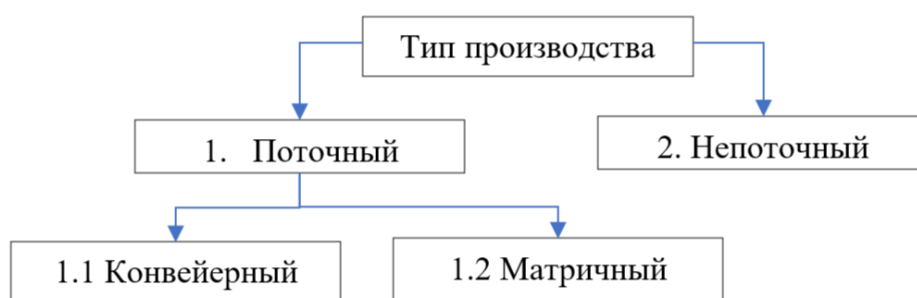


Рисунок 3.2 – Типы производства, применяемые в машиностроении

Поточное производство – прогрессивный способ организации производства, характеризующийся членением производственного процесса на отдельные, относительно короткие операции, выполняемые на специально оборудованных, последовательно расположенных рабочих местах – поточных линиях. Как правило, поточное производство организуется для серийного выпуска продукции. Серийное производство, в свою очередь, характеризуется узкой номенклатурой и большим объёмом выпуска изделий, непрерывно изготавливаемых в течение продолжительного времени. Критерием серийности производства является «Коэффициент закрепления операций» в соответствии с ГОСТ 3.1108-74.

Особенностью поточного производства является:

- ДСЕ осуществляют движение по производственным участкам и рабочим местам;
- за каждым производственным участком и рабочим местом закрепляется выполнение постоянно повторяющихся операций;
- на каждом производственном участке и рабочем месте используется специализированное высокопроизводительное оборудование, которое расставляется по поточному принципу (то есть по ходу технологического процесса) и во многих случаях связывается транспортирующими устройствами и конвейерами с постами промежуточного автоматического контроля, а также промежуточными складами-накопителями заготовок, снабжёнными автоматическими перегружателями (роботами-манипуляторами);
- широко применяются автоматические и роботизированные линии и управляющие компьютеры.

Непоточное производство характеризуется неравномерным движением (деталей, полуфабрикатов) в процессе изготовления изделия, т. е. технологический процесс изготовления изделия прерывается вследствие различной продолжительности выполнения операций, а полуфабрикаты накапливаются у рабочих мест и на складах. Сборку изделий начинают лишь при наличии на складах полных комплектов деталей. В непоточном производстве отсутствует такт выпуска, а производственный процесс регулируется графиком, составленным с учётом плановых сроков и трудоёмкости изготовления изделий. Непоточный метод применяется в основном в единичном и позаказном производстве и характерен для экспериментального и ремонтно-механического цехов, а также крупногабаритных изделий, движение которых по потоку через производственные участки затруднено. Примером непоточного производства является создание крупногабаритных многофункциональных КА.

В свою очередь поточный тип производства может быть разделён на конвейерный и матричный тип. Конвейерное производ-

ство – это организация производственного процесса, основанная на узкой специализации рабочих мест и автоматизированном перемещении деталей между ними, что позволяет оптимизировать скорость и объем выпускаемой продукции. Конвейерная система организации производства позволяет значительно увеличить выпуск продукции за счет разделения процесса на последовательные, параллельно выполняемые этапы. Каждый работник выполняет только одну, узкоспециализированную задачу, что сокращает время производства. Однако, такая организация труда имеет существенный недостаток – повышенную монотонность и однообразие работы. Конвейерная линия должна настраиваться на разную скорость работы для обеспечения оптимальной интенсивности труда в зависимости от трудоспособности людей – относительно более быстро работа идёт первые 2–3 часа, после обеда и перед окончанием рабочего дня, при этом для борьбы с усталостью оптимальная продолжительность каждой операции должна составлять 50–60 секунд и должна происходить ротация рабочих. Очевидно, что внедрение роботизированных комплексов и автоматизация технологических процессов позволяет минимизировать подобные негативные эффекты.

Производство МКА для многоспутниковых систем наиболее рационально выстраивать по первому типу, т.е. поточно. Среди наиболее успешных проектов можно выделить производство телекоммуникационных МКА компании OneWeb, создание «умной» фабрики по производству МКА в г. Ухань, КНР.

Проведённый анализ открытых источников показал [101–103], что при организации серийного производства МКА как в России, так и в мировой практике применяются поточный тип производства. Объёмы производства на подобных фабриках составляют до нескольких сотен спутников в год.

Ещё одной разновидностью поточного типа производства является матричное производство. Рост спроса на уникальные изделия

меняет современную промышленность. Нестабильная рыночная ситуация ещё более повышает актуальность экономического выпуска малых партий продукции. Например, в автомобилестроении или космическом машиностроении всё чаще возникает задача выпуска как можно большего числа моделей и комплектаций при переменных объёмах партий. Концепция матричного производства обеспечивает максимальную гибкость и кастомизацию по всей цепочке выпуска изделия. При смене программы выпуска технологическая система автоматически перестраивается на ходу. Это делает возможным выпускать партии уникальных изделий в рамках массового производства.

Концепция матричного производства состоит в том, что сборочные операции на производственных участках выполняются не на жёстко организованном последовательном конвейере, а внутри отдельных стандартных производственных ячеек (ПЯ), которые размещаются в цехе в узлах регулярной сетки – матрицы (рисунок 3.3).

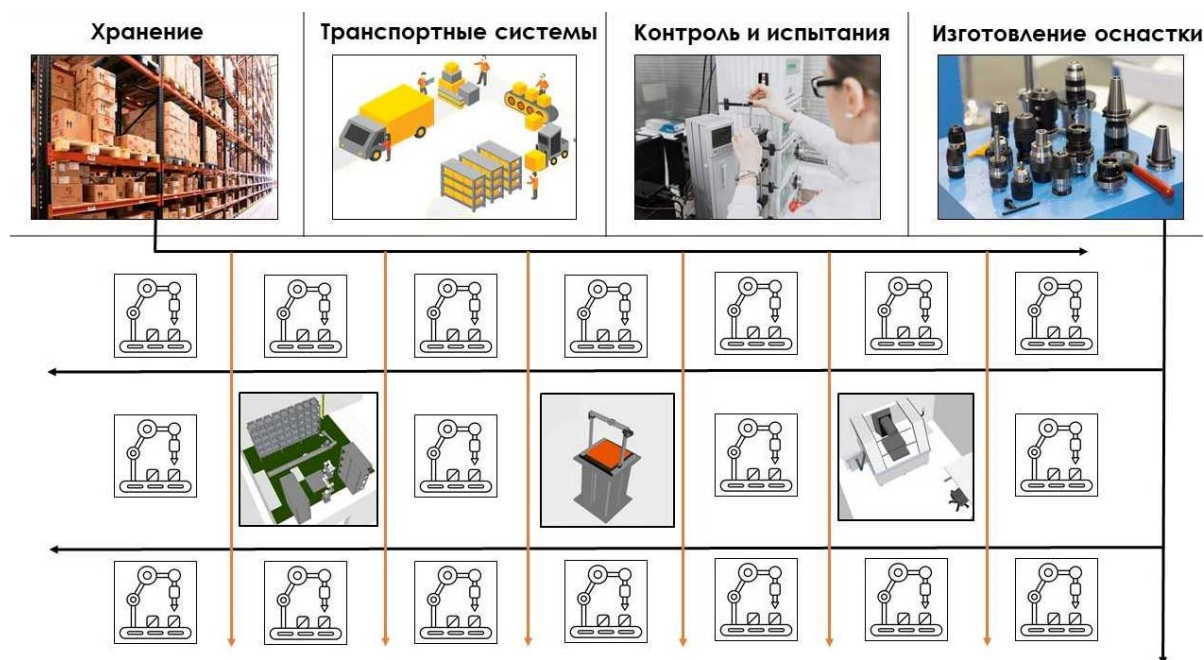


Рисунок 3.3 – Матричный тип производства

К преимуществам матричного производства можно отнести:

- максимальная скорость производственных процессов (производительность) при большой номенклатуре выпускаемой продукции (высокая степень кастомизации производства);
- высокая степень унификации и стандартизации производственно-технологических решений (унифицированные производственные ячейки);
- возможность практически бесконечного масштабирования производства без рисков получения несбалансированных производственных участков (участков, являющихся «узкими» местами, сдерживающими производственный поток по производительности) [104].

Усиление указанных преимуществ матричного производства возможно за счёт «глубокой» автоматизации и роботизации производственных процессов. Основными инструментами автоматизации и роботизации при производстве МКА являются:

- автоматизированное оборудование аддитивного производства и механической обработки (постобработки);
- автоматизированные системы хранения комплектующих изделий и полуфабрикатов;
- автоматизированные системы идентификации и прослеживаемости комплектующих и компонентов МКА;
- роботизированные системы транспортировки (роботизированные транспортные тележки) для перемещения компонентов МКА между производственными участками;
- роботизированные участки сборки компонентов МКА, оснащённые роботами-манипуляторами;
- автоматизированные системы контроля, измерений и испытаний компонентов МКА;
- системы машинного зрения для контроля качества сборочных процессов;
- автоматизированные системы защиты от ошибок и др.

Производственные ячейки в таких производствах оснащаются в первую очередь промышленными и кооперативными роботами-манипуляторами, поворотными столами с необходимой технологической оснасткой, приёмными приспособлениями для инструментов, специализированным оборудованием для обеспечения сборочных процессов без участия человека.

При необходимости такие ячейки можно индивидуально расширить и переконфигурировать с помощью специального технологического оборудования в зависимости от поставленных производственных задач.

3.1.3 Модель матричного производства для балансировки производственных участков по выпуску МКА с минимальной длительностью производственных циклов

Таким образом установлено, что для обеспечения серийного роботизированного производства, отвечающего критериям гибкости, скорости, качества и эффективности, подходит матричное производство, т.к. оно обеспечивает эффективную балансировку производственных участков при большой номенклатуре выпускаемой продукции.

Разработана математическая модель обеспечения максимальной производительности многономенклатурного серийного производства.

Любое производство можно представить в виде потока. Поток верхнего уровня производства представляет собой линейную последовательность N узлов (процессов или производственных участков). Узел в нашем понимании – производство или совокупность производственных участков, составляющих последовательность потока производства МКА.

Если в «линейном» потоке присутствуют N узлов с длительностями выполнения операций t_n , то максимальная производительность каждого узла составляет:

$$P_n^{\max}(V_{\text{пр}}) = \frac{V_{\text{пр}}}{t_n}, \quad (3.1)$$

где $V_{\text{пр}}$ – объём произведённой продукции; $P_n^{\max}$ – максимальная производительность узла в потоке.

Максимальная расчётная производительность линейного потока производства продукции, состоящей из N узлов, после выхода на технологические режимы определяется самым медленным участком (узким местом) и составляет:

$$P^{\max}(V_{\text{пр}}, N) = \min_{n=1..N} P_n^{\max}(V_{\text{пр}}). \quad (3.2)$$

Установленную максимальную производительность узкого места будем обозначать через $P_{\text{ум}}^{\max}(V_{\text{пр}})$.

Текущий коэффициент загрузки каждого узла при равномерном режиме работы, при котором каждый узел загружается так, чтобы не перегружать следующие узлы, можно рассчитать как:

$$C_n(V_{\text{пр}}, N) = \frac{P^{\max}(V_{\text{пр}}, N)}{P_{\text{ум}}^{\max}(V_{\text{пр}})}. \quad (3.3)$$

Очевидно, что для самого медленного узла он составляет 1, а для остальных находится в интервале от 0 до 1. Если с помощью различных приёмов на самом медленном узле (дублирование, разбиение на несколько узлов, замена оборудования и т.д.) удаётся добиться ускорения, то уже другой узел становится самым медленным и процедуру оптимизации нужно проводить над ним. Максимально эффективной является система, у которой все узлы обладают одинаковой скоростью.

Оценить условно общую степень загрузки узлов всей производственной цепи на каждом узле можно через текущие коэффициенты загрузки всех узлов:

$$C(V_{\text{пр}}, N) = \frac{\sum_{n=1}^N C_n(V_{\text{пр}}, N)}{N}. \quad (3.4)$$

Максимально достижимый коэффициент загрузки каждого узла при текущей конфигурации линии зависит от производительности только предшествующих узлов и может быть определён как:

$$C_n^{max}(V_{пр}) \rightarrow C_n(V_{пр}, n). \quad (3.5)$$

Как было отмечено выше, линейный поток производства описывает только верхний уровень производства, когда укрупнённо рассматривается производство продукции. При декомпозиции производственных процессов поток представляет собой последовательно-параллельные цепи узлов (рисунок 3.4).

Текущий и максимальный коэффициенты загрузки каждого узла зависят от конфигурации связей предшествующих узлов и типа связей. Возможны два варианта:

а) линии дублируют друг друга, их производительность суммируется;

б) линии дополняют друг друга, их производительность равна производительности самой медленной линии.

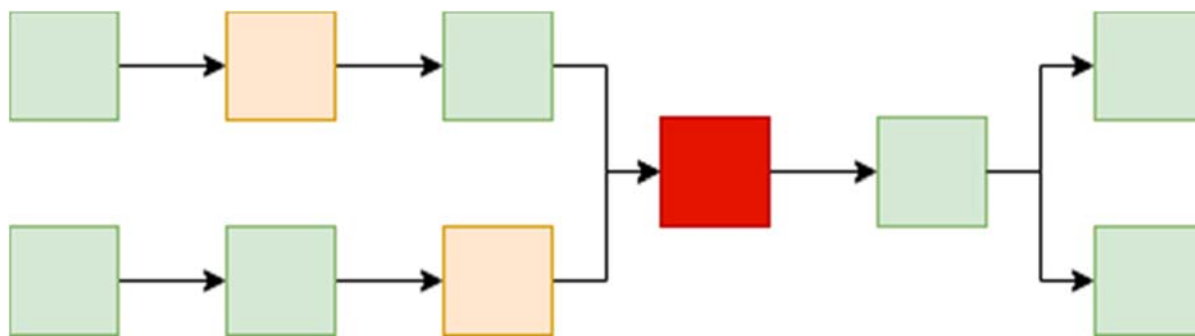


Рисунок 3.4 – Поточное производство, сочетающее последовательные и параллельные узлы

Максимальная расчётная производительность линии, состоящей из N узлов и M линий, после выхода на технологические режимы составляет:

$$P_I^{max}(V_{пр}, M, N) = \min_{n=1..N} \sum_{m=1}^M P_{m,n}^{max}(V_{пр}), \quad (3.6)$$

$$P_{II}^{max}(V_{пр}, M, N) = \min_{n=1..N} \min_{m=1..M} P_{m,n}^{max}(V_{пр}), \quad (3.7)$$

где $P_I^{max}(V_{пр}, M, N)$ – максимальная расчётная производительность дублирующих узлов производственного потока; $P_{II}^{max}(V_{пр}, M, N)$ – максимальная расчётная производительность последовательных узлов производственного потока.

С точки зрения математических зависимостей, наиболее устойчивой системой, позволяющей получать максимальную эффективность (в нашем случае производительность потока) является матричная система, в которой имеются N узлов и M линий. Такая конфигурация позволяет в разных вариантах иметь разную загрузку производственных участков, позволяет максимально использовать производственные участки, при этом не перегружая их и не вызывая появления «узких» мест.

Узлы могут допускать возможность выполнения разных операций, при этом результат поступает в дальнейшем на входы разных узлов либо на один узел, но при этом следующему узлу требуется результат обеих операций. В данном случае необходимо оценивать производительность по каждой операции узла отдельно, а выполнение операций одного типа будет влиять на возможность выполнения операций других типов.

Если узел с координатами m и n может выполнять $I_{m,n}$ операций $t_{m,n,i}$, то его суммарная пиковая производительность зависит от распределения нагрузки по типам операций $c_{m,n,i}$:

$$\overline{P_{m,n}^{max}(V_{пр})} = \left\{ \dots, \frac{V_{пр} * c_{m,n,i}}{t_{m,n,i}}, \dots \right\}, \text{ где } \sum_{i=1}^{I_{m,n}} c_{m,n,i} = 1, \quad (3.8)$$

где $\overline{P_{m,n}^{max}(V_{пр})}$ – суммарная максимальная (пиковая) производительность производственного потока матричного производства при объёме выпуска продукции $V_{пр}$; $c_{m,n,i}$ – коэффициент загрузки при выполнении i технологических и (или) вспомогательных операций в узле m, n ; $t_{m,n,i}$ – временной интервал, требуемый для

выполнения i технологических и (или) вспомогательных операций в узле m, n .

Формула (3.8) показывает, что каждый узел матричного производства определяется соотношением, которое связывает произведение объёма обрабатываемых заказов с коэффициентом загрузки $V_{\text{пр}} * c_{m,n,i}$ и временной характеристикой $t_{m,n,i}$. Условие $\sum_{i=1}^{I_{m,n}} c_{m,n,i} = 1$ говорит о том, что коэффициенты загрузки всех узлов в матричном производстве нормализованы, и каждый $c_{m,n,i}$ представляет пропорцию в общем распределении. Формула (3.8) может быть использована для анализа производительности матричной системы и помогает определить как различные узлы матричного производства взаимодействуют и влияют на максимальную производительность в данный момент времени.

В разработанной математической модели коэффициент загрузки имеет свойство и может быть представлен как вероятность, что подразумевает, что коэффициент загрузки каждого узла соответствует вероятности или степени участия элемента (узла) в общей системе (матричном производстве). Вероятности при этом целесообразно суммировать до единицы. Кроме того, условие $\sum_{i=1}^{I_{m,n}} c_{m,n,i} = 1$ упрощает анализ и интерпретацию результата, так как позволяет работать с относительными величинами, а не абсолютными, и быть уверенным, что результаты будут корректны независимо от масштаба.

Таким образом, задача превращается в трёхмерную, при этом на уровне балансировки вида операций внутри одного узла они являются зависимыми. Задача оптимизации заключается в подборе таких коэффициентов $c_{m,n,i}$, чтобы максимизировать $\overline{P_{m,n}^{max}(V_{\text{пр}})}$.

В отличие от варианта с одним линейным потоком, не существует единого оптимального решения для матричной схемы, поскольку выходом матрицы является вектор, то есть максимизация коэффициента загрузки всех узлов не гарантирует достижения

требуемого объёма выхода продукции комплексно со всех линий. Поскольку операции в узлах являются взаимозаменяемыми, а нагрузка может перекладываться с линии на линию, требуется вводить ограничения на соотношение выходов всех линий либо в абсолютном или относительном выражении. Также не стоит забывать о сложной схеме зависимости входов и выходов, так как узел $n+1$ -го уровня может зависеть либо от одного из нескольких узлов на уровне n , если нагрузка дублируется, либо сразу от нескольких, если нагрузка суммируется.

Представим максимально достижимый уровень загрузки узла на каждом уровне. Как уже было показано ранее, он зависит от максимально достижимой загрузки на предыдущих уровнях. Таким образом, обобщённая математическая модель производства матричного типа может быть определена выражением:

$$C_{m,n}(V_{\text{пр}}) = \min_i f_{m,n,i}(\sum_m C_{m,n-1}(V_{\text{пр}}) * c_{m,n-1,i}). \quad (3.9)$$

Здесь учитываются варианты замещающей и совокупной зависимости узлов слоя n от слоя $n-1$. Замещающая зависимость означает, что для работы некоторому узлу на слое n требуется выход одного из связанных узлов слоя $n-1$, а совокупная зависимость обозначает, что на входе узла слоя n должны быть одновременно результаты работы двух и более узлов слоя $n-1$. Во втором случае загрузка определяется минимальной производительностью предыдущего слоя по виду операций i . Функция $f_{m,n,i}$ определяет оптимальное значение для узла m , n . Формула (3.9) используется для определения оптимальной производительности матричного производства, принимая во внимание предыдущие узлы матричного производства и предполагает что текущее значение функции зависит от предыдущих значений производительности узлов, с минимизацией перегрузки узлов производственного процесса. Данная формула может быть использована при выборе наилучшего маршрута прохождения заказа через узлы m , n для минимизации затрат

на производство в контексте распределительных сетей или цепочек поставок. Эта формула описывает ключевой принцип оптимизации матричного производства, который основан на рекурсивных вычислениях и иерархическом подходе в анализе данных.

Аналитическое представление решения данной задачи затруднено в силу указанных причин, но полученная структура представляет собой аналог многослойного персептрона, в котором в качестве функции активации используется функциональная зависимость расчёта загрузки от выходов предыдущего слоя $f_{m,n,i}(*).$

Ключевым базовым элементом матричного производства является роботизированная производственная ячейка (РПЯ) матричного производства.

На рисунке 3.5 приведён общий вид матричного производства с РПЯ.

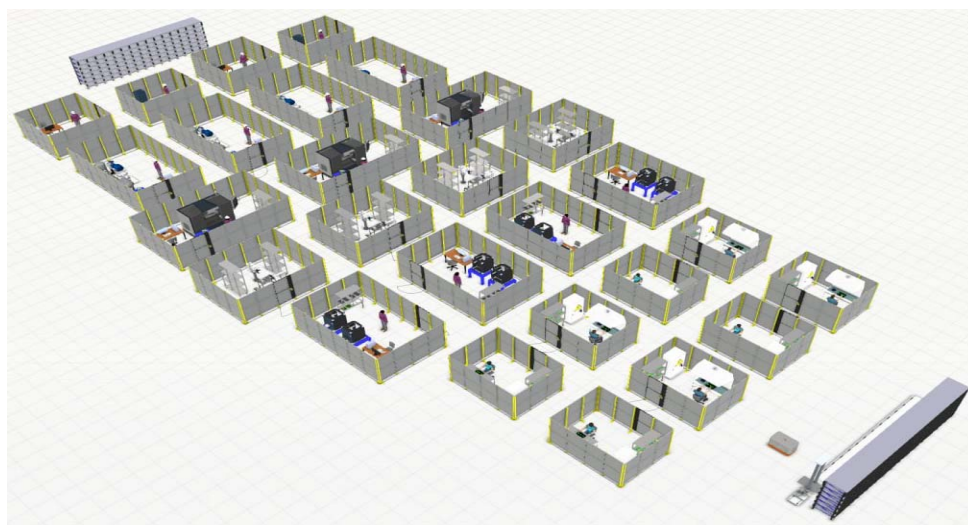


Рисунок 3.5 – Общий вид матричного производства с роботизированными производственными ячейками

Структура матричного серийного производства МКА состоит из двух типов производственных участков:

- РПЯ, организованные по типу матрицы, позволяющие балансировать многономенклатурное производство;

– обеспечивающие «поточные» производственные участки, необходимые для обеспечения компонентами и выполнения специализированными операциями, например, высокоточные измерения на координатно-измерительных машинах, климатические испытания и др.

Структурная модель матричного серийного производства приведена на рисунке 3.6.

Изготовление и сборка компонентов МКА происходит на производственных участках, выстроенных в технологические цепочки. Обеспечивающий производственный участок либо несколько последовательных обеспечивающих производственных участков «поставляют» в область матричных РПЯ комплектующие и полуфабрикаты. К обеспечивающим производственным участкам, как правило, относятся участки, на которых с высокой производительностью и минимальной трудоёмкостью выполняются менее ответственные технологические операции, например, складские транспортировочные операции и операции комплектования.

Матричная РПЯ, как правило, выполняет специализированную трудоёмкую и ответственную технологическую операцию. Поэтому уровень роботизации, стандартизации и унификации должен быть высоким. РПЯ формируется по принципу выполнения типовых технологических операций.

В состав РПЯ входят:

- автоматизированные системы хранения комплектующих и компонентов для обеспечения необходимых заделов;
- роботы-манипуляторы и роботизированные комплексы для выполнения технологических операций изготовления и сборки;
- автоматизированные системы измерений и контроля, включая системы «машинного зрения», для контроля качества выполнения технологических операций;

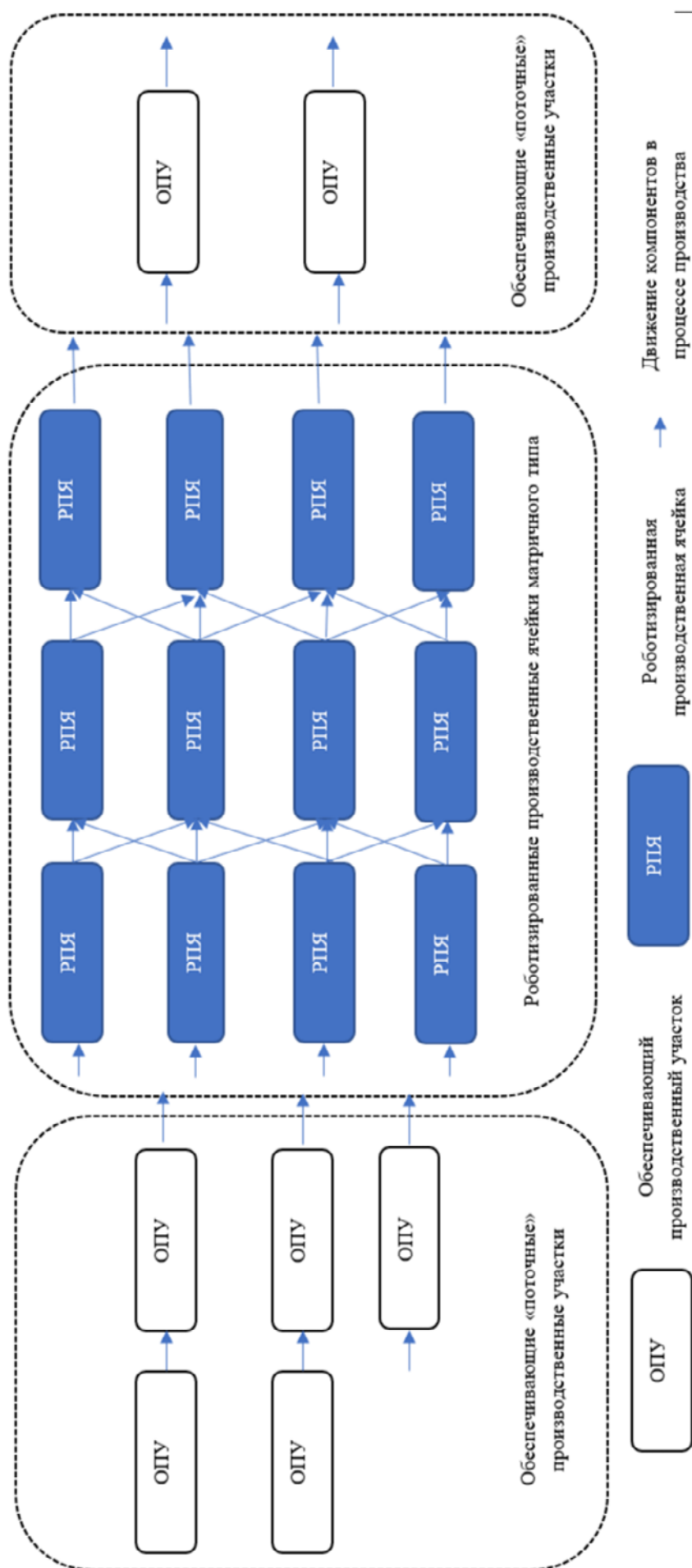


Рисунок 3.6 – Структурная модель матричного серийного производства

– автоматизированные системы идентификации и прослеживаемости на основе штрихкодирования и RFID-технологий (от англ. Radio Frequency IDentification – радиочастотная идентификация) для управления материальными потоками компонентов в серийном производстве;

– автоматизированные системы транспортировки комплектующих, компонентов и полуфабрикатов для бесперебойного и непрерывного перемещения между РПЯ.

Мобильные транспортировочные роботы осуществляют транспортировку комплектующих и компонентов и являются частью глобальной автоматизированной системы управления производством. Кроме доставки комплектующих и компонентов, на роботизированных тележках, осуществляется доставка технологического оснащения и инструментов для переналадки РПЯ при переходе на другую номенклатуру или выполнении специализированных технологических задач.

Преимуществами матричного производства являются:

- гибкость (РПЯ может выполнить широкий набор операций через смену инструмента);
- разделение логистики и производства;
- масштабируемость;
- унификация средств производства;
- возможность оптимизации и балансировки производственных мощностей.

Авторами труда по автоматизации производственных процессов [105] отмечается, что с развитием робототехники и удешевлением производства промышленных роботов в течение 5–10 лет будет происходить постепенный переход конвейерных производств к матричным. Особенности матричного производства приведены в таблице 3.2.

Таким образом установлено, что матричное производство наилучшим образом подходит для создания современного серийного производства МКА.

Таблица 3.2 – Особенности матричного производства

Особенность матричного производства	Описание
Горизонтальная масштабируемость	Для оперативного увеличения объёма выпуска и балансировки производственных мощностей. В матричном производстве производственные мощности наращиваются путём установления дополнительных аналогичных РПЯ, которые можно загружать на необходимый период времени, чтобы довести количество выпускаемых изделий до требуемого объёма
Вертикальная масштабируемость	В производственном процессе разные технологические операции имеют разную трудоёмкость. На участках с высокой трудоёмкостью возникают очереди из заказов, а на последующих этапах сборки возникает простой и ожидание поступления. В случае применения матричной производственной системы можно добавить одно или несколько дополнительных унифицированных роботизированных мест (участков) для ускорения данной технологической операции и расшивки «узкого места»
Разделение и слияние производственных процессов	При производстве изделий зачастую до определённого этапа производства все технологические операции одинаковы, а после определённого шага необходимо разделить технологический процесс на различные технологические операции. Применяя роботизированные матричные ячейки, задача разделения просто решается без остановки производства. Аналогично для слияния производственных циклов
Взаимозаменяемость	При выходе из строя или загрузки какой-либо ячейки, она легко заменяется на аналогичную при этом переналадка происходит с минимальной трудоёмкостью

3.2 Имитационное моделирование для оптимизации параметров серийного роботизированного производства

Моделирование производственных систем и процессов является инструментом оптимизации целевых функций и ключевых показателей. Для моделирования производственных процессов эф-

эффективное применение нашли имитационные модели. Под имитационной моделью понимают совокупность операторов алгоритма (программы), в которую можно подставить значения технических характеристик объекта моделирования, параметров производственной среды, времени, начальных условий, имеющихся ограничений и при выполнении имитационной программы в качестве результатов получить значения результирующих показателей эффективности.

Имитационное моделирование производственного процесса – основной цифровой инструмент для оптимизации производственного процесса путём построения его модели и подбора необходимых параметров [106–108]. Преимуществом данного инструмента является возможность оптимизировать целевые показатели производственной системы и производственных процессов.

Создание имитационной модели решает две ключевые задачи:

1. Моделирование нового производственного процесса с определением показателей.
2. Оптимизацию существующего производственного процесса с получением рациональных значений показателей по сравнению с базовым процессом.

Разработана методика имитационного моделирования производственных процессов (рисунок 3.7) в среде AnyLogic. Данная среда (ПО), с одной стороны, является достаточно гибкой для моделирования производственных процессов, а с другой – содержит необходимый и достаточный набор базовых элементов производственных процессов. Для построения имитационной модели серийного роботизированного производства МКА используется дискретно-событийное моделирование. Производственный процесс состоит из последовательных производственных операций, таких как, технологические и контрольные операции, транспортировка, хранение и другие.



Рисунок 3.7 – Методика построения имитационной модели
производственного процесса

Производственный процесс представляет совокупность элементов, связанных между собой так, что все вместе они образуют некоторое множество. Модель процесса можно исследовать с различных точек зрения. Большой класс имитационных моделей производственных процессов, в том числе и информационных, формально представляется системами массового обслуживания (СМО). Информационные системы имеют все характерные черты СМО. В них присутствуют:

1. Потоки однородных событий.
2. Обслуживающие аппараты, которые выполняют запросы, поступающие от внешних источников.
3. Ограничения на ресурсы, заключающиеся в том, что не все запросы можно начинать выполнять сразу в момент их поступления в систему массового обслуживания.
4. Очереди на выполнение запросов.

Результатом имитационного моделирования является оптимизация производственных показателей (время производственного цикла, площадь под производство, время цикла операции,

загрузка узких мест, производительность труда и другие). Выделяют производственные показатели двух уровней:

Первый уровень. Производственные показатели производственного потока, характеризующие эффективность всего процесса. Оптимизация данных показателей ведёт к комплексному улучшению всего производственного процесса. Можно назвать подобную оптимизацию «горизонтальной», т.к. оптимизируется весь поток от поставки комплектующих и материалов до отгрузки готовой продукции.

Второй уровень. Производственные показатели производственного участка, характеризующие оптимизацию показателей отдельного участка. Данная оптимизация называется «локальной».

Необходимо отметить, что некоторые организационно-управленческие и производственно-технологические мероприятия направлены на локальную оптимизацию, а некоторые на горизонтальную. При этом необходимо обеспечить условие, при котором локальная оптимизация обеспечивала «горизонтальную», учитывая свойство производственной системы, которое говорит о том, что сумма локальных оптимумов не равняется сумме глобального оптимума.

Ключевые показатели для оптимизации производственного процесса (горизонтальной оптимизации) приведены в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Ключевые показатели для оптимизации производственного процесса

	Показатель / ед. изм.	Методика расчёта	Критерии
1.	Производительность труда в потоке ($P_{тр}$) Ед. изм. – шт.	$P_{тр}$ – количество произведённых единиц продукции за единицу рабочего времени.	Цели максимум: непрерывное увеличение производительности труда Частота сбора данных: ежемесячно
	Время протекания процесса ($T_{пп}$)	$T_{пп}$ – это время, необходимое для производства продукции, начиная от поставки материалов и закан-	Цели максимум: Сокращение длительности производства за счёт устранения скрытых потерь,

Продолжение таблицы 3.3

2.	Ед. изм. – сут.	чивая поставкой испытанной готовой продукции потребителю	при котором $T_{пп}$ стремится к суммарному времени цикла технологических операций. Частота сбора данных: ежемесячно
3.	Площадь, занятая производством ($S_{пр}$) Ед. изм. – м ²	$S_{пр}$ – общая площадь, используемая для производства продукции. Показатель включает всю площадь, занятую оборудованием, персоналом, а также помещения для хранения незавершённой продукции и помещения для хранения инструмента, оснастки и т.д.	Цели максимум: минимизация общей площади, занимаемой под производство и вспомогательные помещения. Частота сбора данных: Ежемесячно
4.	Расстояние, проходимое продукцией в процессе производства ($L_{пр}$) Ед. изм. – м.	$L_{пр}$ – общее расстояние, проходимое частью, полуфабрикатами или готовой продукцией по мере движения от первой до последней производственной операции	Цели максимум: минимизация общего расстояния, проходимого ДСЕ в процессе производства. Частота сбора данных: ежемесячн.
5.	Производство по плану (BTS) Ед. изм. – %	BTS – производство по плану, показывает насколько качественно выполняется план производства и поставки продукции (соответствие объёму, времени поставки, номенклатуре)	Цели максимум: 100% соответствие плану (BTS). Частота сбора данных: ежедневно
6.	Способность производить с первого раза (FTT) Ед. изм. – %	FTT – процент изделий, которые проходят производственный цикл и удовлетворяют требованиям качества с первого раза (не включая изделия, требующие повторной обработки, повторного тестирования, внеконвейерной обработки и изделия с браком)	Цели максимум: 0 сделанных дефектов; 0 переданных дефектов. 100% FTT Частота сбора данных: ежедневно

7.	Общая эффективность оборудования (<i>OEE</i>) Ед. изм. – %	<i>OEE</i> – показывает возможность выпуска, эффективность и уровень качества для данной продукции на данном оборудовании	Цели максимум: 0 сделанных дефектов; 0 переданных дефектов; 100% <i>OEE</i> . Частота сбора данных: ежедневно
8.	Объём незавершённого производства (НЗП) Ед. изм. – шт.	НЗП – Объём незавершённого производства – количество единиц продукции, которые начали первую стадию производства, но не прошли последнюю	Цели максимум: минимизация незавершённого производства в производственном процессе. Частота сбора данных: ежедневно

Математическая модель количественных и качественных показателей производственного потока представлена совокупностью единичных показателей.

Производительность труда в потоке ($P_{\text{тр}}$) рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{тр}} = \frac{V_{\text{пр}}}{T}, P_{\text{тр}} \rightarrow \max, \quad (3.10)$$

где $V_{\text{пр}}$ – количество произведённых единиц; T – количество отработанных часов.

Время протекания процесса рассчитывают по формуле:

$$T_{\text{пп}} = T_{\text{мат}} + \sum T_{\text{ц}} + T_{\text{пот}} + \sum T_{\text{исп}} + T_{\text{гп}}, T_{\text{пп}} \rightarrow \min, \quad (3.11)$$

где $T_{\text{мат}}$ – время хранения и комплектования материалов и компонентов для производства МКА; $\sum T_{\text{ц}}$ – суммарное время цикла технологических и вспомогательных операций производства МКА; $T_{\text{пот}}$ – время потерь (задержек и ожиданий) выполнения технологических операций; $\sum T_{\text{исп}}$ – суммарное время на испытание компонентов и МКА; $T_{\text{гп}}$ – время на отправку готовой продукции (испытанного МКА) потребителю.

Потери рабочего времени ($T_{\text{пот}}$) на участке рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{пот}} = T_{\text{пер}} + T_{\text{об}} + T_{\text{инс}} + T_{\text{зап}} + T_{\text{изм}}, \quad (3.12)$$

где $T_{\text{пер}}$ – простои производственного участка из-за отсутствия персонала; $T_{\text{об}}$ – простои по причине поломок оборудования; $T_{\text{инс}}$ – простои по причине отсутствия соответствующего инструмента и/или оснастки; $T_{\text{зап}}$ – простои по причине отсутствия необходимых материалов и компонентов; $T_{\text{изм}}$ – потери времени при проведении изменений технической документации.

Площадь, занятая производством, определяется с помощью выражения:

$$S_{\text{пр}} = \sum_{y=1}^n S_y, S_{\text{пр}} \rightarrow \min, \quad (3.13)$$

где $S_{\text{пр}}$ – площадь, занятая производством; S_y – площадь производственного участка; n – количество производственных участков.

Расстояние, проходимое продукцией в процессе производства, можно определить по формуле:

$$L_{\text{пр}} = \sum_{y=1}^n l_y, L_{\text{пр}} \rightarrow \min, \quad (3.14)$$

где l_y – расстояние, проходимое материалами, компонентами, полуфабрикатами и готовой продукцией через производственные участки.

Производство по плану определяется как:

$$BTS = k \times MIX \times z, BTS \rightarrow \max, \quad (3.15)$$

где k – показатель соответствия количества произведенной продукции; MIX – показатель соответствия номенклатуре; z – показатель соответствия плановой последовательности производства продукции.

Показатель соответствия количества произведённой продукции определяется выражением:

$$k = \frac{V_{\text{пр.ф.}}}{V_{\text{п}}}, \quad (3.16)$$

где $V_{\text{пр.ф.}}$ – объем фактически произведённой продукции; $V_{\text{п}}$ – плановый объем продукции.

Показатель соответствия номенклатуре находится по формуле:

$$MIX = \frac{V_{\text{пр.ф.м.}}}{V_{\text{пр.ф.}}}, \quad (3.17)$$

где $V_{\text{пр.ф.м.}}$ – объем фактически произведённой продукции необходимой номенклатуры и типа.

Показатель соответствия плановой последовательности производства продукции определяется как:

$$z = \frac{V_{\text{пр.ф.п.}}}{V_{\text{пр.ф.м.}}}, \quad (3.18)$$

где $V_{\text{пр.ф.п.}}$ – объем фактически произведённой продукции в соответствии с планом.

Способность производить с первого раза определяется по формуле:

$$FTT = \frac{d_{\text{вход}} - (d_{\text{б}} + d_{\text{в}} + d_{\text{п.т.}} + d_{\text{вн.об.}})}{d_{\text{вход}}}, \quad d_{\text{б}} \rightarrow 0, FTT \rightarrow \max, \quad (3.19)$$

где $d_{\text{вход}}$ – количество компонентов/продукции на входе процесса; $d_{\text{б}}$ – количество бракованных компонентов/продукции; $d_{\text{в}}$ – количество компонентов/продукции, возвращённых на доработку; $d_{\text{п.т.}}$ – количество компонентов/продукции, отправленных на повторное тестирование; $d_{\text{вн.об.}}$ – количество компонентов/продукции внеконвейерной обработки.

Общая эффективность оборудования определяется выражением:

$$OEE = O \times E \times Q, OEE \rightarrow \max, \quad (3.20)$$

где O – возможность (3.21); E – эффективность (3.22); Q – уровень качества (3.23).

$$O = \frac{T_{\text{ф}}}{T_{\text{п}}}, \quad (3.21)$$

где T_{ϕ} – фактическое время работы; T_{π} – планируемое время работы.

$$E = \frac{T_{\pi} \times V_{\text{д.ц.}}}{T_{\phi}}, \quad (3.22)$$

где T_{π} – время цикла технологической операции; $V_{\text{д.ц.}}$ – общее число деталей в цикле.

$$Q = \frac{(V_{\text{д.ц.}} - V_{\text{д.д.}})}{V_{\text{д.ц.}}}, \quad (3.23)$$

где $V_{\text{д.д.}}$ – общее число дефектных/несоответствующих деталей.

Объем незавершённого производства определяется по формуле:

$$\text{НЗП} = \sum V_{\text{об.к}}, \text{ НЗП} \rightarrow \min, \quad (3.24)$$

где $\sum V_{\text{об.к}}$ – суммарный объем компонентов, скомплектованных и запущенных в производство и находящихся на разных стадиях производства, начиная от заготовительных операций и заканчивая сборочными и испытательными.

На основе выбранных производственных показателей, характеризующих эффективность производственного процесса, разработана математическая модель показателей оптимизации производственного процесса первого уровня.

$$\text{ПК}_1 = F(P_{\text{тр}}, T_{\text{пп}}, S_{\text{пр}}, L, \text{BTS}, \text{FTT}, \text{OEE}, \text{НЗП}). \quad (3.25)$$

Для оценки эффективности производственного процесса применяется комплексный показатель J . Комплексный метод оценки эффективности предусматривает использование комплексных показателей совокупностей свойств. При использовании данного метода комплексный показатель эффективности определяется отношением J_c обобщённого показателя эффективности производственных процессов к базовому J_b показателю, т.е.

$$J = \frac{J_c}{J_b}. \quad (3.26)$$

За базовое J_b значение показателя принимается целевое значение.

Если отсутствует целевое значение комплексного показателя, целесообразно осуществлять переход от абсолютных значений единичных показателей к относительным (безразмерным). В этом случае базовая величина J_b комплексного показателя качества примет значение $J_b = 1$.

Относительные (дифференциальные) показатели определяются с учётом ограничений (допусков) на предельные значения показателей. Значение дифференциального показателя можно определить по формуле:

$$J_i = 1 - \frac{A_{\text{баз}} - A_i}{A_{\text{баз}} - A_{\text{пр1}}}, \quad (3.27)$$

где $A_{\text{баз}}$ – номинальное значение показателя процесса; A_i – фактическое значение показателя процесса; $A_{\text{пр1}}$ – предельное значение показателя процесса.

Данная формула корректна для значений показателя, находящихся в диапазоне от минимально допустимого (если таковое имеется) до целевого значения (или ниже). Если значение показателя превышает целевое значение и ограничено сверху, то необходимо использовать следующую формулу:

$$J_i = 1 - \frac{A_i - A_{\text{баз}}}{A_{\text{пр2}} - A_{\text{баз}}}, \quad (3.28)$$

где $A_{\text{пр2}}$ – предельное «верхнее» значение показателя (определяется прибавлением предельного отклонения к целевому значению).

Значение J_i оценивает близость фактического значения к целевому, принимая значения от 0 до 1. Чем ближе фактическое значение к цели, тем выше J_i . Выход за допустимые пределы означает автоматическое приравнивание значения J_i к нулю.

Для комплексной оценки эффективности производственных процессов, выраженной в относительных единичных показателях, требуется определение значения обобщенного комплексного показателя J_c . Для этого используются объективные и субъективные методы оценки. Объективные методы предполагают наличие между комплексным показателем и его единичными показателями функциональной связи, на основании которой определяется значение J_c :

$$J_c = f(n, q_i, M_i), \quad (3.29)$$

где n – число единичных показателей; q_i – показатели эффективности производственного участка; M_i – коэффициент весомости i -го показателя.

Например, расчёт комплексного показателя эффективности процесса роботизированной сборки МКА по частному показателю потери рабочего времени ($T_{\text{пот}}$):

$$J_{T_{\text{пот}}} = 1 - \frac{T_{\text{пот.баз}} - T_{\text{пот}i}}{T_{\text{пот.баз}} - T_{\text{пот.пр}}} = 1 - \frac{0 - 120}{0 - 480} = 0,75, \quad (3.30)$$

где $T_{\text{пот.баз}} = 0$, номинальные потери рабочего времени, которые задаются нулевыми; $T_{\text{пот}i} = 120$ мин. – фактически зарегистрированные потери рабочего времени на участке по причине настройки роботизированных комплексов за 8-часовую смену; $T_{\text{пот.пр}} = 480$ мин. – предельно допустимые потери рабочего времени за 8-часовую смену.

Оптимизация производственных показателей проводится с помощью имитационного моделирования и построения имитационных моделей производственных процессов, для чего применяется специализированное ПО AnyLogic.

Для реализации методики имитационного моделирования производственного процесса в среде AnyLogic необходимо сформировать технологическую планировку участков производства (рисунок 3.8). На рисунке 3.9 показаны логические операции из блоков среды AnyLogic для работы имитационной модели.

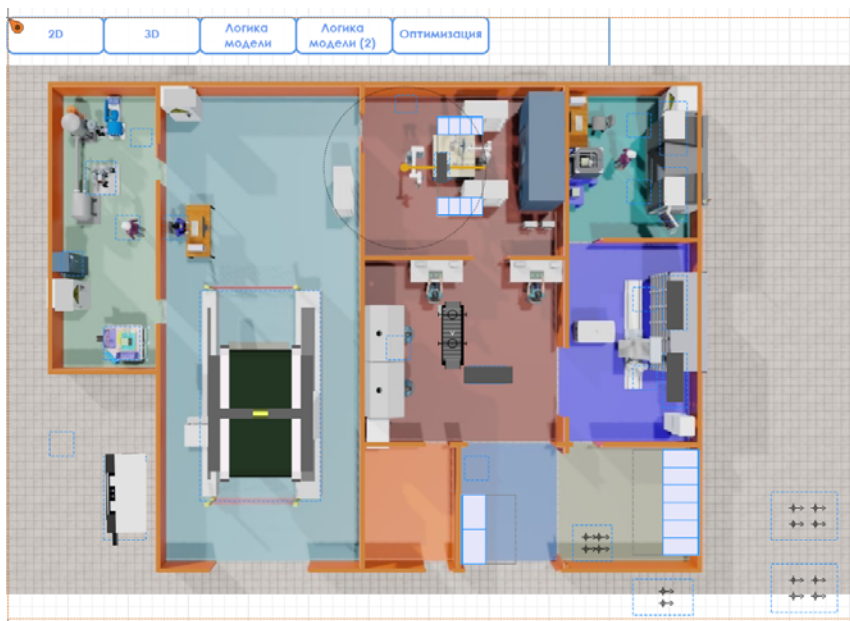


Рисунок 3.8 – Имитационная модель экспериментального сборочного производства МКА

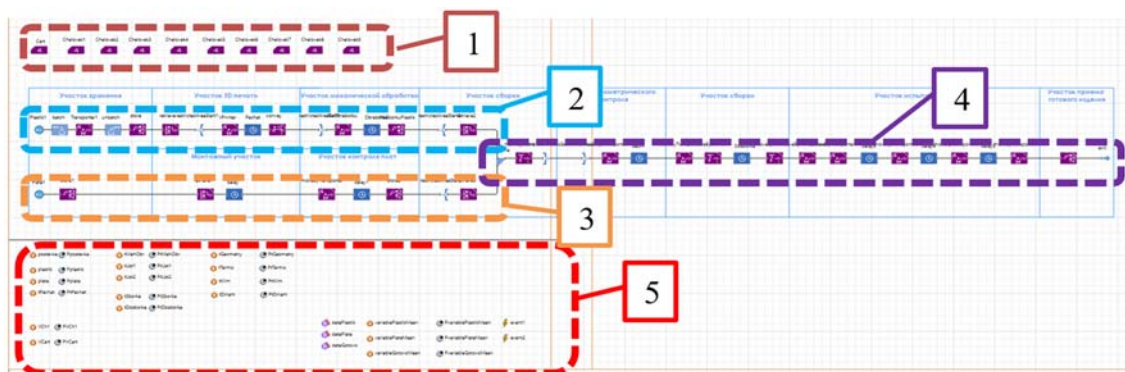


Рисунок 3.9 – Имитационная модель технологических процессов участка роботизированной сборки:

- 1 – требования к транспортёрам и стеллажам;
- 2 – операции изготовления корпуса МКА;
- 3 – операции подготовки компонентов для сборки МКА;
- 4 – операции роботизированной сборки МКА;
- 5 – оптимизируемые параметры

В качестве примера рассмотрим производственный процесс серийной роботизированной сборки МКА типа «АИСТ-СТ» (рисунок 2.21), который укрупнённо состоит из следующих операций:

- комплектование заказа на производство в роботизированном складском комплексе для хранения компонентов МКА;

- проверка компонентов, установка компонентов в сотопанели и подготовка к роботизированной сборке;
- контроль геометрии компонентов и размещение в буфере хранения на участке сборки;
- роботизированная сборка панелей МКА и общая сборка МКА;
- контроль геометрии собранного МКА;
- приёмо-сдаточные испытания собранного МКА.

В таблице 3.4 приведены исходные параметры для оптимизации процесса.

Таблица 3.4 – Исходные параметры для оптимизации
производственного процесса роботизированной сборки МКА

№	Параметр	Значение
1.	Кол-во сотрудников, задействованных в производстве	2 чел.
2.	Размер производственной партии	4 комплекта
3.	Время цикла комплектования 1-го комплекта компонентов	1 час
4.	Время цикла комплектования компонентов производственной партии	4 часа
5.	Время цикла на проверку и подготовку 1 комплекта компонентов к роботизированной сборке	1 час
6.	Время цикла на проверку и подготовку компонентов производственной партии	4 часа
7.	Время цикла на сборку производственной партии	4 часа
8.	Время на контроль (обмер) геометрии собранного МКА	4 часа

По результатам имитационного моделирования производственных показателей построены циклограммы выполнения производственного заказа (рисунок 3.10) и выполнения технологических операций в течение одной смены (рисунок 3.11). Циклограмма на рисунке 3.10 описывает последовательность и временные интервалы прохождения производственного заказа, состоящего из

партии в 4 комплекта МКА. Циклограмма 3.11 описывает временные интервалы обработки последовательных партий в течение одной смены.

Оптимизированные показатели производственного процесса серийной роботизированной сборки приведены в таблице 3.5.

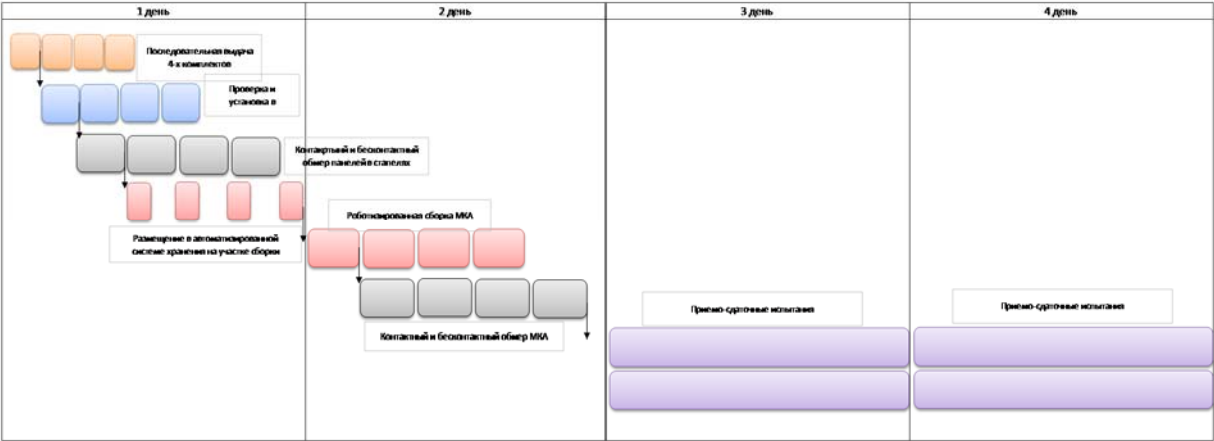


Рисунок 3.10 – Циклограмма выполнения производственного заказа оптимизированного процесса серийного роботизированного производства МКА

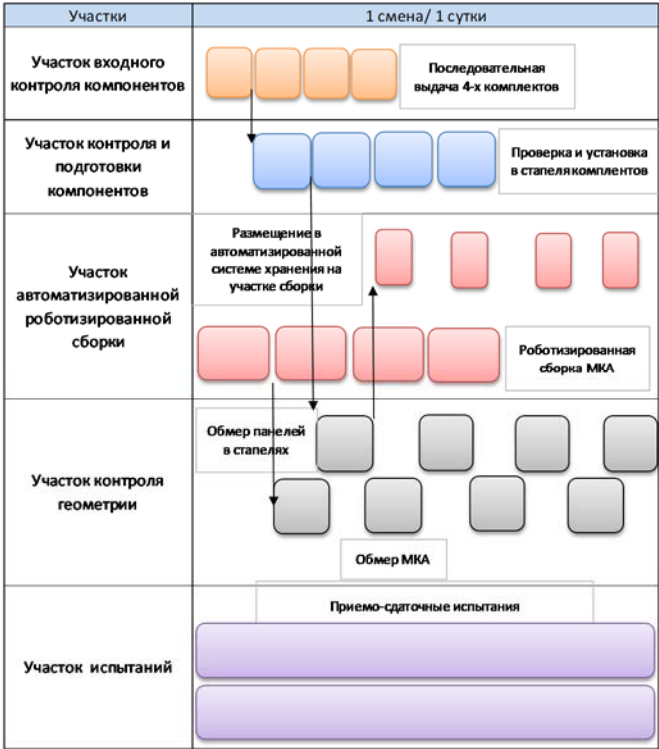


Рисунок 3.11 – Циклограмма выполнения технологических операций в течение смены

Таблица 3.5 – Оптимизированные параметры
производственного процесса роботизированной сборки МКА

№	Параметры	Значение
1.	Численность персонала, участвующего в производстве	2 человека
2.	Максимальный объём производимой продукции в год	1000 МКА
3.	Такт выпуска	4 МКА в сутки
4.	Время производственного цикла	4 дня (96 часов)

Проведён сравнительный анализ двух производственных процессов:

– первый процесс – «традиционной» сборки МКА без использования роботизированных комплексов;

– второй процесс – серийной роботизированной сборки, разработанный с помощью имитационного моделирования.

Результаты сравнительного анализа выходных параметров приведены в таблице 3.6.

Таблица 3.6 – Результаты сравнительного анализа
«традиционного» процесса сборки МКА
и оптимизированного процесса серийной роботизированной сборки

№	Показатели «традиционного» процесса	Показатели оптимизированного процесса
1.	Численность персонала, участвующего в производстве, – 4 человека	Численность персонала, участвующего в производстве, – 2 человека
2.	Максимальный объём производимой продукции в год – 12	Максимальный объём производимой продукции в год – 1000
3.	Такт выпуска – 1 МКА в месяц	Такт выпуска – 4 МКА в сутки
4.	Время производственного цикла в днях – 21 день	Время производственного цикла в днях – 4 дня
5.	Время производственного цикла в часах – 248 часов	Время производственного цикла в часах – 64 часа

Примечание: 1. Продолжительность смены с 1-го по 16-й день – 8 часов для выполнения операций комплектования, сборки и контроля. Продолжительность смены с 17-го по 21-й день – 24 часа для выполнения комплексных испытаний МКА. 2. Для единичного производства программа комплексных испытаний составляет 5 суток	Примечание: 1. Продолжительность смены 1-го и 2-го дня – 8 часов для выполнения операций комплектования, сборки и контроля. Продолжительность смены 3-го и 4-го дня – 24 часа для выполнения операций приёмо-сдаточных испытаний. 2. Для серийного производства программа приёмо-сдаточных испытаний уменьшена до двух суток

Таким образом, в результате проектирования производственного процесса с помощью имитационного моделирования были получены оптимальные, по сравнению с традиционным процессом, показатели. Можно сделать вывод, что инструментарий имитационного моделирования позволяет обеспечить максимальную производительность и гибкость производственных процессов.

3.3 Разработка концепции создания и функционирования «цифрового завода» (киберфизической фабрики) по серийному производству малых космических аппаратов

3.3.1 Структурная модель «цифрового завода» по серийному производству малых космических аппаратов

В основе понятия «цифрового завода» лежит определение киберфизической системы – комплексной распределённой информационно-технологической системы, интегрирующей цифровые ресурсы и физические сущности любого вида для оптимизации процессов управления производственными элементами с возможностью интеллектуальной обработки и реконфигурации потоков на базе теории кибернетики, мехатроники, проектирования и науки о процессах [109]. Киберфизическая система – сеть взаимо-

действующих физических и информационных компонентов производства, проектируемая как единая производственная система, организованная в рамках единой модели и адаптирующаяся к изменениям требований к изделиям и ограничений производства на базе технологии взаимосвязанного комплекса математических, физических и имитационных моделей объектов с соответствующими наборами параметров, входами/выходами, управляющими воздействиями, критериями, ограничениями и переменными оптимизации.

Концептуальная модель «цифрового завода» по производству МКА показана на рисунке 3.12 [110].

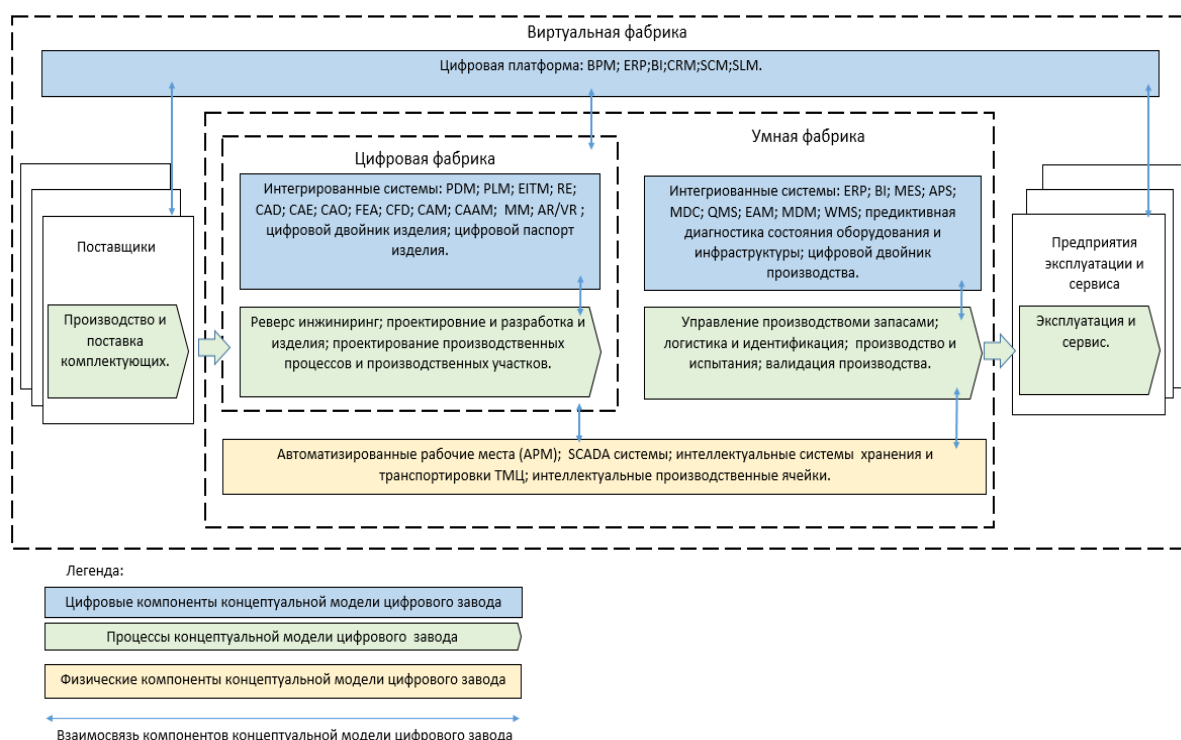


Рисунок 3.12 – Концептуальная модель «цифрового завода» предприятий аэрокосмической отрасли

В соответствии с концептуальными подходами, определёнными в [109], «цифровой завод» состоит из трех уровней: 1) цифровая фабрика; 2) умная фабрика; 3) виртуальная фабрика (таблица 3.7).

Таблица 3.7 – Уровни концептуальной модели «цифрового завода»

Уро- вень	Наименова- ние	Описание
1	Цифровая фабрика	Цифровая фабрика – киберфизическая система, обеспечивающая в кратчайшие сроки проектирование глобально конкурентоспособной продукции нового поколения от стадии исследования до создания цифрового макета, «цифрового двойника», опытного образца или серии за счёт цифровизации процессов
2	Умная фабрика	Умная фабрика – киберфизическая система, обеспечивающая в кратчайшие сроки производство глобально конкурентоспособной продукции нового поколения от заготовки до готового изделия, с высоким уровнем автоматизации и роботизации, исключая человеческий фактор и связанные с этим ошибки, ведущие к потере качества. В качестве входного продукта используются результаты работы цифровой фабрики
3	Виртуальная фабрика	Виртуальная фабрика – киберфизическая система, обеспечивающие в кратчайшие сроки проектирование и производство глобально конкурентоспособной продукции нового поколения за счёт объединения цифровых и (или) умных фабрик в распределённую сеть. Виртуальная фабрика подразумевает наличие информационных систем управления предприятием, позволяющих разрабатывать и использовать в виде единого объекта виртуальную модель всех организационных, технологических, логистических и прочих процессов на уровне глобальных цепочек поставок

Концептуальная модель «цифрового завода» основывается на системообразующих принципах построения и функционирования (таблица 3.8).

Таблица 3.8 – Принципы построения и функционирования концептуальной модели «цифрового завода»

№	Принцип	Описание
1.	Иерархическая многоуровневая структура	Каждый последующий (верхний) уровень «цифрового завода» включает предыдущий (нижний), но при этом распространяет своё влияние на этапы ЖЦ изделия и интегрированную цепь поставок. Первый уровень – цифровая фабрика, ограниченная этапами

		ЖЦ изделия: проектирование и разработка, постановка на производство нового вида продукции. Второй уровень – умная фабрика, ограниченная этапами: маркетинг, проектирование и разработка, постановка на производство нового вида продукции, производство и испытания. Третий уровень – виртуальная фабрика – включает цепи поставок и предприятия, осуществляющие эксплуатацию и сервис продукции
2.	Киберфизическая система как основа	Основой для каждого уровня является киберфизическая система, интегрирующая в себе физические и цифровые компоненты. К физическим компонентам относятся: продукция, ресурсы, персонал, автоматизированное технологическое, контрольно-измерительное, испытательное и вспомогательное оборудование, датчики и сенсоры, системы транспортировки и хранения и др. К цифровым компонентам относится информационная среда (цифровая платформа, ПО, имитационные модели и цифровые двойники и др.)
3.	Самообучающаяся модель	«Цифровой завод» является самообучающейся системой. Цифровая модель генерирует большие объёмы данных, которые могут быть переданы в систему машинного обучения вместе со статистическими данными о качестве выпускаемой продукции. После сбора и анализа информации система начинает самостоятельно обучаться и становится способной к прогнозированию и предотвращению издержек производства, связанных с браком или поломкой производственного оборудования. Это даёт возможность динамического планирования для повышения производительности и снижения эксплуатационных расходов производственной системы

На основании концептуальной модели цифрового завода разработана структурная модель «цифрового завода» по серийному производству МКА (рисунок 3.13), позволяющая создать киберфизическую систему, способную производить продукцию мирового уровня качества, на мировом уровне организации производства,

используя передовые производственные технологии. Структурная модель «цифрового завода» основывается на классической модели системы управления, содержащей элементы управляющей системы и объекта управления (таблица 3.9).

Таблица 3.9 – Элементы структурной модели

№	Наименование элемента	Описание
1. Субъекты управления		
1.1	Группа сквозных технологий	Сквозные технологии, которые используются при организации и управлении процессами «цифрового завода»
1.2	Цифровая платформа	Инструмент цифровизации процессов планирования и управления «цифровым заводом»
1.3	SCADA система	Автоматизированная система управления технологическими процессами «цифрового завода»
2. Объекты управления		
2.1	Бизнес-процессы	Процессная модель «цифрового завода», состоящая из процессов организации и управления, основных процессов, а также обеспечивающих процессов
2.2	Производственные участки матричного производства	Производственные участки, содержащие технологическое и вспомогательное оборудование, технологическую оснастку, средства контроля и измерения, средства защиты от ошибок, технологическую и рабочую документацию
3. Внешние блоки		
3.1	Цифровая фабрика	Цифровая фабрика – «поставщик» цифрового двойника и цифровой документации по МКА
3.2	Поставщики компонентов	Поставщики компонентов, обеспечивающие поставки компонентов требуемого уровня качества и надёжности

Как видно из рисунка 3.13, важнейшим элементом «цифрового завода» являются его цифровые компоненты. Разработана архитектура автоматизированных информационных систем «цифрового завода» (рисунок 3.14).

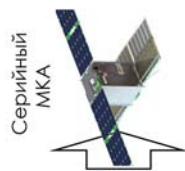
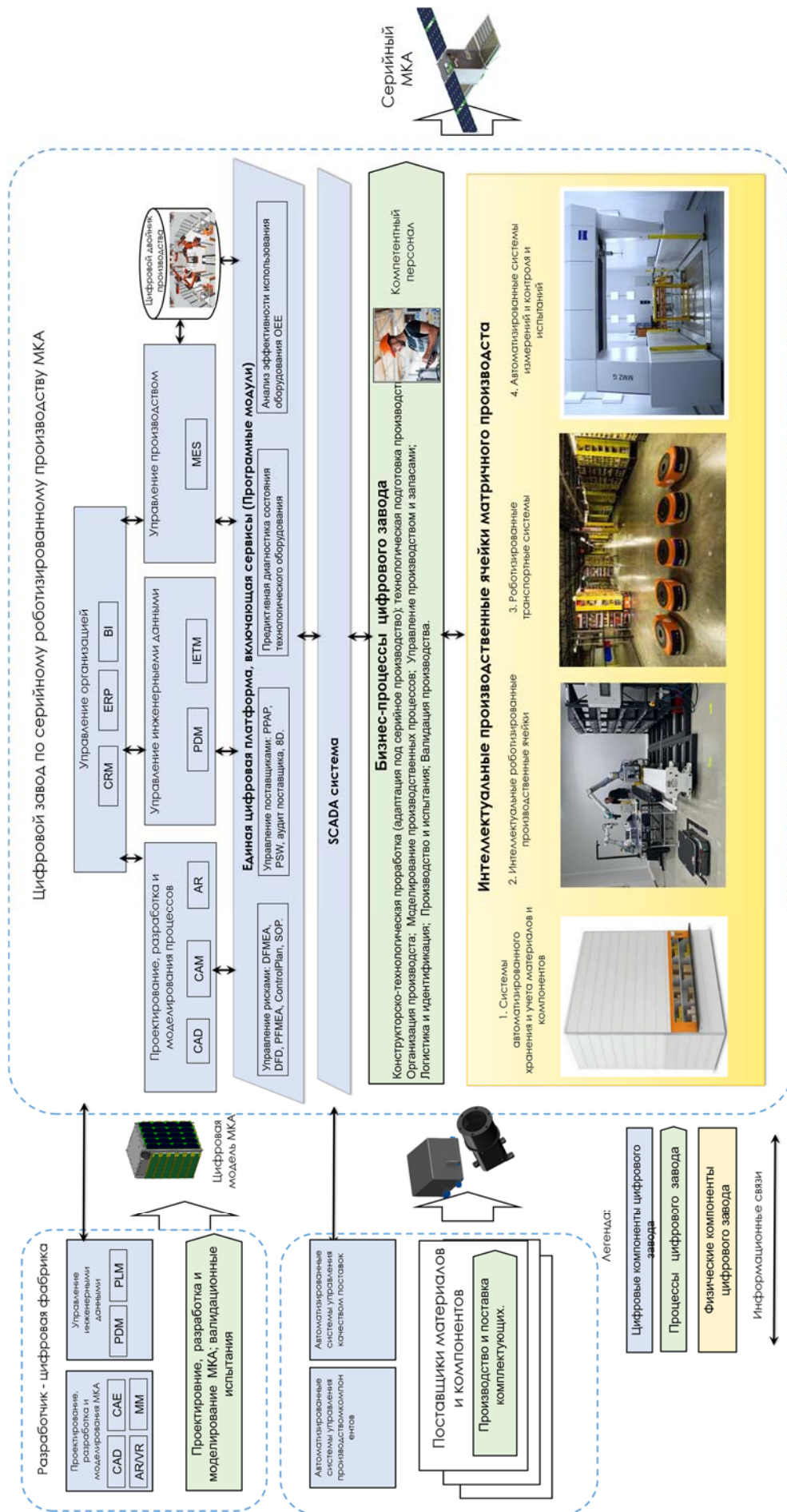


Рисунок 3.13 – Структурная модель «цифрового завода» по серийному производству МКА

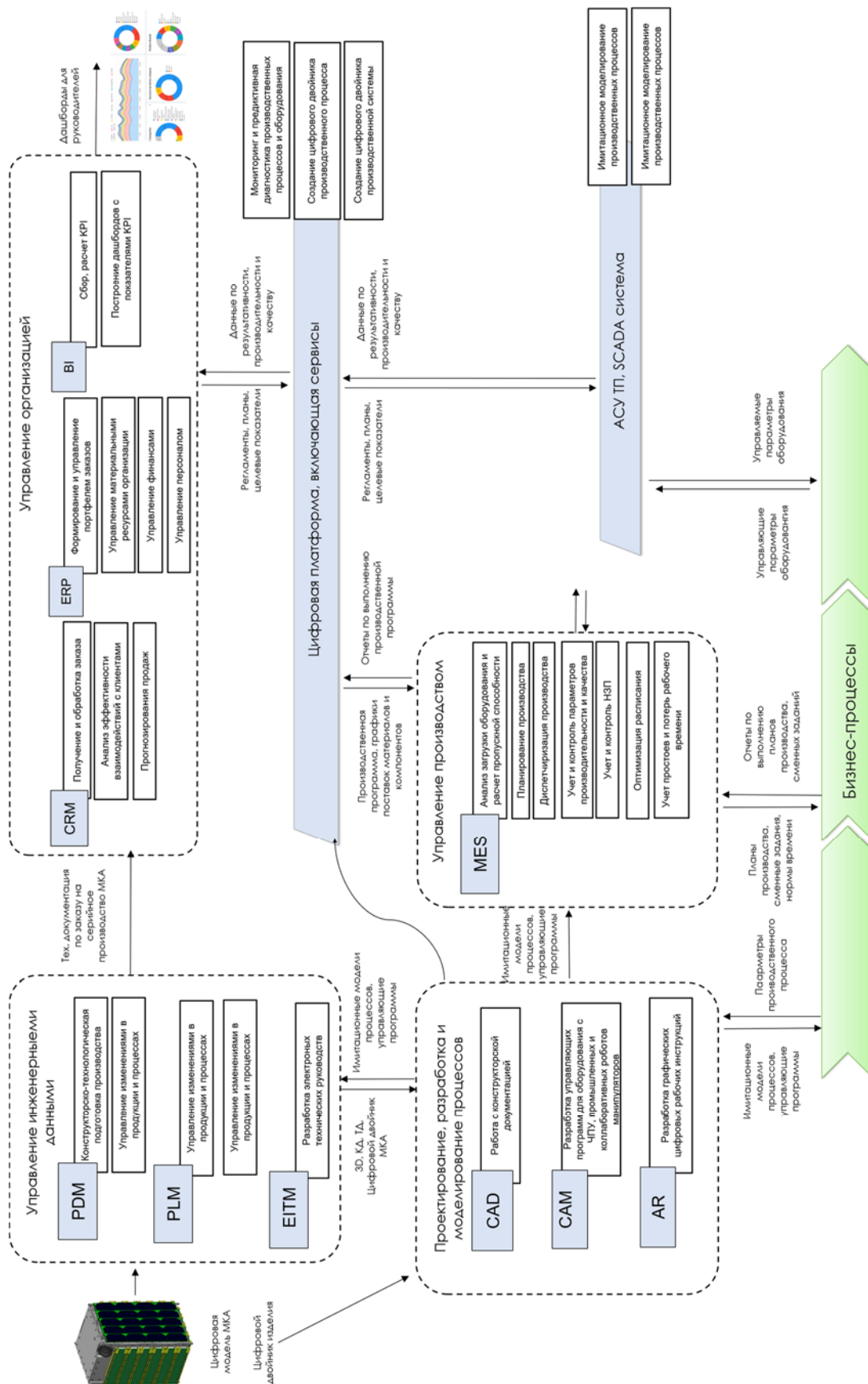


Рисунок 3.14 – Архитектура автоматизированных систем «цифрового завода»

Ключевым элементом цифрового компонента «цифрового завода», обеспечивающим ему эффективность управления, является цифровая платформа. Цифровая платформа – это открытая система, позволяющая интегрировать и обеспечивать взаимосвязь цифровых компонентов. В таблице 3.10 приведён перечень цифровых компонентов платформы.

Таблица 3.10 – Перечень цифровых компонентов платформы

Обозначение	Описание
ERP	Системы для автоматизации управления цепочками поставок и учёта финансовых и нефинансовых активов предприятия
CRM	Системы, представляющие собой сервис, объединяющий ПО для сбора данных о клиентах, управления сделками, задачами и проектами, анализа эффективности взаимодействий с клиентами и прогнозирования продаж
SCM	Системы, основной задачей которых является мониторинг цикла производства товара или услуги на всех этапах жизненного цикла
MES	Системы, обеспечивающее синхронизацию, координацию, анализ и оптимизацию процессов выпуска продукции на предприятии
MDC	Система мониторинга работы промышленного оборудования и производственного персонала
QMS	Интеллектуальная система менеджмента качества
EAM	Система для управления основными фондами, в том числе для целей оптимизации процессов управления оборудованием и сокращения затрат на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР)
MDM	Системы, структурирующее разнородную информацию, объединяя её из различных источников и отображая стандартизированные данные внутри информационных систем компании
SCADA	Система, состоящая из программных и аппаратных компонентов, позволяющих управлять и отслеживать состояние технологических процессов, собирать и обрабатывать данные как локально, так и удалённо в режиме реального времени

Основное назначение цифровой платформы:

- сбор, регистрация и анализ данных по производительности и качеству выпускаемой продукции;
- бесшовная интеграция цифровых компонентов «цифрового завода».

Разработана архитектура единой цифровой платформы (рисунок 3.15).

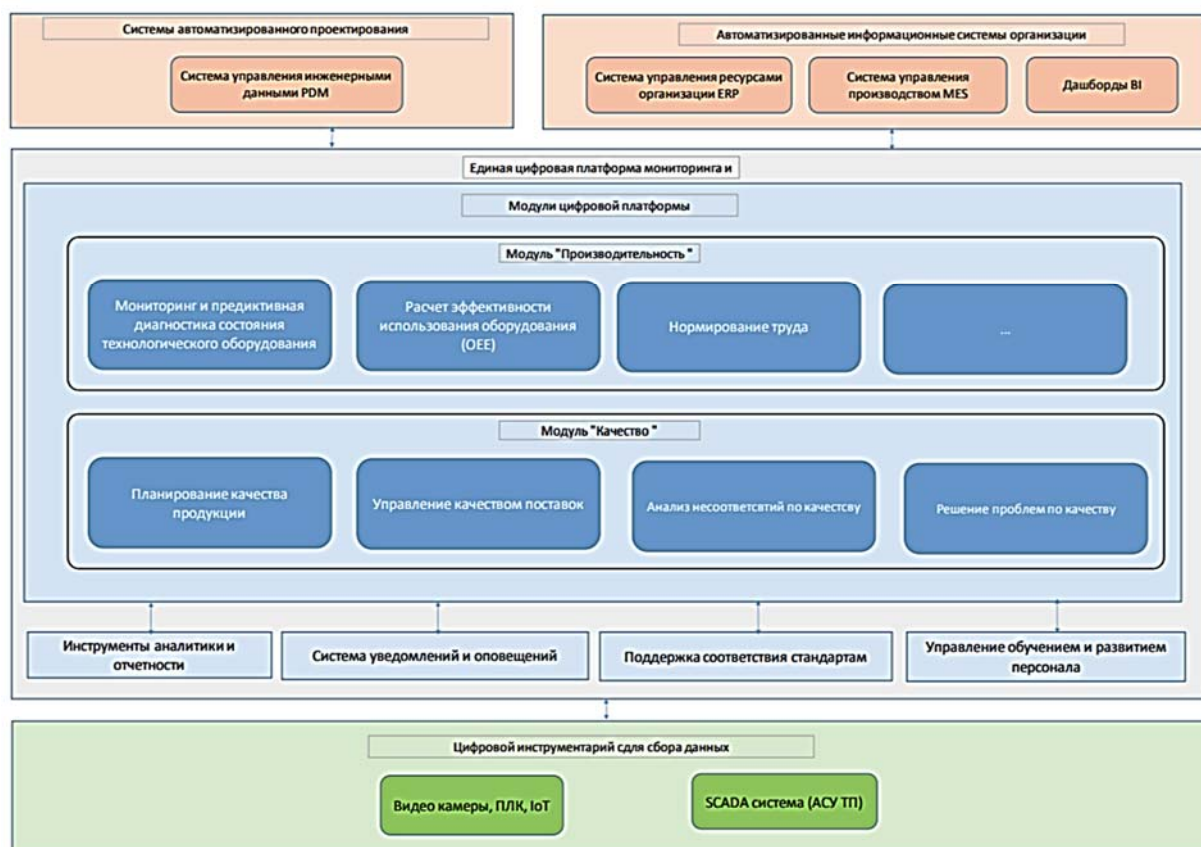


Рисунок 3.15 – Архитектура единой цифровой платформы «цифрового завода»

В структуру платформы включены следующие модули:

1. Модуль «Мониторинг и предиктивная диагностики состояния технологического оборудования» позволяет увеличить межремонтный интервал и снизить затраты на ремонт оборудования путём постоянного мониторинга работы агрегатов, узлов и систем оборудования и своевременного обнаружения развивающихся дефектов с целью последующего их устранения.

2. Модуль «Расчёт эффективности использования оборудования» предназначен для решения задач по оценке, мониторингу и анализу данных об эффективности использования оборудования, в т.ч. для анализа факторов и причин простоев оборудования.

3. Модуль «Нормирование труда» предназначен для нормирования технологических операций, расчёта нормы времени, нормы выработки, нормы численности, расчёта требуемой численности персонала.

4. Модуль «Планирование качества продукции» определяет правила и процедуры проектирования и разработки продукции, проектирования и разработки процессов, а также валидации качества продукции и производства.

5. Модуль «Управление качеством поставок» определяет правила и процедуры управления качеством поставок, включая процедуры оценки выбора и мониторинга поставщиков, входного контроля материалов и комплектующих, управления несоответствиями в поставках, аудит поставщиков.

6. Модуль «Анализ несоответствий по качеству» предназначен для поиска причин появления несоответствий и позволяет автоматизировать процессы: регистрации и классификации несоответствующей продукции; анализа дефектов на входном контроле и на производстве; разработки корректирующих действий.

7. Модуль «Решение проблем по качеству» предназначен для установления порядка решения проблем, связанных с качеством продукции, возникающих на всех этапах жизненного цикла. Автоматизирует процессы проведения анализа изделий и причин обнаружения дефектов, разработки плана срочных, сдерживающих и окончательных действий при возникновении дефектов, а также ведения контроля и учёта дефектов.

Разработка модулей платформы в соответствии с приведённой на рисунке 3.15 архитектуры ведётся под руководством автора в рамках проекта Передовой инженерной аэрокосмической школы Самарского университета. Архитектура платформы открыта для включения в неё дополнительных модулей.

Разработана методика экспертной оценки уровня цифрового развития компонентов «цифрового завода» по серийному производству МКА. Алгоритм реализации методики экспертной оценки уровня цифрового развития компонентов цифрового завода по серийному производству МКА приведён на рисунке 3.16. На рисунке 3.17 приведены цифровые и физические компоненты и критерии оценки уровня их цифрового развития.

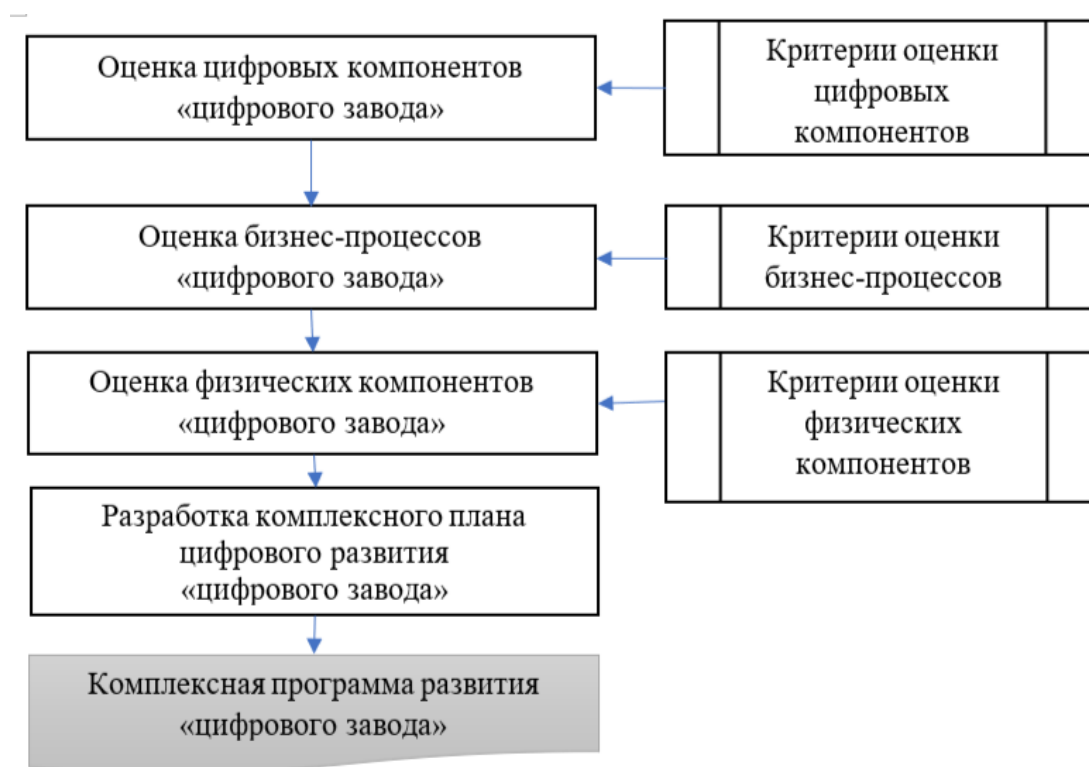


Рисунок 3.16 – Методика экспертной оценки уровня цифрового развития «цифрового завода» по серийному производству МКА

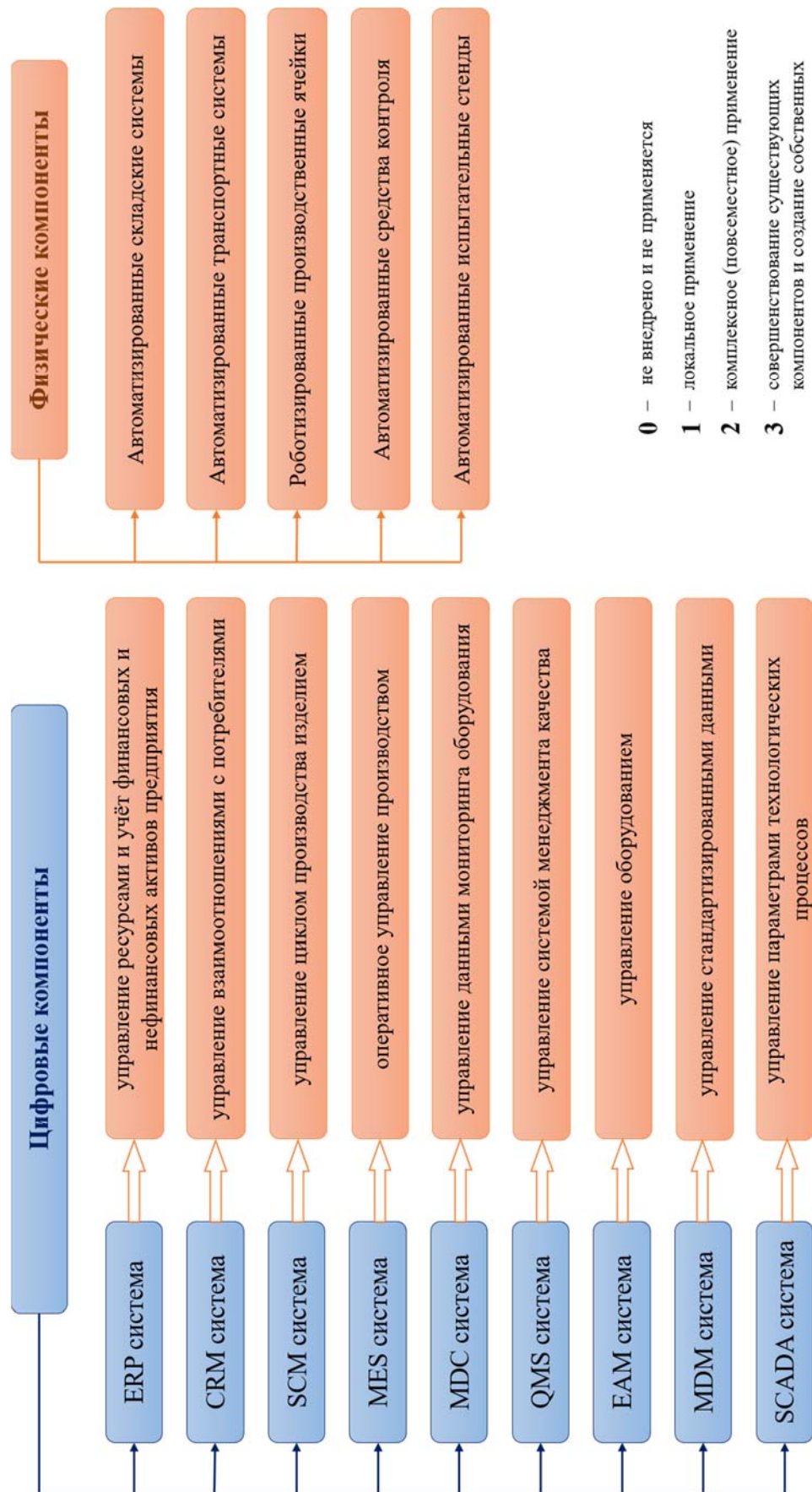


Рисунок 3.17 – Критерии оценки уровня цифрового развития цифровых и физических компонентов «цифрового завода»

На рисунке 3.18 приведены бизнес-процессы и критерии оценки уровня организационного развития бизнес-процессов «цифрового завода» по серийному производству МКА.

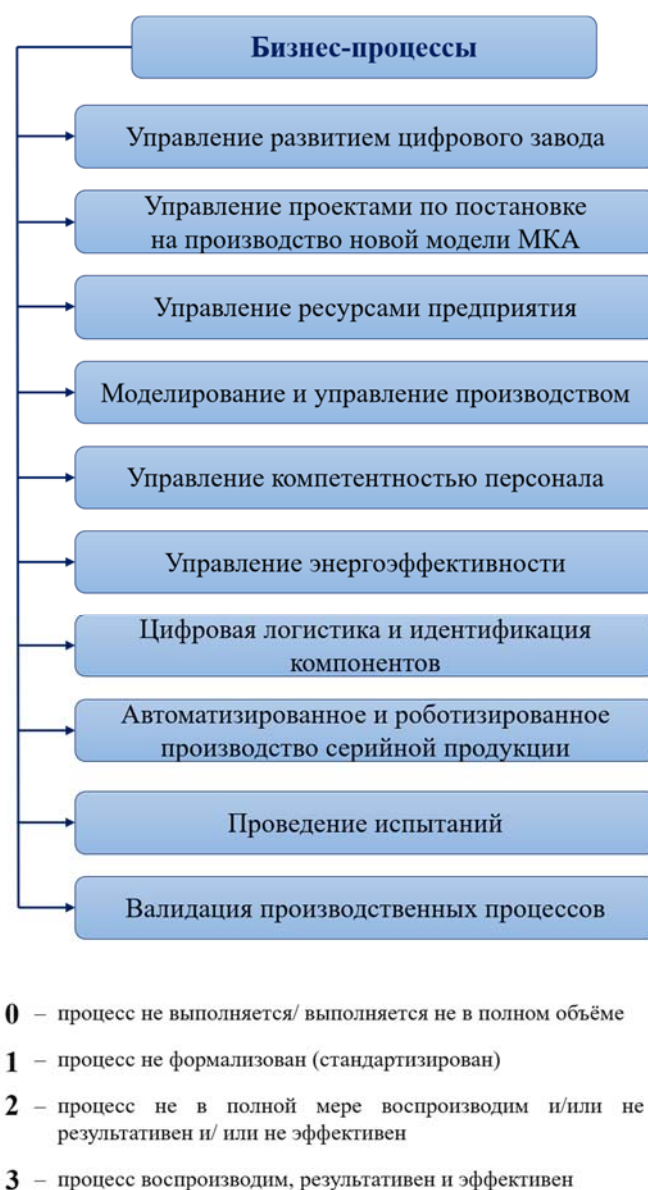


Рисунок 3.18 – Критерии оценки уровня организационного развития бизнес-процессов «цифрового завода»

Оценка качества проводится с помощью применения квалиметрических методов оценки экспертами.

Таким образом, данная методика экспертной оценки позволяет оценить текущий уровень цифрового развития компонентов «цифрового завода» и спланировать повышение уровня развития.

3.3.2 Управление функционированием «цифрового завода» по производству малых космических аппаратов

В основе организации и функционирования «цифрового завода» по серийному производству МКА лежит процессный подход, который является наиболее эффективным инструментарием управления производственными системами.

Деятельность «цифрового завода» представлена совокупностью трёх видов процессов:

- процессы организации и управления;
- основные процессы – процессы жизненного цикла изделия (этапов производства и наземной экспериментальной отработки);
- обеспечивающие процессы.

Процессная модель «цифрового завода» по серийному производству МКА приведена на рисунке 3.19.



Рисунок 3.19 – Процессная модель «цифрового завода» по серийному производству МКА

Первый вид процессов – процессы организации и управления «цифровым заводом» направлены на создание, развитие и управление его цифровыми и физическими компонентами. В таб-

лице 3.11 приведено описание процессов организации и управления «цифровым заводом» серийного производства МКА.

Таблица 3.11 – Описание процессов организации и управления «цифровым заводом» серийного производства МКА

Цель процесса	Описание процесса	Показатели результативности процесса
1. Управление развитием «цифрового завода»		
Обеспечение целевых показателей устойчивости, стабильности функционирования, результативности и эффективности	Стратегическое планирование развития цифровых и физических компонентов; планирование и развитие цифровой платформы; планирование и развитие автоматизации и роботизации производственных участков; планирование и развитие компетентности персонала	Маржинальный доход; операционные затраты; уровень запасов товарно-материальных ценностей; инвестиции в развитие; производительность труда
2. Управление проектом постановки на производство новой продукции		
Обеспечение требуемого уровня качества, снижение сроков и стоимости подготовки производства нового типа МКА	Планирование этапов подготовки производства и постановки на производство нового МКА; определение требуемой компетентности персонала; разработка технологической планировки участков матричного производства; автоматизация и роботизация участков матричного производства.	Длительность подготовки производства; затраты на проект.
3. Оперативное управление производством		
Обеспечение выполнения производственного задания	Формирование производственной программы; анализ мощностей, выявление «узких» мест при	Выполнение номенклатурного плана; время протекания процесса;

	выполнении производственной программы; разработка номенклатурного плана производства	загрузка «узких» мест
4. Управление энергоэффективностью		
Снижение затрат на энергоресурсы.	Планирование затрат на энергоресурсы; мероприятия по повышению энергоэффективности; мониторинг и контроль потребления потребления энергоресурсов	Затраты на энергоресурсы

Второй вид процессов – основные процессы (процессы жизненного цикла МКА) направлены на поставку компонентов и производство МКА. В таблице 3.12 приведено описание процессов жизненного цикла МКА.

Таблица 3.12 – Описание процессов жизненного цикла МКА

Цель процесса	Описание процесса	Показатели результативности процесса
1. Разработка технологии серийного роботизированного производства		
Разработка оптимальной технологии серийного роботизированного производства МКА	Имитационное моделирование производственных процессов и производственных систем; создание цифрового двойника производственного процесса; разработка технологии и технологических режимов, управляющих программ для технологического оборудования; разработка требований к РПЯ	Длительность процесса; трудоемкость изготовления МКА; материалоемкость изготовления МКА; технологичность конструкции МКА; стабильность и воспроизводимость серийных процессов производства

2. Закупка компонентов		
Обеспечение своевременной поставки компонентов МКА требуемого уровня качества, обеспечивающих серийное производство	Планирование закупок компонентов МКА; выбор и оценка поставщиков; валидация производства поставляемых компонентов; управление запасами компонентов МКА; планирование поставок компонентов	выполнения плана поставок компонентов; количество несоответствий, выявленных при поставке компонентов
3. Цифровая логистика и идентификация		
Обеспечение идентификации и прослеживаемости при поставках компонентов	Приёмка и идентификация поставляемых компонентов; учёт в автоматизированной информационной системе	Количество несоответствий, выявленных при поставке компонентов
4. Автоматизированное и роботизированное серийное производство МКА		
Обеспечение максимальной производительности и качества производства МКА	Автоматизированная транспортировка компонентов МКА; автоматизированное хранение компонентов МКА; автоматизированное производство ДСЕ; автоматизированная и роботизированная сборка МКА; автоматизированный контроль	Выполнение номенклатурного плана производства МКА; дополнительная трудоёмкость, связанная с доработкой при производстве МКА
5. Проведение испытаний МКА		
Обеспечение соответствия функциональному назначению МКА и требуемого уровня надёжности изделия	Разработка программ и методик испытаний компонентов и МКА; проведение приёмосдаточных испытаний; проведение периодических испытаний	Выполнение программы испытаний; длительность проведения испытаний; количество несоответствий и отказов, выявленных в результате испытаний

6. Валидация технологий, цифровых моделей и объектов производства		
Обеспечение соответствия цифровых двойников производственных процессов и производств фактическим процессам	Сбор и регистраций данных в процессе производства; внесение данных в цифровой двойник производственного процесса; внесение данных в цифровой двойник производственной системы.	Затраты на производство; количество выявленных несоответствий в процессе производства

Третий вид процессов – обеспечивающие процессы, направленные на обеспечение ресурсами серийного роботизированного производства МКА. В таблице 3.13 приведено описание обеспечивающих процессов «цифрового завода» по серийному производству МКА.

Таблица 3.13 – Описание обеспечивающих процессов
«цифрового завода» МКА

Цель процесса	Описание процесса	Показатели результативности процесса
1. Обеспечение цифровыми платформами и системами		
Обеспечение опережающего уровня цифровизации бизнес-процессов	Создание и совершенствование цифровой платформы; разработка и внедрение модульных программных продуктов; оценка уровня цифровизации бизнес-процессов	Количество цифровых сервисов; трудоемкость процедур управления, выполняемых без применения цифровой платформы
2. Обеспечение компетентным персоналом		
Обеспечение производства персоналом с требуемым уровнем компетенций	Определение потребности в персонале; определение требуемой компетентности; подбор персонала; адаптация, развитие и мотивация персонала	Соответствие моделям компетентности; скорость заполнения вакансий; текучесть кадров; лояльность и осведомлённость персонала

3.Создание интеллектуальных роботизированных производственных ячеек		
Повышение производительности производства и качества выпускаемых МКА	Организация РПЯ; закупка, монтаж и запуск автоматизированных и роботизированных линий	Производительность процессов; время протекания процесса
4. Предиктивная диагностика и обслуживание технологического оборудования		
Повышение эффективности использования оборудования	Предиктивная диагностика состояния оборудования; планирование и проведение технического обслуживания; оценка эффективности использования оборудования	Эффективность использования оборудования; затраты на ремонт и обслуживание оборудования
5. Обеспечение инфраструктурой и производственной средой		
Обеспечение работоспособной инфраструктурой и производственной средой	Планирование создания инфраструктуры и производственной среды; обслуживание объектов инфраструктуры	Затраты на поддержание инфраструктуры и производственной среды; простои производства по причине несоответствий инфраструктуры

Разработанные концептуальная, структурная и процессная модели «цифрового завода» для серийного производства МКА представляют собой основу для создания подобных производств и отработки на них технологий серийного изготовления малых спутников для МКСМ. Практическая реализация разработанных моделей и технологических моделей осуществлена под руководством автора в рамках созданной в 2022 году в Самарском университете киберфизической фабрики малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (рисунок 3.20).



Рисунок 3.20 – Киберфизическая фабрика
малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли
Самарского университета (участок сборки МКА)

Киберфизическая фабрика организована на основе производственно-испытательного комплекса МКА, созданного в 2016 году совместно АО «РКЦ «Прогресс» и Самарским университетом в рамках реализации комплексного проекта по созданию высокотехнологичного производства МКА. На рисунке 3.20 показан участок роботизированной сборки МКА ДЗЗ типа «АИСТ-СТ», оснащённый коллаборативными роботами, автоматизированной системой хранения компонентов, роботизированной тележкой для доставки компонентов с других участков фабрики, рабочий стол для сборочных операций, оснащённый системой технического зрения, стапельной оснасткой для сборки, магазинами сменного инструмента и др.

3.4 Направления цифровизации процессов экспериментальной отработки малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем

Система экспериментальной отработки (СЭО) МКА, состоящая из этапов наземной экспериментальной отработки (НЭО) и лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ), является неотъемлемой частью системы обеспечения качества и надёжности изделий.

Наземная экспериментальная отработка МКА является одним из обязательных этапов создания, производства и эксплуатации изделий и входящих в них составных частей, систем, агрегатов. Объем НЭО определяется, прежде всего, требованиями к надёжности разрабатываемого изделия (системы), а также требованиями к экономической эффективности процесса создания всех его составляющих. Организационно-технические методы обеспечения надёжности МКА и систем на их базе реализуются на основе программно-целевого планирования принимаемых решений на всех стадиях их создания:

- эскизного проектирования;
- разработки рабочей документации;
- наземной экспериментальной отработки;
- лётных испытаний;
- серийного производства.

Основными документами такого планирования являются:

- программа обеспечения надёжности (ПОН);
- комплексная программа экспериментальной отработки (КПЭО);
- программа повышения надёжности.

Анализ технических принципов и подходов проведения испытаний показывает, что применительно к ним перспективными являются:

– скорейшее решение проблемы максимального приближения лабораторных условий испытаний изделий к реальным, либо проведение отдельных испытаний перспективных изделий в плане решения глобальных прорывных задач создания космической техники непосредственно в космическом пространстве и в процессе выведения исследуемых изделий на орбиту;

– активное внедрение методов имитационного моделирования с обязательной валидацией результатов на натурных образцах с целью сокращения сроков и стоимости НЭО;

– совершенствование комплекса технических средств (КТС), включая специализированное программное обеспечение, для измерения всех параметров испытаний, широкое внедрение принципиально новых методов съёма, передачи и обработки информации, в том числе с использованием наземных систем управления, приёма и обработки информации, поступающей с ОТ МКА;

– внедрение на всех стадиях экспериментальной отработки МКА неразрушающих видов испытаний и высокоэффективной системы контроля качества конструкции.

Таким образом, основным направлением совершенствования СЭО является цифровизация её основных компонентов и процессов.

На рисунке 3.21 представлена двухуровневая иерархическая структура СЭО МКА, полученная в результате обобщения опыта экспериментальных исследований, накопленного в АО «ЦНИИ-маш», ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», АО «РЕШЕТ-НЁВ», АО «РКЦ «Прогресс». На схеме выделено четыре основных элемента, присущих всем экспериментальным базам, методам и средствам испытаний РКТ: 1 – комплекс технических средств; 2 – программно-математическое обеспечение; 3 – технологическое обеспечение; 4 – методы и средства управления. Названные элементы являются подсистемами первого уровня структуры СЭО МКА. Последующие уровни иерархической структуры весьма

сложны и многообразны. Например, классификационными признаками стендового оборудования могут быть: а) виды испытаний; б) принцип действия; в) способ передачи силовых воздействий на конструкцию и т.д.

Испытательная оснастка, также входящая в комплекс технических средств, разделяется на: технологическую для монтажа экспериментальных установок (ЭУ), силовонагружающую оснастку, оснастку для обеспечения контроля состояния изделия, вспомогательную оснастку.

Технологические процессы контроля состояния изделия, в частности, зависят от видов используемого оборудования, а методы управления персоналом – от принятой на предприятии формы собственности, квалификации и опыта лиц, принимающих решения.

Между элементами системы существует несколько видов связей: упорядоченные и неупорядоченные; последовательные и параллельные; формирующие заданный конечный выход; обратные, соединяющие в той или иной мере выходы и входы процессора.

На рисунке 3.21 зелёным цветом выделены элементы СЭО, характерные для отработки МКА, функционирующих в составе многоспутниковых группировок, а именно:

- создание и запуск опытно-технологических МКА для ускоренной отработки элементов серийного МКА непосредственно в условиях космического пространства;
- использование результатов лётных экспериментов ОТ МКА для доработки СИ МКА, функционирующего в составе МКСМ;
- функциональная интеграция нескольких видов испытаний в рамках единой комплексной экспериментальной установки;
- широкое внедрение программно-аппаратных средств для перевода отдельных видов натурных испытаний в цифровой (виртуальный) вид.

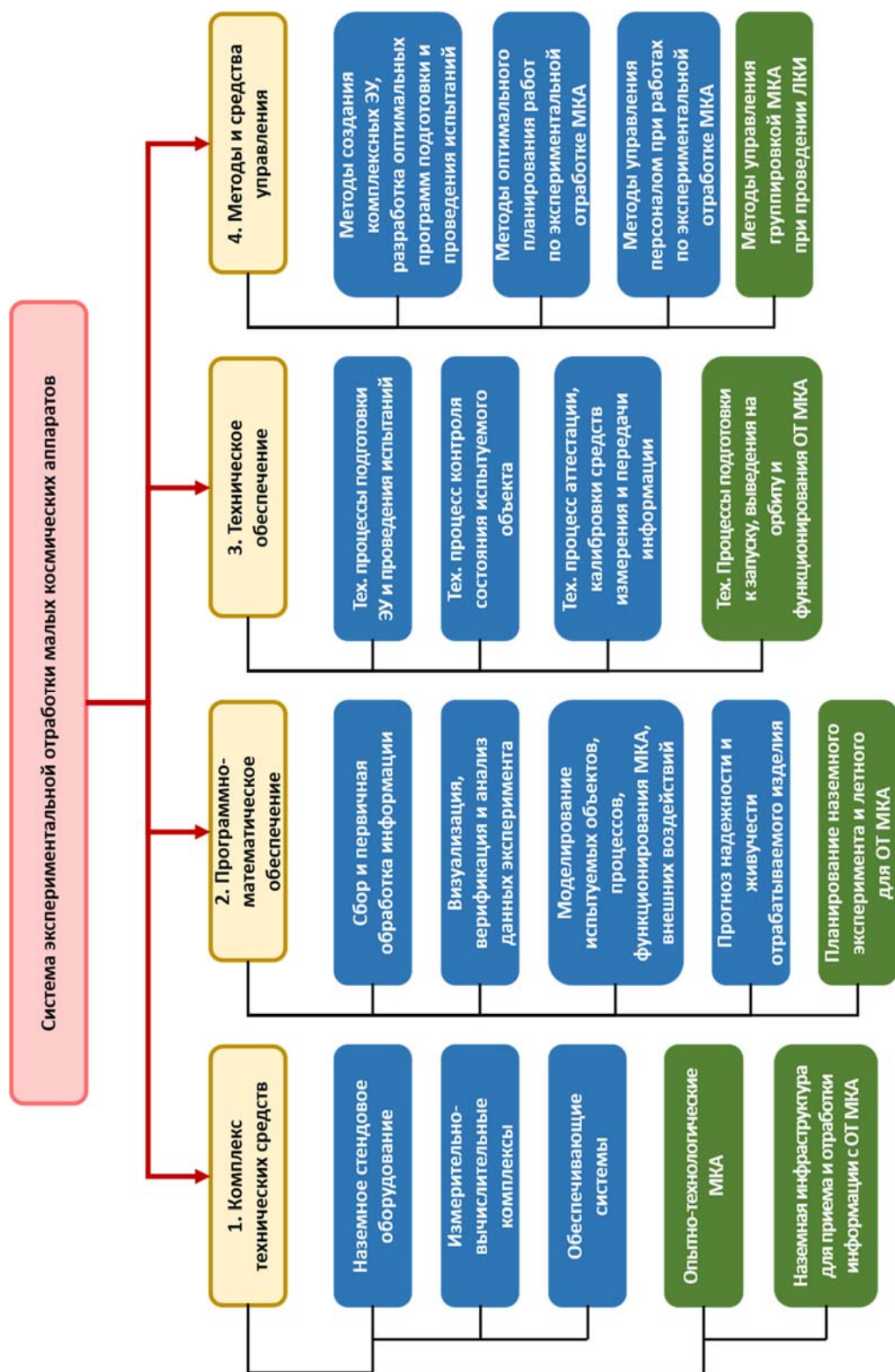


Рисунок 3.21 – Структурная схема системы экспериментальной отработки МКА

3.4.1 Классификация испытаний малых космических аппаратов

Опытному и серийному производству изделий ракетно-космической отрасли соответствуют различные категории и виды испытаний (рисунок 3.22).

Целью отработочных испытаний в условиях опытного производства является отработка конструкции МКА и технологических процессов его изготовления, а также проверка соответствия всех параметров и характеристик заданным в ТЗ.

Различают два вида наземных отработочных испытаний: автономные и комплексные.

Автономные испытания предназначены для проверки функционирования отдельных узлов и агрегатов МКА. Автономные испытания по сути являются продолжением проектно-конструкторской разработки узлов, агрегатов и систем в составе МКА. В ходе испытаний экспериментально проверяется правильность принятых проектных, схемных, конструкторских, технологических решений и соответствие заданным требованиям полученных технических характеристик и уровня надёжности изделий. Целью автономных испытаний (испытания сборочной единицы, при которых отсутствует её штатное взаимодействие с другими сборочными единицами) являются [111]:

- отработка и проверка функционирования отдельных опытных изделий, агрегатов, узлов комплекса в условиях, близких к реальным, с одновременной имитацией различных воздействующих факторов;

- выявление и устранение ненадёжных изделий и недопустимых режимов и условий работы элементов электронной аппаратуры и критических комплектующих элементов;

- определение границ (запасов) работоспособности, оценка соответствия характеристик опытных изделий комплекса требованиям ТЗ по результатам испытаний;

- корректировка конструкторской документации;
- отработка новых технологических процессов.

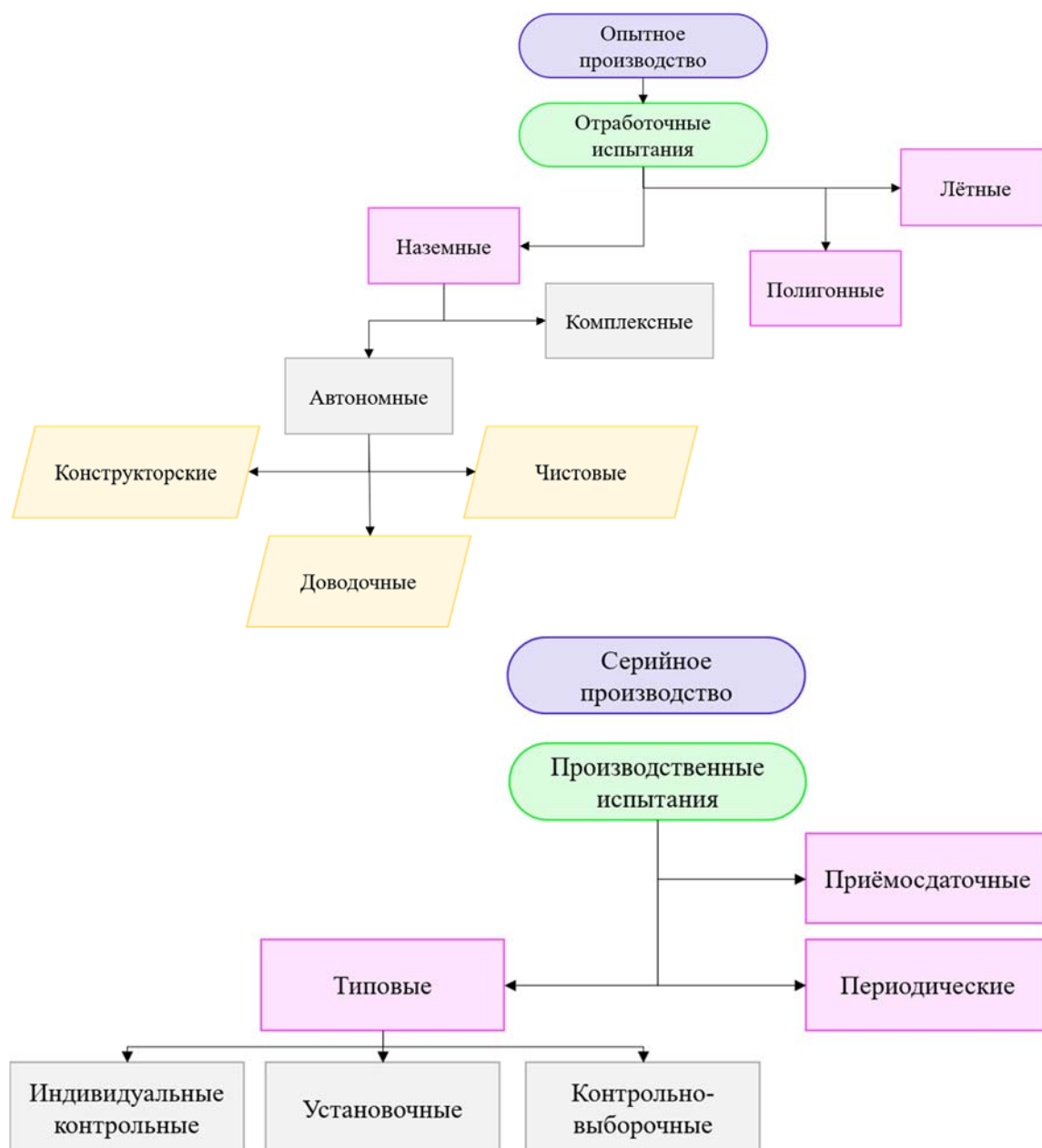


Рисунок 3.22 – Виды испытаний
в опытном и серийном производстве РКТ

Автономные испытания включают в себя три этапа: конструкторские, доводочные и чистовые.

В процессе конструкторских испытаний осуществляется проверка правильности выбранной схемы агрегатов, узлов и отсеков

МКА, а также соответствия их характеристик требованиям ТЗ. Эффективность разработанной конструкции подтверждается во время доводочных испытаний. На данном этапе возможно внесение изменений в конструкцию отдельных элементов изделия, а также уточнение технологического процесса испытаний. Чистовые испытания проводятся для подтверждения необходимой работоспособности сборочной единицы с учётом корректировок, сделанных по результатам конструкторских и доводочных испытаний.

Комплексные испытания МКА проводятся для проверки работоспособности всего аппарата, его узлов, агрегатов и отсеков, а также для оценки соответствия эксплуатационно-техническим характеристикам, указанным в ТЗ. В ходе комплексных наземных испытаний опытный образец проверяется на работоспособность бортовых систем в условиях, близких к реальным, что позволяет выявлять и устранять недостатки при взаимодействии различных систем, агрегатов и приборов. Также оценивается соответствие требованиям надёжности как отдельных компонентов, так и всего аппарата в целом, что необходимо для перехода к этапу летных испытаний. Наземные испытания проводятся как на опытном производстве, так и на заводе-изготовителе серийных образцов МКА.

Целью комплексных испытаний (испытания сборочной единицы в составе реальной или имитированной на стенде комплексной системы, предназначенные для подтверждения её совместимости и функциональности при взаимодействии с другими компонентами) являются [111]:

- проведение совместных испытаний изделий комплекса, включающих проверку их функциональной совместимости и работоспособности на предельных режимах в условиях, имитирующих реальную эксплуатацию и воздействие различных факторов;
- оценка соответствия характеристик опытных изделий комплекса тактико-техническому заданию (ТТЗ), ТЗ и техническим

условиям (ТУ), в том числе в части выполнения требований по надёжности;

- разработка, верификация и отладка программного обеспечения и алгоритмов для бортовых и наземных вычислительных систем, а также диагностика и устранение дефектов конструкции и производства в сопряженных системах и агрегатах;

- оптимизация технологического процесса производства для серийного выпуска, включающая проверку и улучшение контроля качества, подбор оптимального испытательного оборудования и контрольно-измерительных средств, а также финальную доработку технологии;

- подтверждение готовности изделия к проведению лётных испытаний и организация подготовки специалистов для управления полётами;

- оценка готовности конструкторской и технологической документации к использованию в производстве.

После освоения на производстве технологии изготовления узлов, агрегатов, элементов автоматики и др. выполняются контрольно-технологические испытания, включающие испытания установочной партии, приёмосдаточные, контрольно-выборочные, периодические и типовые.

Испытания установочной партии проводятся при постановке в производство новых изделий для небольших партий (3–5) объектов одного наименования, изготовленных по разработанной технологии и прошедших обычные приёмочные испытания.

Приёмосдаточные испытания распространяются на все изготавливаемые детали, сборочные единицы и изделия в целом и предназначены для проверки их соответствия техническим условиям. Программы испытаний составляются для каждой изготавливаемой сборочной единицы или изделия и могут содержать следующие виды контроля и испытаний: контроль выходных геометрических параметров, определение центра масс, прочностные

испытания, проверку функционирования бортовых кабельных сетей (БКС) и т.д.

Регулярные контрольно-выборочные испытания необходимы для мониторинга стабильности производства и обеспечения надлежащего качества выпускаемой продукции.

Такого рода испытания проводятся выборочно для небольшого (обычно не превышает 10%) числа узлов из каждой партии. При неудовлетворительных результатах испытаний их проводят снова на большем количестве узлов (изделий). При повторных неудовлетворительных испытаниях партия предъявленных узлов (изделий) признаётся бракованной. Дальнейшее изготовление новой партии узлов (изделий) возможно только после определения и устранения причин возникновения брака. Контрольно-выборочные испытания проводятся на предельных режимах и нагрузках.

При перерыве в изготовлении рассматриваемых изделий проводятся периодические испытания, а при корректировке конструкторско-технологической документации – типовые.

Периодические испытания выполняются с целью контроля стабильности технологического процесса изготовления сборочных единиц МКА и подтверждения возможности продолжения их изготовления. Сборочные единицы из каждой партии, прошедшей контрольно-выборочные испытания в течение года, должны подвергаться периодическим испытаниям с частотой не реже одного раза в год.

Типовые испытания осуществляются при внесении изменений в конструкцию или технологию изготовления агрегата, узла, системы МКА, которые могут повлиять на их характеристики, и имеют целью оценку эффективности и целесообразности этих изменений.

При обнаружении дефектов необходимо провести их анализ и устранение, после чего объект испытаний (ОИ) должен пройти повторные испытания в предусмотренном объёме. Типовые испытания проводятся также в случае внесения существенных (принци-

пиальных) изменений в конструкцию, технологический процесс или оборудование.

При разработке и оптимизации программы испытаний МКА ключевое внимание следует уделять таким показателям, как надежность аппарата, стоимость испытаний и их продолжительность. Именно эти факторы определяют эффективность процесса НЭО.

Лётные испытания проводятся с целью подтверждения заданных технических характеристик и надёжности изделия. В процессе этих испытаний решаются те задачи экспериментальной отработки, которые было невозможно или технически и экономически нецелесообразно решать на стадиях наземной отработки [112].

3.4.2 Направления оптимизации объёмов отработки малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем

Уровень надёжности МКА и его бортовых систем, а также сроки его отработки и ресурсы, затрачиваемые на подтверждение его надёжности, определяются в первую очередь объёмами наземной экспериментальной отработки. Затраты на НЭО МКА весьма существенны. В [112] приведено, что для некоторых типов КА они могут составлять порядка 80% от стоимости ОКР на создание аппарата, при этом наибольшую часть от этой суммы составляют расходы на создание экспериментальных установок для проведения различных видов испытаний.

Пересмотр подходов к определению требований к надёжности МКА, функционирующих в составе МКСМ, с одной стороны, ужесточение требований к срокам и стоимости их создания — с другой, а также переход на роботизированное производство при серийном изготовлении МКА диктуют необходимость оптимизировать объёмы их экспериментальной отработки.

Так, в [112] приведён график, изображающий зависимость количества КА, подвергаемых полному объёму испытаний, от общего числа МКА в орбитальной группировке (ОГ) (рисунок 3.23).

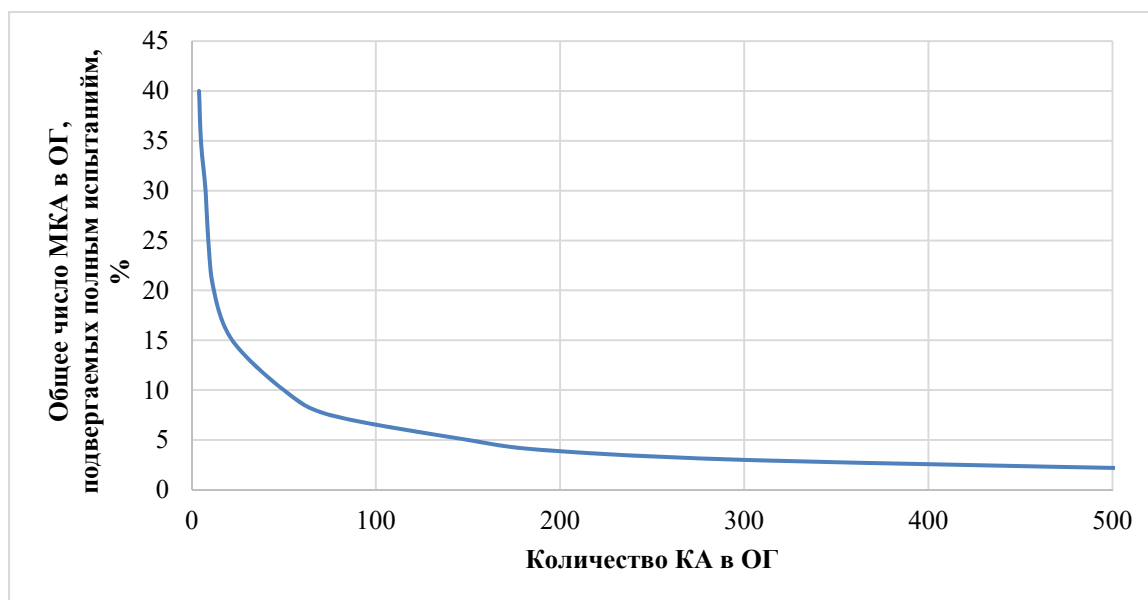


Рисунок 3.23 – График зависимости количества МКА, подлежащих полному объёму испытаний, от общего числа МКА в орбитальной группировке [112]

Общими подходами к оптимизации объёмов отработки МКА, функционирующих в многоспутниковых группировках, являются:

1) сокращение номенклатуры изготавливаемой материальной части для отработки МКА и составных частей за счёт комплексирования различных видов испытаний на одной экспериментальной установке (опытно-технологическом образце лётного изделия);

2) снижение стоимости отработки за счёт замены физических экспериментальных установок КА программными моделями и перевод ряда испытаний в цифровую (виртуальную) среду;

3) снижение стоимости и сокращение сроков отработки за счёт сокращения объёмов автономных и комплексных испытаний оборудования и МКА в целом при переходе от этапа экспериментального производства (опытно-технологического образца) к серийному;

4) совмещение части отработочных испытаний с лётно-конструкторскими испытаниями опытно-технологических образцов, проводимых в условиях реального космического полёта.

В [113] рассматриваются следующие типы комплексирования испытаний при экспериментальной отработке КА и их бортовых систем на основе:

- использования результатов моделирования;
- использования результатов эксплуатации изделий и систем-аналогов;
- реализации принципов унификации технологических процессов испытаний и универсализации стендового испытательного оборудования (что особенно характерно при построении МКСМ на базе унифицированных космических платформ, подробно описанных во второй главе);
- совмещения результатов отработочных и контрольных испытаний;
- совмещения различных видов испытаний на одной составной части изделия;
- результатов сочетания сплошного и выборочного контроля на этапе опытного и серийного производства;
- использования методов оптимального планирования эксперимента;
- сочетания эффективных (неразрушающих) наземных испытаний и сокращённых демонстрационных лётных испытаний.

Перечисленные типы комплексирования испытаний позволяют получить значимый технико-экономический эффект, который наиболее ярко может быть продемонстрирован при грамотном сочетании различных типов моделей, используемых при проведении наземной экспериментальной отработки МКА, – математических, физических (натурных), имитационных и др. Видами испытаний, которые могут быть таким образом оптимизированы с точки зрения затрат ресурсов, являются следующие:

1. Функциональные испытания бортовых систем, а также их узлов и агрегатов (автономные и комплексные).

2. Механические, испытания на прочность, на устойчивость, климатические, электрические испытания МКА и его систем.

3. Испытания на надёжность, безопасность, некоторые виды ресурсных испытаний агрегатов, узлов, приборов.

Однако на первый план при использовании средств имитационного моделирования выходит проблема верификации результатов виртуальных и натурных испытаний. Так, в [114] приведены результаты экспериментального определения динамического поведения малого МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д». Проведено сравнение полученных экспериментальным путём модальных характеристик (собственных форм и частот) с расчётными модальными характеристиками конечно-элементной модели объекта. Экспериментальное определение собственных форм и частот проводилось с помощью метода сканирующей лазерной виброметрии, расчётный модальный анализ – методом конечных элементов с использованием пакета конечно-элементного анализа MSC Patran/Nastran. Так как модель МКА имела большое количество неопределённостей в жёсткостных параметрах элементов конструкции, погрешность определения собственных частот на первой стадии исследования доходила до 45,75%. Выполненный коррекционный анализ и последующее уточнение жёсткостных параметров некоторых элементов конструкции МКА позволили снизить погрешности определения частот. Однако результаты на данном этапе верификации всё ещё далеки от уровней, позволяющих говорить о корреляции результатов натурального эксперимента и имитационного моделирования.

В статье [115] изложены принципы применения технологии имитационного моделирования при проведении статических испытаний изделий ракетно-космической техники также на примере МКА «АИСТ-2Д». В работе проведение имитационных статических

испытаний с помощью метода конечных элементов с использованием пакета конечно-элементного анализа MSC.Patran/Nastran рассматривается в качестве дополнительного метода анализа напряжённо-деформированного состояния изделия. Отмечается, что для получения достоверных результатов имитационных испытаний требуется проведение валидации конечно-элементной модели изделия, которая заключается в подтверждении правильности модели путём исследования напряжённо-деформированного состояния конструкции лётного изделия. Эффективность метода подтверждена входе имитационных испытаний МКА «АИСТ-2Д», проведённых параллельно со статическими испытаниями изделия. Сходимость результатов данного типа испытаний уже выше, чем при модальных, и составила в среднем 8% (диапазон от 0,2 до 18,2%).

Вместе с тем постоянное развитие методов, а также программных средств моделирования уже сегодня позволяет говорить о существенном снижении объёма проводимых натурных экспериментов и создаваемых физических моделей, а по некоторым видам испытаний уже полностью отказаться от них.

В частности, макетно-конструкторские испытания (МКИ) изделия являются отработочными и могут проводиться полностью на электронном макете, который представляет собой электронную модель изделия (ЭМИ). Эта модель позволяет полностью или частично оценить, как изделие будет взаимодействовать с элементами производственной и/или эксплуатационной среды, и используется для принятия решений в процессе разработки изделия, а также в ходе его производства и эксплуатации. В состав электронной модели изделия входят три основных компонента: геометрическая модель изделия, набор атрибутов (количество которых может варьироваться) и технические требования к изделию. Модель должна содержать полный набор конструкторских, техно-

логических и физических параметров согласно ГОСТ 2.109, необходимых для выполнения расчётов, математического моделирования, разработки технологических процессов и др. ЭМИ для проведения МКИ разрабатывается в соответствии с ГОСТ 2.052-2006, ГОСТ В 22571-77, ГОСТ РВ 15.210-2001 и соответствует конструкторской документации (КД), используемой для изготовления изделия.

На рисунке 3.24 приведён пример проведения виртуальных МКИ на ЭМИ МКА ДЗЗ на базе платформы «АИСТ-2».

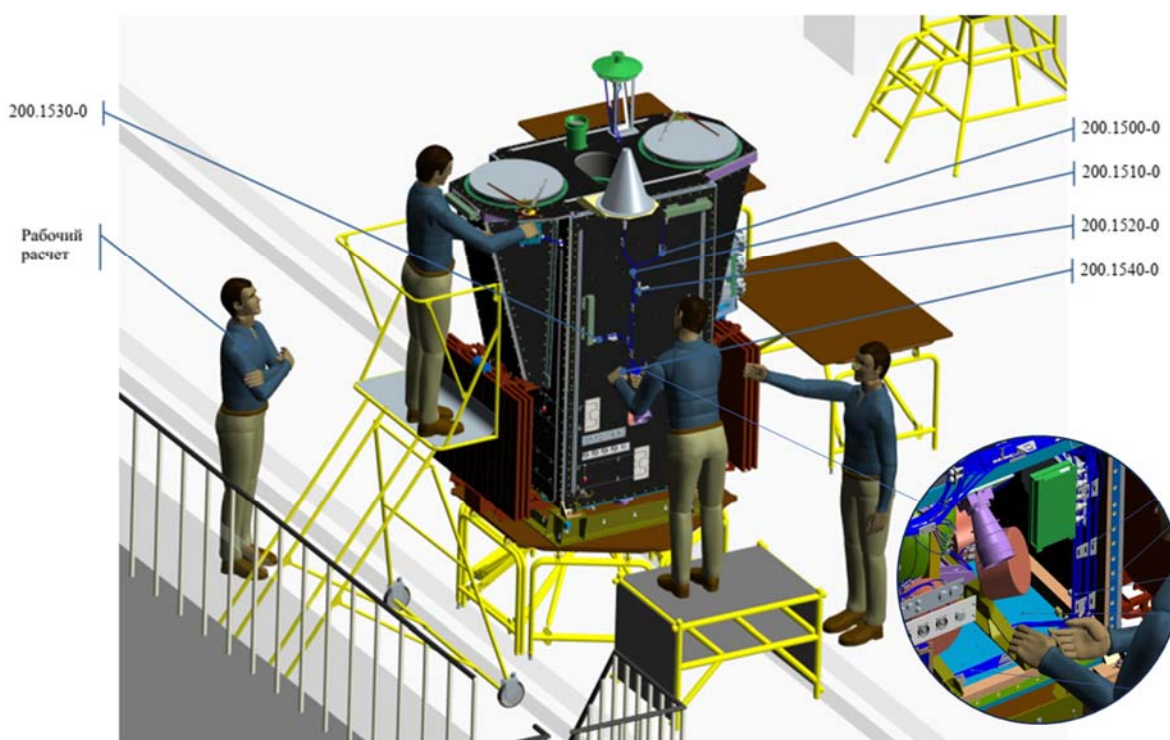


Рисунок 3.24 – Обеспечение доступа к внешним монтажам БКС (проведение МКИ на ЭМИ)

Таким образом, одна из важнейших задач МКИ – проверка правильности выбранных решений, выявления и устранения конструктивных и технологических недостатков монтажа БКС может быть осуществлена на ЭМИ полностью в виртуальном (цифровом) виде.

Другим важным подходом, применимым для сокращения объёмов, сроков и стоимости наземной экспериментальной отработки

МКА, является использование так называемой «протолётной идеологии», которая предполагает проведение квалификационных и приёмочных испытаний на образцах изделий, запускаемых в космос.

Термин «протолётный подход» (в зарубежной терминологии – protoflight approach) впервые появился в нормативных документах NASA согласно действующим стандартам NASA-STD-5001, NASA-STD-7001, NASA-STD-7002 [116].

В качестве основных преимуществ реализации «протолётного» подхода при наземной экспериментальной отработке МКА можно выделить следующие:

- минимизацию риска производственных отказов за счёт проведения всех наземных испытаний на лётном образце;
- существенное снижение материальных затрат на проведение испытаний по сравнению с традиционным подходом, требующим изготовления нескольких (как правило, семи и более) испытываемых образцов и макетов, в последующем не используемых.

На основе обобщения представлений нескольких авторов о структуре и объёме испытаний КА, изложенных в [115–117], предложен вариант укрупнённой программы лабораторных испытаний изделий, учитывающий не только их структурную декомпозицию на элементы и системы, но и особенности, характерные для многоспутниковых систем, в частности серийное производство МКА (таблица 3.14).

Представленный в таблице 3.14 вариант укрупнённой программы КПЭО отвечает требованиям по снижению сроков и объёмов лабораторных испытаний для МКА, изготавливаемых серийно, а также соответствует положениям «протолётного» подхода, успешно реализованного в ходе создания МКА научно-образовательного назначения «АИСТ» [118], а также МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [54]. В обоих указанных случаях на орбиту были

запущены ОТ МКА, которые представляли собой демонстраторы технологий. При этом сокращённые объёмы наземной экспериментальной отработки успешно компенсированы на этапе лётно-конструкторских испытаний [119].

Таблица 3.14 – Вариант укрупнённой программы лабораторных испытаний, учитывающий особенности создания многоспутниковых космических систем на базе МКА

Испытания	Бортовая система	Первый лётный образец – демонстратор	Серийный образец
Статическая прочность	+	+	–
Синусоидальная вибрация	+	+	–
Случайная вибрация/ акустический шум	+	+	–
Ударные воздействия	+	+	–
Модальные испытания	–	+	–
Динамические испытания	+	+	–
Испытания на транспортабельность	–	+	–
Термовакuumные испытания	+	+	–
Электрорадиоиспытания	+	+	+
Испытания на воздействия электрического поля	+	+	–
Конструкторско-доводочные испытания МКА	–	+	–
Комплексные испытания МКА (включая отработку систем отделения)	–	+	–

При этом переход от опытного к серийному роботизированному производству МКА, необходимому при формировании многоспутниковых систем, характеризуется сочетанием сплошного и выборочного контроля для следующих видов испытаний:

- входной контроль материалов, полуфабрикатов, электрорадиоизделий, электронной компонентной базы, бортовых систем;
- контроль стабильности и устойчивости основных технологических процессов производства и сборки изделий;
- контроль качества выполнения технологических операций;
- периодические испытания.

В работе [120] предложена постановка задачи оптимизации объёмов наземной экспериментальной отработки с критериями «надёжность – стоимость – сроки», где надёжность рассматривается в традиционном контексте как вероятность безотказной работы КА. Задача сформулирована как выбор рациональных вариантов из множества возможных вариантов, обеспечивающих максимальную надёжность КА по результатам НЭО и минимизирующих интегральную величину основных составляющих процесса НЭО – стоимость отработки и сроки отработки.

В работе [121] данная постановка развивается за счёт замены показателя надёжности на более обобщённый показатель качества КА, куда включены помимо показателей надёжности (безотказность, долговечность, сохраняемость) ещё и энерговооружённость, энергопотребление, относительная масса полезной нагрузки и др. Приводится также множество постановок задач оптимизации объёма НЭО в зависимости от фиксации остальных критериев и перевода их в разряд ограничений, например: минимизация стоимости НЭО при заданных показателях качества КА; максимизация качества КА при заданной стоимости НЭО, минимизация срока НЭО при заданной стоимости НЭО и качестве КА и др.

Обобщая такой подход, можно сформировать общий алгоритм оптимизации объёмов НЭО КА на основе выбора рационального варианта отработки по указанным выше критериям оптимизации, который схематично представлен на рисунке 3.25.

Множество вариантов проведения НЭО очевидно образуется путём формирования различных по содержанию КПЭО, включающих в себя последовательность видов испытаний. С учётом приоритетности критерия времени создания МКСМ (обсуждённого в разделе 1.3.3 и выраженного постановкой задачи синтеза параметров системы в форме (1.57)), эту последовательность удобно представить через длительности каждого из видов испытаний:



Рисунок 3.25 – Обобщённая схема оптимизации объёмов НЭО КА

$$T_{\text{НЭО}}^{\text{МКА}} = \{T_{\text{стат\_исп}}^{\text{МКА}}, T_{\text{дин\_исп}}^{\text{МКА}}, T_{\text{термовак\_исп}}^{\text{МКА}}, T_{\text{электр\_исп}}^{\text{МКА}}, T_{\text{компл\_исп}}^{\text{МКА}}, \dots\}, \quad (3.31)$$

где $T_{\text{стат\_исп}}^{\text{МКА}}$ – длительность статических испытаний; $T_{\text{дин\_исп}}^{\text{МКА}}$ – длительность динамических испытаний; $T_{\text{термовак\_исп}}^{\text{МКА}}$ – длительность термовакуумных испытаний; $T_{\text{электр\_исп}}^{\text{МКА}}$ – длительность электрорадиоиспытаний; $T_{\text{компл\_исп}}^{\text{МКА}}$ – длительность комплексных испытаний и т.д.

Очевидно, что на общую длительность КПЭО, т.е на параметр $T_{\text{НЭО}}^{\text{МКА}}$ влияет как сам набор типов испытаний, проводимых над ОИ (в том числе с учётом таблицы 0), так и их объем, а также форма проведения – в натурном или цифровом виде.

Тогда в общем виде задача минимизации объёмов НЭО при выделении в качестве главного критерия времени её проведения может быть записана в следующем образом:

$$T_{\text{НЭО}}^{\text{МКА}} \rightarrow \min \left| \begin{array}{l} P_{\text{МКА}} \geq P_{\text{МКА}}^{\text{Зад}}, C_{\text{НЭО}} \leq C_{\text{НЭО}}^{\text{Доп}} \\ \gamma_{\text{МКА}} \in \gamma_{\text{МКА}}^{\text{Доп}}, s_{\text{КПЭО}} \in S_{\text{КПЭО}}, \end{array} \right. \quad (3.32)$$

где $S_{НЭО}^{Доп}$ – допустимая стоимость НЭО; $s_{КПЭО}$ – выбранный вариант формирования КПЭО; $S_{КПЭО}$ – множество вариантов формирования КПЭО.

С учётом того, что длительность проведения испытаний неразрывно связана с их стоимостью (через трудоёмкость и удельную стоимость), выделение в качестве главного критерия времени проведения НЭО и постановка задачи оптимизации объёмов в виде (3.32) могут считаться корректными.

Для определения надёжности МКСМ и её элементов по результатам НЭО предлагается использовать логико-вероятностные методы, с помощью которых возможно не только нормирование количества допустимых отказов, но и идентификация «слабых» звеньев системы для определения направлений повышения её надёжности.

3.4.3 Моделирование надёжности многоспутниковых космических систем мониторинга на основе логико-вероятностного метода

Нормирование количества допустимых отказов МКА в МКСМ

Отказ различного количества МКА в МКСМ можно представить с помощью логической функции, которая при отказе одного любого МКА будет выглядеть следующим образом:

$$\bar{F}_1^{МКСМ} = (\bar{A}_1 A_2 \dots A_N) \vee (A_1 \bar{A}_2 \dots A_N) \vee \dots (A_1 A_2 \dots \bar{A}_N), \quad (3.33)$$

где $\bar{A}_i$ – событие отказа i -го МКА; A_i – событие неотказа i -го МКА.

Если может отказать два любых МКА, то логическая функция отказа системы МКА будет определяться выражением:

$$\begin{aligned} \bar{F}_2^{МКСМ} = & [(\bar{A}_1 \bar{A}_2 \dots A_N) \vee (\bar{A}_1 A_2 \bar{A}_2 \dots A_N) \vee \dots (\bar{A}_1 A_2 \dots \bar{A}_N)] \vee \\ & \vee [(A_1 \bar{A}_2 \bar{A}_3 \dots A_N) \vee (A_1 \bar{A}_2 A_3 \bar{A}_4 \dots A_N) \vee \dots (A_1 \bar{A}_2 A_3 \dots \bar{A}_N)] \vee \\ & \vee \dots \vee [(A_1 A_2 A_3 \dots \bar{A}_{N-1} \bar{A}_N)]. \end{aligned} \quad (3.34)$$

Аналогичные функции можно составить для отказов трёх, четырёх, ..., $N^{\text{от}}$ МКА.

Поскольку эти логические функции относятся к классу совершенных дизъюнктивных нормальных логических функций (её отдельные группы конъюнкций попарно ортогональны), то для перехода к вероятностям можно просто заменить события их вероятностями, знаки логического сложения (дизъюнкции) на алгебраические знаки сложения, а знаки логического умножения (конъюнкции) заменить на знаки алгебраического умножения.

Тогда для вероятности отказа любого одного МКА получаем:

$$\bar{P}_1^{\text{МКСМ}} = [(1 - \bar{P}_1)P_2 \dots P_N] + [P_1(1 - \bar{P}_2) \dots P_N] + \dots + [P_1P_2 \dots (1 - \bar{P}_N)], \quad (3.35)$$

где $\bar{P}_i$ – вероятность отказа i -го МКА; P_i – вероятность неотказа (надёжности) i -го МКА.

Если все МКА одинаковы по надёжности, то вероятность будет определяться по формуле:

$$\bar{P}_1^{\text{МКСМ}} = \sum_{i=1}^N [(1 - \bar{P}_{\text{МКА}})P_{\text{МКА}}^{N-1}]. \quad (3.36)$$

Аналогично для отказов любых двух МКА получаем

$$\begin{aligned} \bar{P}_2^{\text{МКСМ}} = \{ & [(1 - \bar{P}_1)(1 - \bar{P}_2)P_3 \dots P_N] + [(1 - \bar{P}_1)P_2(1 - \bar{P}_3) \dots P_N] + \\ & + \dots + [(1 - \bar{P}_1)P_2P_3 \dots (1 - \bar{P}_N)] \} + \\ & + \{ [P_1(1 - \bar{P}_2)(1 - \bar{P}_3)P_4 \dots P_N] + \\ & + [P_1(1 - \bar{P}_2)P_3(1 - \bar{P}_4) \dots P_N] + \dots + [P_1(1 - \bar{P}_2)P_3 \dots (1 - \bar{P}_N)] \} + \\ & + \{ P_1P_2 \dots (1 - \bar{P}_{N-1})(1 - \bar{P}_N) \}. \end{aligned} \quad (3.37)$$

Если могут отказать один или два МКА, то вероятность отказа будет равна сумме вероятности отказа одного (любого) КА и вероятности отказа двух (любых) МКА, то есть

$$\begin{aligned} \bar{P}_{1+2}^{\text{МКСМ}} &= \sum_{i=1}^2 \bar{P}_i^{\text{МКСМ}} = \bar{P}_1^{\text{МКСМ}} + \bar{P}_2^{\text{МКСМ}} = \quad (3.38) \\ &= [(1 - \bar{P}_1)P_2 \dots P_N] + [P_1(1 - \bar{P}_1) \dots P_N] + \dots + [P_1P_2 \dots (1 - \bar{P}_N)] + \\ &+ \{ [(1 - \bar{P}_1)(1 - \bar{P}_2)P_3 \dots P_N] + [(1 - \bar{P}_1)P_2(1 - \bar{P}_3) \dots P_N] + \dots + \end{aligned}$$

$$+[(1 - \bar{P}_1)P_2P_3 \dots (1 - \bar{P}_N)]\} + \{[P_1(1 - \bar{P}_2)(1 - \bar{P}_3)P_4 \dots P_N] + \\ + [P_1(1 - \bar{P}_2)P_3(1 - \bar{P}_4) \dots P_N] + \dots + [P_1(1 - \bar{P}_2)P_3 \dots (1 - \bar{P}_N)]\} + \\ + \{P_1P_2 \dots (1 - \bar{P}_{N-1})(1 - \bar{P}_N)\}.$$

Вероятность отказа от одного до $N^{\text{от}}$ МКА из N (одного, двух ... $N^{\text{от}}$ любых МКА) равна сумме вероятностей отказа одного (любого), двух (любых) ... $N^{\text{от}}$ МКА:

$$\bar{P}_{1+2}^{\text{МКСМ}} = \sum_{i=1}^{N^{\text{от}}} \bar{P}_i^{\text{МКСМ}}. \quad (3.39)$$

Примем допущение, что надёжности всех МКА в МКСМ одинаковы и равны $P_{\text{МКА}}$. Тогда для отказа одного (любого) МКА получаем:

$$\bar{P}_1^{\text{МКСМ}} = \sum_1^N [(1 - \bar{P}_{\text{МКА}})P_{\text{МКА}}^{N-1}], \quad (3.40)$$

для отказа любых двух МКА получаем формулу

$$\bar{P}_2^{\text{МКСМ}} = \sum_{i=1}^{N-1} [(1 - \bar{P}_{\text{МКА}})^2 P_{\text{МКА}}^{N-2}] + \quad (3.41) \\ + \sum_{i=1}^{N-2} [(1 - \bar{P}_{\text{МКА}})^2 P_{\text{МКА}}^{N-2}] + \dots + \sum_{i=1}^{N-(N-1)} [(1 - \bar{P}_{\text{МКА}})^2 P_{\text{МКА}}^{N-2}] = \\ = \sum_{q=1}^{N-1} \sum_{i=1}^{N-q} [(1 - \bar{P}_{\text{МКА}})^2 P_{\text{МКА}}^{N-2}].$$

Модели роста надёжности МКА в процессе НЭО

В работах [122, 123] показано, что при НЭО рост надёжности составных частей КА и КА в целом зависит от числа доработок и в первом приближении может быть описан функцией, аналогичной экспоненциальному закону распределения случайных чисел. Для обоснования этого закона служат экспериментально подтверждённые факты, свидетельствующие о том, что чем больше требуемый показатель надёжности, тем труднее его обеспечить. Или, иными словами, каждая последующая доработка приносит меньший прирост показателя надёжности по сравнению с предыдущей.

Представленные в [122, 123] модели, как правило, предназначены для многофункциональных единичных КА и довольно сложны. Применительно к МКА и космическим системам на их

базе представляется разумным использовать более простые приближённые модели, так как ущерб от отказа МКА, при их большом количестве в МКСМ, относительно невелик.

Основным отличием предлагаемых моделей для оценки прироста надёжности в процессе НЭО является то, что целое число доработок представляется в виде действительного числа, с последующим округлением количества доработок до ближайшего целого.

Представим модель роста надёжности в следующем виде:

$$P = 1 - \exp(-k \cdot n), \quad (3.42)$$

где n – количество доработок (действительное число); k – параметр, корректирующий связь надёжности с количеством доработок (определяется экспериментально).

На рисунке 3.26 представлены графики роста надёжности в зависимости от количества доработок для различных значений параметра k .

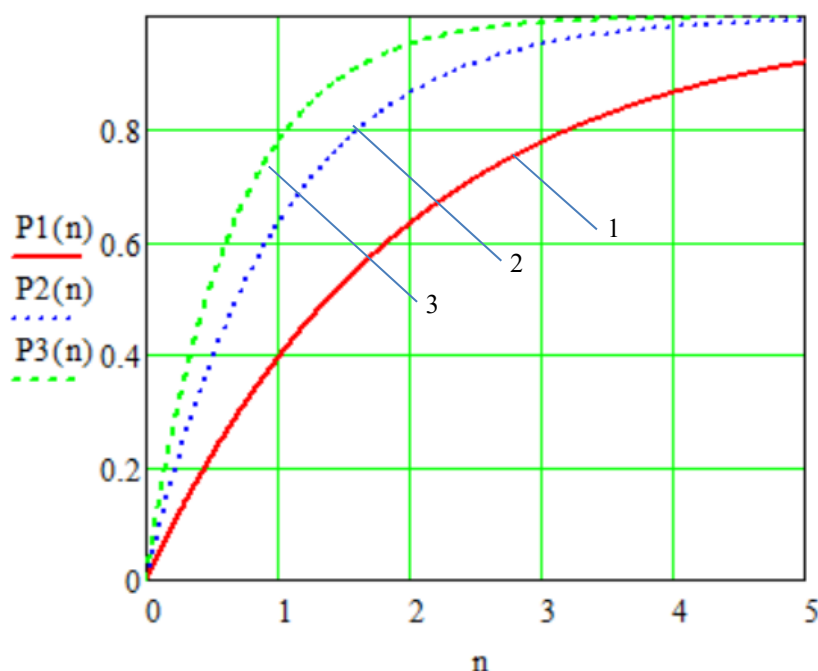


Рисунок 3.26 – Графики роста надёжности в зависимости от количества доработок n : 1 – $k = 0,5$; 2 – $k = 1$; 3 – $k = 1,5$

С другой стороны, прирост показателя надёжности, как упоминалось, уменьшается с увеличением количества доработок. Представим модель прироста надёжности в виде:

$$\Delta P = 1 - P = 1 - (1 - \exp(-k \cdot n)) = \exp(-k \cdot n). \quad (3.43)$$

На рисунке 3.27 представлены графики прироста надёжности также от количества доработок (при тех же значениях параметра k).

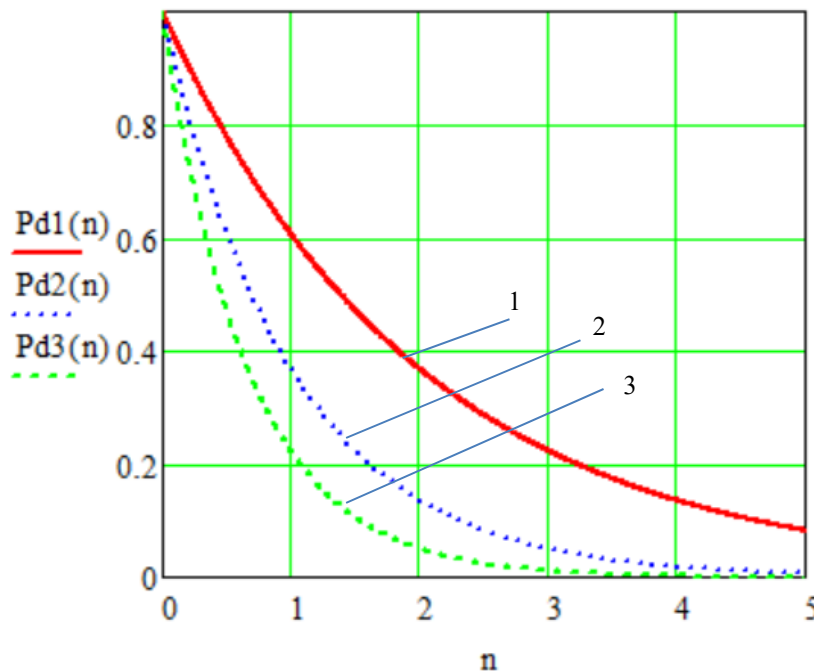


Рисунок 3.27 – Графики прироста надёжности в зависимости от количества доработок n : 1 – $k = 0,5$; 2 – $k = 1$; 3 – $k = 1,5$

Поскольку необходимо обеспечить выполнение двух условий одновременно: события, приводящего к росту надёжности, и события, приводящего к приросту надёжности после доработок, то необходимо выполнить логическое произведение этих событий. В рамках теории логико-вероятностных функций результирующее событие является конъюнкцией входящих событий. Переход от логической функции к вероятностной приводит к следующей функции:

$$P_s = \exp(-k \cdot n)(1 - \exp(-k \cdot n)). \quad (3.44)$$

На рисунке 3.28 представлены графики функции произведения функций роста и прироста надёжности в зависимости от количества доработок (при тех же значениях параметра k).

Оптимальное значение количества доработок (с учётом роста и прироста надёжности) найдём из решения уравнения, которое можно получить, взяв производную от функции (3.43) и приравняв её к нулю. Решение данного уравнения показывает, что оптимальное количество экспериментов (при принятых исходных данных) равно 1,386, которое необходимо округлить до двух.

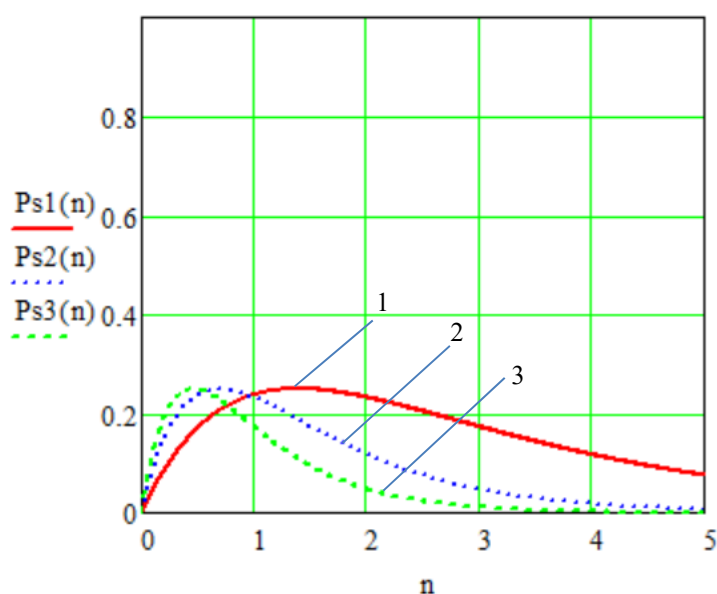


Рисунок 3.28 – Графики функции произведения функций роста и прироста надёжности в зависимости от количества доработок n :

$$1 - k = 0,5; 2 - k = 1; 3 - k = 1,5$$

Проведение большего числа доработок, безусловно, обеспечит более высокое значение надёжности МКА, однако это приведёт к перераспределению ресурсов в этапах ЖЦ «испытания – эксплуатация».

Логико-вероятностные модели повышения надёжности МКА в процессе НЭО

Чем больше требования к показателям надёжности МКА, тем больше требуется затрат на НЭО и на время доведения надёжности

МКА до заданной (нормированной). С этой точки зрения актуальны модели повышения (роста) надёжности МКА в зависимости от числа их доработок в условиях оптимизации объёмов НЭО.

В работе [122] рассмотрены различные модели роста показателей надёжности в процессе НЭО и оптимизации количества доработок. Однако эти модели довольно сложны и требуют для своей реализации дополнительных данных, получаемых из статистики по НЭО прототипов изделий.

Предлагается строить модели роста показателей надёжности в процессе НЭО на основе логико-вероятностных методов исследования надёжности структурно-сложных систем, которые приводят хотя и к приближённым, но к более простым моделям роста надёжности в процессе НЭО.

Суть этого метода заключается в том, что строится структурно-логическая схема отказа или безотказной работы МКА как с учётом, так и без учёта доработок, а также с учётом количества (объёмов) этих доработок (рисунок 3.29). Далее, на основе этой схемы составляется логическая функция отказа или безотказной работы МКА. Затем по правилам логико-вероятностных методов осуществляется переход к вероятностной функции, с помощью которой можно вычислять вероятность отказа или безотказной работы МКА в зависимости от работы элементов логической схемы. Последние вероятности можно задать, например, на основе статистики, по результатам уже проведённых испытаний. Полученные вероятностные функции отказа (или безотказной работы) МКА можно использовать как целевые для идентификации наиболее «слабых» звеньев в структуре НЭО МКА и МКСМ в целом для определения направления совершенствования СЭО.

Логическая функция безотказной работы МКА имеет форму:

$$Y = P_{\text{МКА}} \vee P'_{\text{МКА}} \& P_{\text{Д1}} \& P_{\text{МКА1}} \vee P'_{\text{МКА}} \& P_{\text{Д1}} \& P'_{\text{МКА1}} \& P_{\text{Д2}} \& P_{\text{МКА2}} \vee P'_{\text{МКА}} \& P_{\text{Д1}} \& P'_{\text{МКА1}} \& P_{\text{Д2}} \& P'_{\text{МКА2}} \& P_{\text{Д3}} \& P_{\text{МКА3}}, \quad (3.45)$$

где знак $\vee$ означает операцию дизъюнкции, а $\&$ – операцию конъюнкции событий.

Упростим запись, заменяя знаки конъюнкций точками (тем не менее, подразумевая, что это знаки логического умножения). Для простоты не будем вводить новые обозначения вероятностей, а будем использовать для них такие же обозначения, как у событий:

$$Y = P_{\text{МКА}} \vee P'_{\text{МКА}} \cdot P_{\text{Д1}} \cdot P_{\text{МКА1}} \vee P'_{\text{МКА}} \cdot P_{\text{Д1}} \cdot P'_{\text{МКА1}} \cdot P_{\text{Д2}} \cdot P_{\text{МКА2}} \vee P'_{\text{МКА}} \cdot P_{\text{Д1}} \cdot P'_{\text{МКА1}} \cdot P_{\text{Д2}} \cdot P'_{\text{МКА2}} \cdot P_{\text{Д3}} \cdot P_{\text{МКА3}}. \quad (3.46)$$

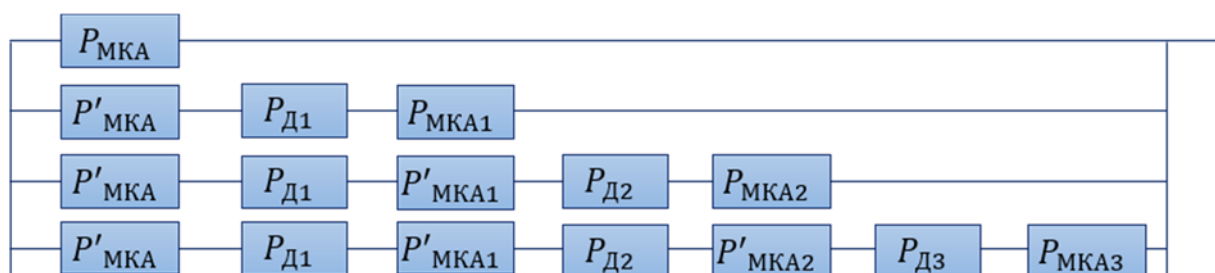


Рисунок 3.29 – Структурно-логическая схема процесса НЭО МКА:

$P_{\text{МКА}}$ – событие безотказной работы МКА (без доработки);

$P_{\text{МКА1}}$ – событие безотказной работы МКА после первой доработки;

$P_{\text{МКА2}}$ – событие безотказной работы МКА после второй доработки и т.п.;

$P_{\text{МКА3}}$ – событие безотказной работы МКА после третьей доработки;

$P'_{\text{МКА}}$ – событие отказа МКА (без доработки); $P'_{\text{МКА1}}$ – событие отказа МКА после первой доработки; $P'_{\text{МКА2}}$ – событие отказа МКА после второй доработки; $P_{\text{Д1}}$ – событие первой доработки МКА; $P_{\text{Д2}}$ – событие второй доработки МКА; $P_{\text{Д3}}$ – событие третьей доработки МКА

Поскольку логическая функция представляет собой ортогональную дизъюнктивную нормальную форму [124], то переход к вероятностной функции существенно упрощается. Для этого необходимо события заменить их вероятностями, вместо знаков дизъюнкции поставить знаки алгебраического суммирования, а вместо знаков конъюнкций – алгебраический знак умножения, то есть:

$$\begin{aligned} P(Y) = & P_{\text{МКА}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}P_{\text{МКА1}} + \\ & + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} + \\ & + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}})P_{\text{Д3}}P_{\text{МКА3}}. \end{aligned} \quad (3.47)$$

Таким образом, зная статистические показатели процесса отработки МКА, можно получить приращения надёжности после каждой доработки и тем самым определиться с необходимым числом доработок. Продемонстрируем это на примере, для которого примем следующие исходные данные:

$$P_{\text{МКА}} = 0,7; P_{\text{МКА1}} = 0,8; P_{\text{МКА2}} = 0,9; P_{\text{МКА3}} = 0,95; (3.48)$$

$$P_{\text{Д1}} = 0,7; P_{\text{Д2}} = 0,5; P_{\text{Д3}} = 0,2.$$

Анализируя формулу (3.46), можно сделать вывод, что наибольший прирост надёжности происходит после первой доработки (0,168) и надёжность МКА после неё составляет $P = 0,868$; после второй доработки прирост надёжности снижается (0,0189) и надёжность составляет $P = 0,8869$; а после третьей прирост надёжности принимает минимальное значение (0,003591) и надёжность составляет в данном примере $P = 0,890491$.

Идентификация «слабых» звеньев в структуре НЭО МКА

Идентификацию «слабых» звеньев (анализ чувствительности) удобно проводить на основе понятия «значимость». Значимость элемента (звена) есть частная производная от вероятности безотказной работы (или отказа) СЭО $P_{\text{СЭО}}$ по вероятности безотказной работы (или по вероятности отказа) элемента P_i , то есть

$$\xi_i = \frac{\partial P_{\text{СЭО}}}{\partial P_i}. \quad (3.49)$$

Рассчитаем показатели значимости элементов СЭО для примера с исходными данными (3.47):

$$\xi_{\text{МКА}} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{\text{МКА}}} = 1 - P_{\text{Д1}}P_{\text{МКА1}} - P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} -$$

$$- P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}})P_{\text{Д3}}P_{\text{МКА3}} = 0,36503; \quad (3.50)$$

$$\xi_{\text{Д1}} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{\text{Д1}}} = (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{МКА1}} + (1 - P_{\text{МКА}})$$

$$(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} + \quad (3.51)$$

$$+ (1 - P_{\text{МКА}})(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}})P_{\text{Д3}}P_{\text{МКА3}} = 0,26757;$$

$$\xi_{MKA1} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{MKA1}} = P_{D1}(1 - P_{MKA1}) - P_{D1}P_{D2}(1 - P_{MKA2})P_{D3}P_{MKA3} - \\ - (1 - P_{MKA})P_{D1}P_{D2}(1 - P_{MKA2})P_{D3}P_{MKA3} = 0,113503; \quad (3.52)$$

$$\xi_{D2} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{D2}} = (1 - P_{MKA})P_{D1}(1 - P_{MKA1})P_{MKA2} + \\ + (1 - P_{MKA})P_{D1}(1 - P_{MKA1})(1 - P_{MKA2})P_{D3}P_{MKA3} = 0,038598; \quad (3.53)$$

$$\xi_{MKA2} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{MKA2}} = (1 - P_{MKA})P_{D1}(1 - P_{MKA1})P_{D2} - \\ - (1 - P_{MKA})P_{D1}(1 - P_{MKA1})P_{D2}P_{D3}P_{MKA3} = 0,01701; \quad (3.54)$$

$$\xi_{D3} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{D3}} = (1 - P_{MKA})P_{D1}(1 - P_{MKA1})P_{D2} \times \\ \times (1 - P_{MKA2})P_{MKA3} = 0,001995; \quad (3.55)$$

$$\xi_{MKA3} = \frac{\partial P(Y)}{\partial P_{MKA3}} = (1 - P_{MKA})P_{D1}(1 - P_{MKA1}) \times \\ \times P_{D2}(1 - P_{MKA2})P_{D3} = 0,00042. \quad (3.56)$$

Ввиду вычислительной сложности определения показателей значимости традиционными методами с использованием ЭВМ, для решения данной задачи применим метод дифференцирования, разработанный для логико-вероятностных функций.

В теории логико-вероятностных методов доказывается, что производная от вероятностной функции, полученной с помощью методов алгебры логики, численно равна разности вероятности работоспособного состояния системы, когда элемент находится в работоспособном состоянии, и вероятности работоспособного состояния системы, когда рассматриваемый элемент находится в состоянии отказа, то есть:

$$\xi_i = \frac{\partial P_{CЭ0}}{\partial P_i} = P_{CЭ0}(x_i = 1) - P_{CЭ0}(x_i = 0). \quad (3.57)$$

Рассчитаем значимость элементов системы с помощью свойств логико-вероятностных методов с использованием исходных данных, представленных в (3.47):

$$\xi_{MKA} = P[Y|(P_{MKA} = 1)] - P[Y|(P_{MKA} = 0)] = \\ = [1 + (1 - 1)P_{D1}P_{MKA1} + \quad (3.58)$$

$$\begin{aligned}
& + (1 - 1)P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2}P_{МКА2} + (1 - 1)P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2} \times \\
& \times (1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3} - [0 + (1 - 0)P_{Д1}P_{МКА1} + \\
& + (1 - 0)P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2}P_{МКА2} + \\
& + (1 - 0)P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2}(1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] = \\
& = [1 + 0 + 0] - \\
& - [P_{Д1}P_{МКА1} + P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2}P_{МКА2} + \\
& + P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2}(1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] = 0,36503.
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\xi_{Д1} &= P[Y|(P_{Д1} = 1)] - P[Y|(P_{Д1} = 0)] = [P_{МКА} + \quad (3.59) \\
& + (1 - P_{МКА}) \cdot 1 \cdot P_{МКА1} + (1 - P_{МКА}) \cdot 1 \cdot (1 - P_{МКА1})P_{Д2}P_{МКА2} + \\
& + (1 - P_{МКА}) \cdot 1 \cdot (1 - P_{МКА1})P_{Д2}(1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] - \\
& - [P_{МКА} + (1 - P_{МКА}) \cdot 0 \cdot P_{МКА1} + (1 - P_{МКА}) \cdot 0 \cdot \\
& \cdot (1 - P_{МКА1})P_{Д2}P_{МКА2} + \\
& + (1 - P_{МКА}) \cdot 0 \cdot (1 - P_{МКА1})P_{Д2}(1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] = 0,26757.
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\xi_{МКА1} &= P[Y|(P_{МКА1} = 1)] - P[Y|(P_{МКА1} = 0)] = [P_{МКА} + \quad (3.60) \\
& + (1 - P_{МКА})P_{Д1} \cdot 1 + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - 1)P_{Д2}P_{МКА2} + \\
& + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - 1)P_{Д2}(1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] - \\
& - [P_{МКА} + (1 - P_{МКА})P_{Д1} \cdot 0 + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - 0)P_{Д2}P_{МКА2} + \\
& + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - 0)P_{Д2}(1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] = 0,113505.
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\xi_{Д2} &= P[Y|(P_{Д2} = 1)] - P[Y|(P_{Д2} = 0)] = [P_{МКА} \quad (3.61) \\
& (1 - P_{МКА})P_{Д1}P_{МКА1} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1}) \cdot 1 \cdot P_{МКА2} + \\
& + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1}) \cdot 1 \cdot (1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] - \\
& - [P_{МКА} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}P_{МКА1} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1}) \cdot 0 \cdot \\
& \cdot P_{МКА2} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1}) \cdot 0 \cdot \\
& \cdot (1 - P_{МКА2})P_{Д3}P_{МКА3}] = 0,038598.
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\xi_{МКА2} &= P[Y|(P_{МКА2} = 1)] - P[Y|(P_{МКА2} = 0)] = [P_{МКА} + \quad (3.62) \\
& + (1 - P_{МКА})P_{Д1}P_{МКА1} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2} \cdot 1 + \\
& + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2}(1 - 1)P_{Д3}P_{МКА3}] - \\
& - [P_{МКА} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}P_{МКА1} + (1 - P_{МКА})P_{Д1}(1 - P_{МКА1})P_{Д2} \cdot 0 +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - 0)P_{\text{Д3}}P_{\text{МКА3}}] = 0,01701. \\
\xi_{\text{Д3}} = P[Y|(P_{\text{Д3}} = 1)] - P[Y|(P_{\text{Д3}} = 0)] = & [P_{\text{МКА}} + \quad (3.63) \\
& + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}P_{\text{МКА1}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} + \\
& + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}}) \cdot 1 \cdot P_{\text{МКА3}}] - \\
& - [P_{\text{МКА}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}P_{\text{МКА1}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}}) \\
& P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}}) \cdot 0 \cdot P_{\text{МКА3}}].
\end{aligned}$$

Сокращая первые и вторые одинаковые группы членов в первой и второй строчках, а также учитывая, что третья группа сомножителей во второй строчке содержит ноль, получаем:

$$\begin{aligned}
\xi_{\text{Д3}} = [(1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}}) \times \\
\times 1 \cdot P_{\text{МКА3}}] = 0,001995. \quad (3.64)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\xi_{\text{МКА3}} = P[Y|(P_{\text{МКА3}} = 1)] - P[Y|(P_{\text{МКА3}} = 0)] = [P_{\text{МКА}} + \\
+ (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}P_{\text{МКА1}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} + \\
+ (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}})P_{\text{Д3}} \cdot 1] - \\
- [P_{\text{МКА}} + (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}P_{\text{МКА1}} + \quad (3.65) \\
+ (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}P_{\text{МКА2}} + \\
+ (1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}})P_{\text{Д3}} \cdot 0].
\end{aligned}$$

Проведя сокращения аналогично, как и в предыдущем выражении, получаем:

$$\begin{aligned}
\xi_{\text{МКА3}} = P[Y|(P_{\text{МКА3}} = 1)] - P[Y|(P_{\text{МКА3}} = 0)] = \quad (3.66) \\
= [(1 - P_{\text{МКА}})P_{\text{Д1}}(1 - P_{\text{МКА1}})P_{\text{Д2}}(1 - P_{\text{МКА2}})P_{\text{Д3}} \cdot 1] = 0,00042.
\end{aligned}$$

Заметим, что эти результаты совпадают с результатами, полученными ранее. При этом такой подход позволяет легко автоматизировать процесс расчёта показателей значимости.

В рассматриваемых примерах при принятых исходных данных (3.47) наиболее значимым элементом СЭО является начальная надёжность МКА ($\xi_{\text{КА}} = 0,36503$), что свидетельствует о том, что в первую очередь необходимо уделять внимание обеспечению

надёжности МКА на этапе проектирования (проектной надёжности). Вторым по значимости элементом системы является первая доработка при НЭО ($\xi_{д1} = 0,26757$), что свидетельствует о том, что необходимо таким образом организовывать первый этап НЭО, чтобы обнаружить наибольшее количество отказов [125].

То есть на основе логико-вероятностной модели с помощью показателей значимости можно идентифицировать «слабые» звенья СЭО МКА и затем осуществить переход к МКСМ, а также разработать рекомендации по повышению надёжности МКСМ в целом.

Таким образом, оптимизация сроков, стоимости и объёмов наземной экспериментальной отработки возможна в случае комплексного применения указанных выше подходов: комплексирование различных видов испытаний на одной экспериментальной установке; перевод некоторых видов испытаний в цифровую (виртуальную) среду; сокращение объёмов автономных и комплексных испытаний оборудования и МКА в целом при переходе от этапа экспериментального производства к серийному; совмещение части отработочных испытаний с лётно-конструкторскими.

При этом оптимизация объёмов НЭО не должна существенно отразиться на показателях надёжности многоспутниковой космической системы, т.к. стоимость создания МКА, входящих в её состав, по-прежнему очень высока, количество запусков РН существенно увеличено быть не может, как и их частота, а выход из строя (потеря работоспособности) любого из МКА системы существенно влияет на показатели её эффективности, в том числе на системный эффект, достигаемый за счёт совместного функционирования КА в составе многоспутниковой группировки. Решение этой задачи возможно за счёт повышения эффективности системы экспериментальной отработки МКА ДЗЗ как основного фактора, влияющего на надёжность работы космической системы.

3.4.4 Обобщённая схема цифровизации системы экспериментальной отработки МКА ДЗЗ, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем

На основании результатов анализа, представленного в предыдущих разделах, предложена обобщённая схема цифровизации эффективности СЭО МКА ДЗЗ (рисунок 3.30), включающая в себя следующие основные направления [125]:

1. Цифровизация технологического компонента.
2. Цифровизация организации работ и управления подсистемами.
3. Цифровизация планирования работ.
4. Развитие методов контроля процессов и анализа результатов испытаний.

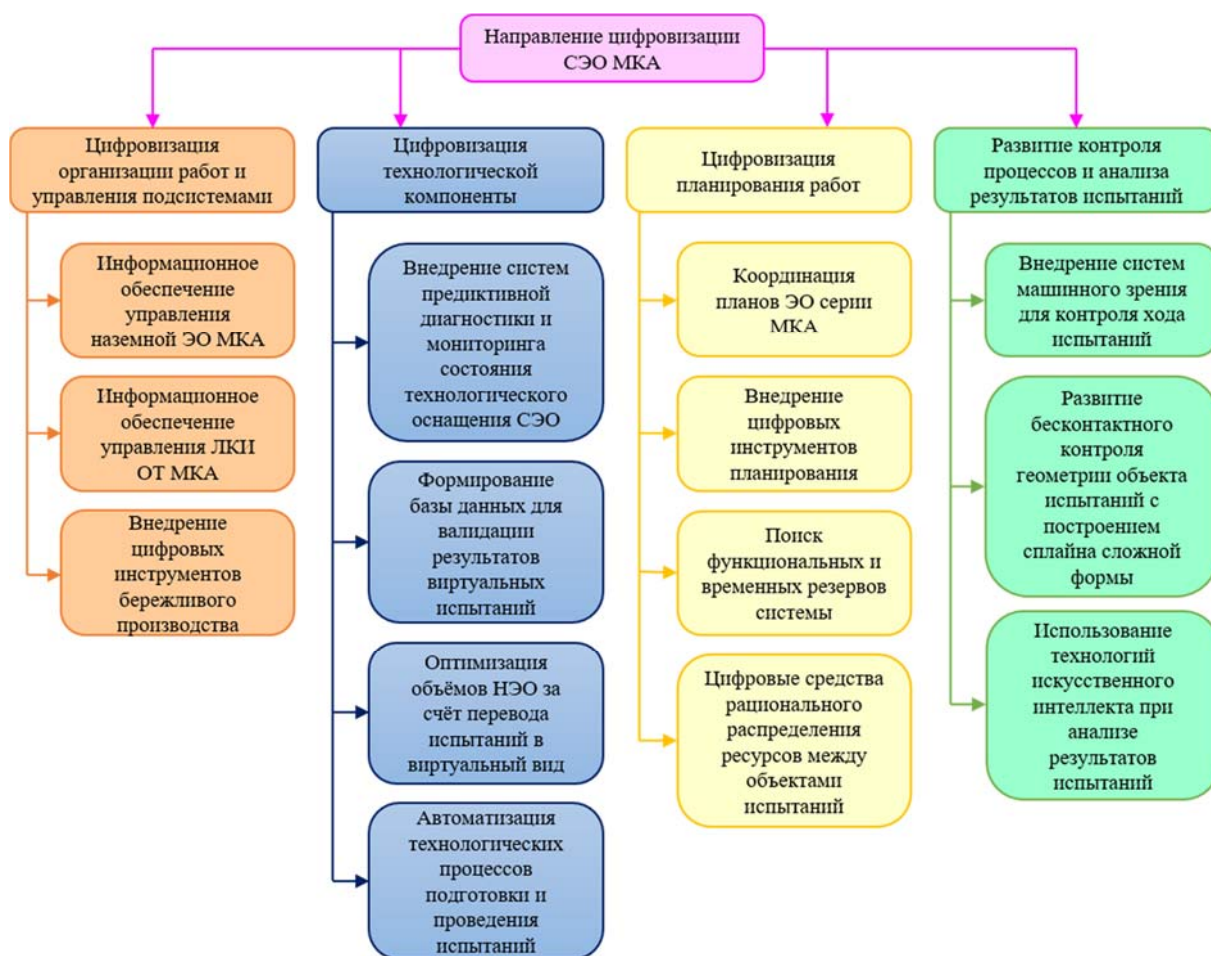


Рисунок 3.30 – Обобщённая схема цифровизации СЭО МКА ДЗЗ для МКСМ

Кратко рассмотрим каждое из сформулированных направлений.

Первое заключается в улучшении всех технических и технологических характеристик СЭО путём цифровизации её технологического компонента. Отдельно подчеркнём важность автоматизации процессов подготовки и проведения испытаний вместе с роботизацией испытательных стендов аналогично этапу ЖЦ, связанному с производством МКА. Роль цифровизации в оптимизации объёмов испытаний была описана выше. Системы предиктивной диагностики и мониторинга состояния испытательного оборудования так же актуальны, как и для оборудования производственного. Как уже отмечалось ранее, неотъемлемым элементом перевода испытаний в цифровой вид является валидация результатов таких испытаний, для чего необходимо формировать соответствующие базы данных с системами управления. Достоверность результатов виртуальных испытаний напрямую зависит от объёмов данных в таких базах и частоты их обновления.

Второе направление связано с организацией работ по экспериментальной отработке МКА и управлению подсистемами СЭО. Так, информационное обеспечение управления НЭО МКА может быть значительно улучшено за счёт внедрения единой информационной системы управления, объединяющей банки данных конструкторов, испытателей, проектантов и изготовителей экспериментальных установок (то есть интеграцией с цифровым компонентом «цифрового завода»), а также за счёт создания системы информационно-методического обеспечения управления опытно-технологическими аппаратами (демонстраторами) при проведении ЛКИ. Кроме того, внедрение цифровых принципов бережливого производства на участках НЭО также будет способствовать повышению её эффективности в целом, особенно с учётом возможности создания распределённой испытательной базы при кратно возрастающем количестве МКА в составе МКСМ.

Повышение эффективности СЭО неразрывно связано с совершенствованием планирования работ, что может быть обеспечено с помощью третьего направления – цифровизации. Данное направление включает в себя задачи, связанные с рациональным выбором количества, типа ЭУ, необходимых для отработки ОИ, а также утверждения программ испытаний и графиков их проведения. Существенное значение имеет внедрение современных цифровых методов и инструментов планирования операций.

Четвёртое направление в большей мере связано с оценкой результатов испытаний и контролем за их проведением. Современные цифровые технологии позволяют решать такие задачи с применением систем машинного зрения, методов бесконтактного контроля (в первую очередь геометрических параметров ОИ), которые позволяют существенно ускорять процесс в сравнении с контактными методами, применять технологии искусственного интеллекта (ИИ), в том числе нейросетевые, для обработки больших объёмов информации о результатах ЭО в режиме времени, близком к реальному.

Таким образом, описанные выше направления при их совместной реализации представляют собой интегральную схему цифровизации СЭО МКА ДЗЗ, учитывающую особенности создания МКСМ, направленную на повышение эффективности экспериментальной отработки и сокращение затрат на её проведение.

4 ЦИФРОВИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ, ЭКСПЛУАТАЦИИ И УТИЛИЗАЦИИ МНОГОСПУТНИКОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА

Одной из главных проблем создания многоспутниковых космических систем на базе МКА является разработка систем управления [8, 124]. Очевидно, что одним из важнейших требований к таким системам управления станет возможность обработки сверхбольших объёмов информации различного типа. Специфика многоспутниковых мониторинговых систем, в частности требование близкого к реальному масштабу времени (РМВ) обеспечения потребителей информацией ДЗЗ, потребует также наличия системы бортовой обработки информации при ограниченных мощностях бортовых вычислительных систем отдельных МКА. При этом структура системы управления может быть как традиционной – иерархической, так и сетевой в зависимости от управляемого объекта и решаемых задач.

В [126] предложено использовать технологию GRID-систем для построения систем управления многоспутниковыми космическими системами.

Несколько другой подход функционирования и управления многоспутниковой космической системой описан в [9, 69]. Многоспутниковая орбитальная группировка в этом случае представляется как сотовая структура, локализованная в пространстве и времени совокупности МКА различного целевого назначения, совместно выполняющих общую задачу, воспринимаемых потребителем как единое целое и управляемых как единый космический объект (кластер МКА). При этом МКА – центр базовой «соты» может выступать также в качестве КА – «лидера» кластера, формируе-

мого в рамках орбитальной структуры для реализации выбранных целевых эффектов, а остальные КА – в роли «ведомых». Система информационного обмена в рамках подобной системы управления строится путём формирования динамической сети базовых станций [69, 70].

Развитием данного подхода можно считать предлагаемую к рассмотрению авторами [127] технологию создания mesh-сетей – беспроводных сетей с ячеистой топологией, в которой все узлы с динамически меняющимися связями равнозначны (т.е. реализуется децентрализованное управление, и система функционирует как самоорганизующаяся). Сети такого типа позволяют обеспечить высокий уровень надёжности, поскольку выход из строя любого узлового элемента сети не приведёт к полной потере её работоспособности. В рамках этого направления в настоящее время активно развивается новый подход к построению надёжных гетерогенных спутниковых сетей, основанный на использовании DTN (Delay-tolerant networking) – сетей, устойчивых к разрывам [128].

В настоящее время одним из основных направлений развития технологий исследователями выделяется функционирование многоспутниковой КС как интеллектуальной мультиагентной системы [129–131] – совокупности взаимодействующих между собой интеллектуальных агентов, в роли которых выступают орбитальные, наземные и другие узловые элементы спутниковой сети.

Вместе с тем надо отметить, что, несмотря на большое количество опубликованных за последние годы научных работ, посвящённых проблематике мультиагентных систем, методология мультиагентного управления многоспутниковыми КС находится пока на этапе формирования некоторого общего подхода к реализации такого управления, и требуется более глубокое её развитие и экспериментальная отработка в космосе [127].

Учитывая сложность многоспутниковой орбитальной группировки, ограниченность ресурсов системы управления, авторам [126] представляется целесообразным использование методов управления, основанных на понятии гомеостаза системы, позволяющего сохранить баланс между различными противоречивыми процессами деградации и упорядоченности, происходящими в системе, и обеспечить её жизнедеятельность.

Основными направлениями цифровизации процесса управления МКА и систем на их основе сегодня являются:

- использование для определения орбиты МКА и автономного решения на борту КА задач навигационно-баллистического и временного обеспечения полёта аппаратуры потребителей космической навигационной системы ГЛОНАСС/GPS;

- использование специализированного ПО для планирования сеансов связи с группировкой МКА и их целевой работы на орбите;

- повышение точности выполнения полётных операций за счёт применения для управления МКА координатно-временного метода;

- решение задач автоматической диагностики состояния МКА по данным ТМИ, восстановление работоспособности обеспечивающих бортовых систем и управления ими с помощью реинжиниринга бортового ПО;

- применение информационных технологий (в том числе нейросетевых) для автоматизации обработки данных ТМИ с целью оперативного (в идеале в РМВ) получения картины состояния МКА.

Внедрение вышеуказанных технологий позволяет существенно снизить интенсивность информационного обмена между бортом и НКУ, тем самым снижая нагрузку на средства НКУ, одновременно увеличивая эффективность решения целевых задач и повышая автономность функционирования КА и системы в целом.

В качестве положительного примера внедрения новых технологий управления могут быть приведены результаты, достигнутые компанией Planet. За счёт высокой степени автоматизации процесс управления группировкой более чем в 150 МКА в этой компании осуществляется без несения дежурства командой НКУ в составе всего лишь пяти человек, работающих с понедельника по пятницу с 9 до 17 часов. НКУ системы представляет собой глобальную наземную инфраструктуру, включающую 12 командно-измерительных пунктов (КИП) со станциями, расположенными в США, Великобритании, Новой Зеландии, Германии и Австралии [132].

Таким образом, на первый план выходит задача формирования новой архитектуры наземной инфраструктуры, основанной на цифровизации её компонентов и процессов, отвечающей требованиям по обслуживанию МКСМ.

4.1 Архитектура информационного компонента наземной инфраструктуры для управления перспективными многоспутниковыми системами

К числу задач, возникающих при эксплуатации МКСМ, относятся:

- 1) высокоточное планирование целевой работы МКА в процессе функционирования (сбор данных, ретрансляция);
- 2) высокоточное планирование сеансов связи (для передачи управляющих воздействий и приёма данных с борта МКА) с учётом их малой длительности и большого количества одновременно обслуживаемых МКА;
- 3) одновременное парирование большого количества разнородных нештатных ситуаций, возникающих на МКА группировки;
- 4) прогнозирование орбитального движения (параметров рабочей орбиты) с учётом возможностей маневрирования МКА
- 5) постоянный анализ состояния МКА по результатам обработки большого объёма ТМИ.

Эксплуатация МКА в настоящий момент требует отдельного штата специалистов, что при росте количества МКА до нескольких десятков и сотен в орбитальной группировке приведёт к кратному росту числа операторов, работающих в нескольких НППИ. Кроме того, сама работа НКУ с аппаратом ведётся в условиях жёстких ресурсных ограничений (зоны радиовидимости и количество и мощность антенных устройств и т.д.). Всё это требует выработки подходов для оптимизации затрат ресурсов на процесс управления МКСМ. Решением данной проблемы может быть масштабная цифровизация процессов и компонентов наземной инфраструктуры, которая будет, очевидно, строиться по принципу распределённой сети.

Тогда состав информационной наземной инфраструктуры для управления перспективными многоспутниковыми системами с учётом задач управления, перечисленных выше, должен включать:

- базу данных электронных паспортов МКА;
- модуль прогнозирования орбитального движения;
- модуль интеллектуального планирования работы группировки;
- базу данных доступных НППИ;
- модуль реализации управляющих воздействий;
- базу данных принятой ТМИ;
- модуль анализа телеметрии.

На рисунке 4.1 представлена концептуальная схема информационного компонента распределённой наземной инфраструктуры для управления МКСМ.

На рисунке 4.1 представлены основные элементы информационного компонента наземной инфраструктуры для управления МКСМ и указаны информационные связи между ними. Рассмотрим их подробнее.

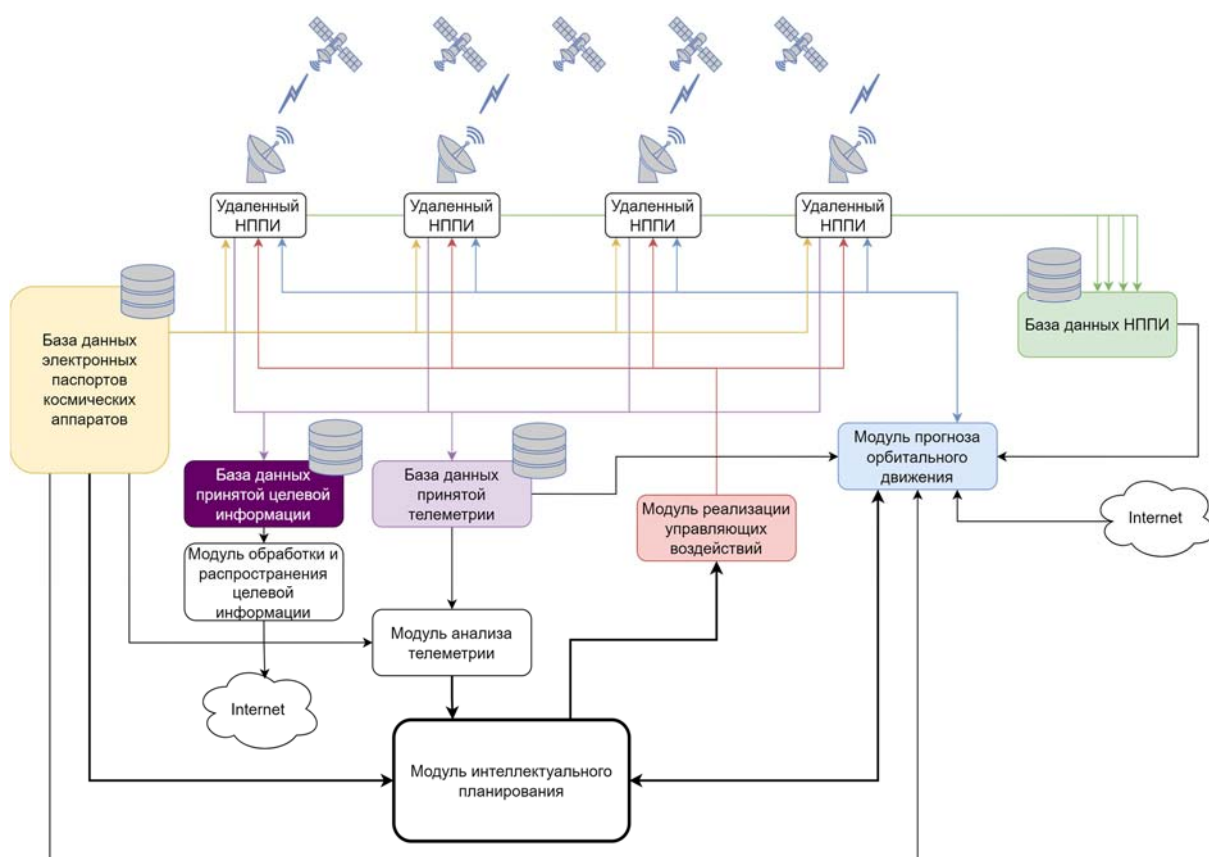


Рисунок 4.1 – Концептуальная схема информационного компонента наземной инфраструктуры для управления МКСМ

База данных электронных паспортов МКА

База данных электронных паспортов МКА предназначена для хранения в себе всей проектно-конструкторской и эксплуатационной документации о МКА системы [133]. Для функционирования наземной инфраструктуры и реализации процесса управления орбитальной группировкой необходима следующая информация (рисунок 4.2):

- идентификационный номер МКА;
- NORAD id;
- параметры орбиты, характеризующие орбитальную позицию МКА в спутниковой системе;
- частоты приемо-передающих устройств МКА;
- протоколы информационного обмена;
- информация о ПН;

- электрические схемы МКА;
- функциональные схемы МКА;
- допустимые значения параметров бортовой аппаратуры МКА.



Рисунок 4.2 – Схема информационных связей базы данных электронных паспортов космических аппаратов

К данным базы данных электронных паспортов МКА обращаются следующие элементы наземной инфраструктуры:

- удалённые НППИ;
- модуль анализа телеметрии;
- модуль интеллектуального планирования;
- модуль прогноза орбитального движения.

Каждый компонент наземной инфраструктуры обладает доступом только к информации базы данных, определённому разработчиком системы.

Модуль прогнозирования орбитального движения

Модуль прогнозирования (рисунок 4.3) позволяет решать следующие задачи:

- формирование TLE (от англ. two-line element set, двухстрочный набор элементов орбиты МКА) по навигационным данным спутников;
- уточнение TLE по измерениям сдвига Доплера принятого сигнала;
- автоматическое обновление TLE, используя подключение к API сайта celestrack.org;
- имитационное моделирование запланированных манёвров спутника и формирование TLE;
- выбор оптимального TLE и передача его на наземные средства удалённого НППИ.

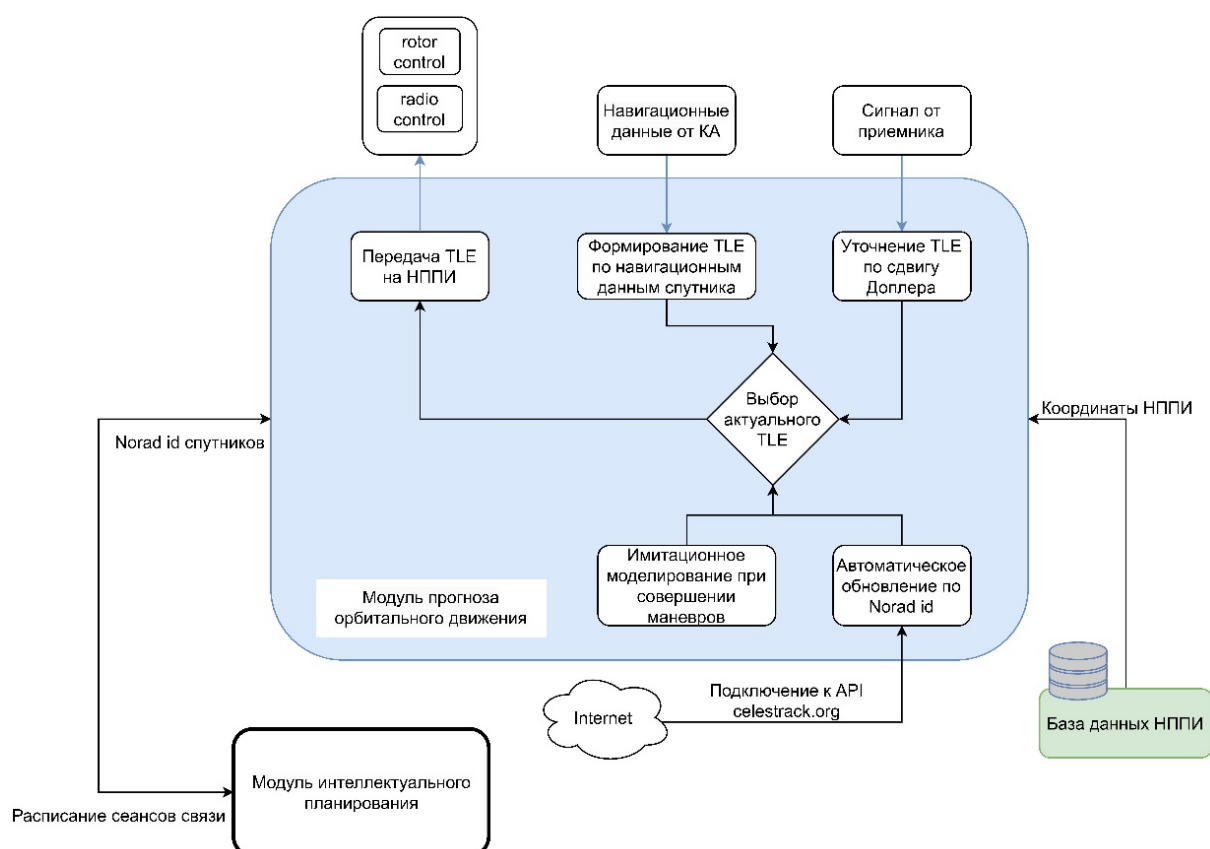


Рисунок 4.3 – Структурная схема модуля прогноза орбитального движения

На уровне модуля прогнозирования орбитального движения происходит выбор наиболее актуальных TLE. В зависимости от режима функционирования МКА, планируемых сеансов связи и наличия навигационного приёмника на борту МКА предпочтительными могут быть разные источники TLE. Так, в первые дни после запуска МКА предпочтительными источниками данных могут считаться собственные навигационные измерения МКА, в случае их отсутствия существует возможность уточнения TLE по сдвигу Доплера. В случае совершения активных манёвров источником данных для корректного наведения антенн станут данные, полученные с помощью имитационного моделирования. При штатном функционировании МКА без двигательной установки для установления связи в большинстве случаев будет достаточно данных TLE, поставляемых службой NORAD.

Модуль интеллектуального планирования работы группировки

Основными задачами для модуля интеллектуального планирования являются:

- формирование суточного, недельного и месячного планов работы для каждого удалённого НППИ;
- распределение задач, решаемых МКА;
- распределение задач между удалёнными НППИ;
- оценка возможности выполнения задачи МКА на основании результатов анализа ТМИ и паспорта МКА.

На рисунке 4.4 представлена связь решаемых задач модуля с компонентами наземной инфраструктуры.

На основании анализа принятой ТМИ, базы данных НППИ и электронного паспорта космической системы в модуле интеллектуального планирования формируются программы сеансов управления для сети центров приёма с учётом состояния каждого аппарата (рисунок 4.4), его задач, режима работы и расположения центров приёма и их состояний (например, локальных погодных условий или состояния оборудования).

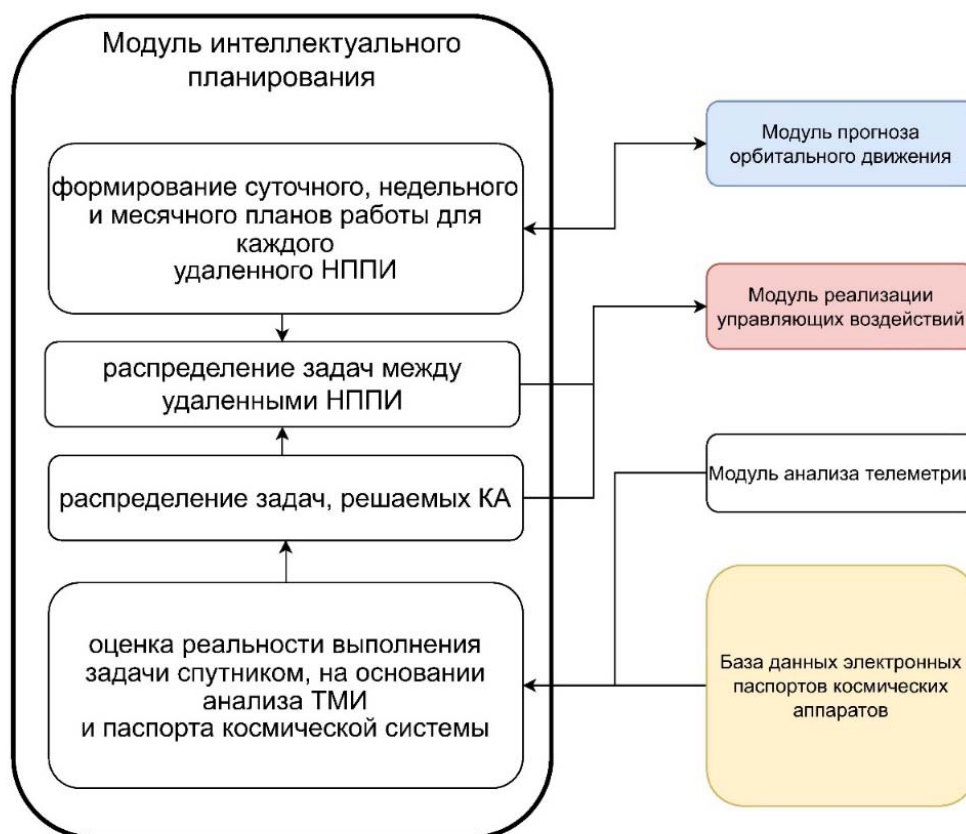


Рисунок 4.4 – Связь решаемых задач модуля интеллектуального планирования с компонентами наземной инфраструктуры

Для планирования работы группировки предлагается использовать диаграмму Ганта с интеллектуальной подсказкой о возможности проведения сеанса (о возможности выполнения задачи), анализ программы работы МКА на предмет возможности её выполнения. При многопунктовой схеме управления (распределённой сети НППИ) интеллектуальный планировщик обеспечивает поддержку принятия решения по выбору оптимальной наземной станции для выдачи команд и приёма информации, что должно обеспечить снижение нагрузки на операторов и сокращение числа персонала.

База данных доступных НППИ

База данных доступных НППИ предназначена для хранения информации о географическом расположении антенной инфра-

структуры, аппаратной инфраструктуре наземных пунктов приёма и передачи информации (включая тип антенных устройств, модели и протоколы управления поворотных устройств, приёмников и передатчиков), а также маске их зоны радиовидимости.

На рисунке 4.5 изображена структура НППИ и информационные связи с другими компонентами наземной инфраструктуры.

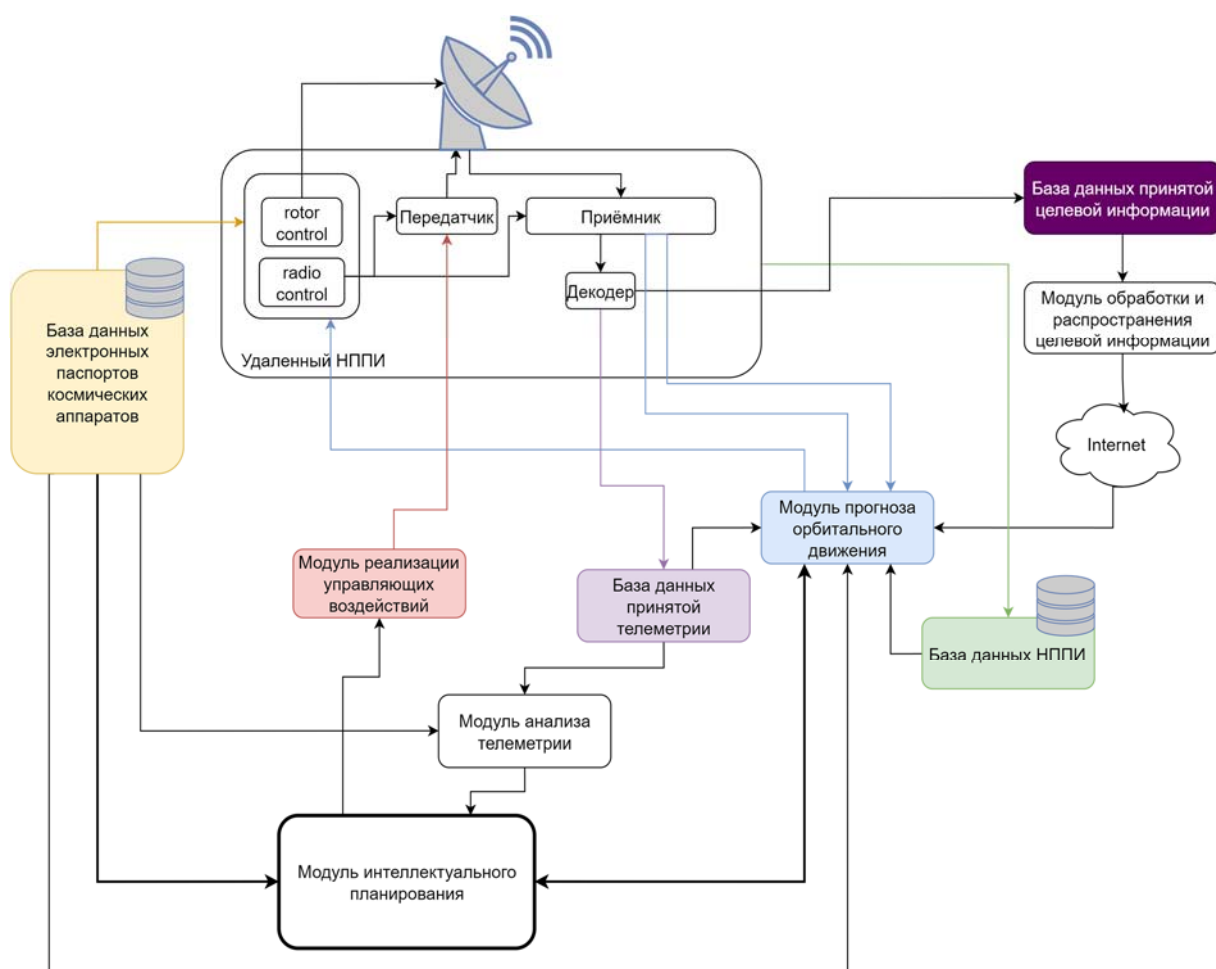


Рисунок 4.5 – Структура НППИ и информационные связи с другими компонентами наземной инфраструктуры

Модуль реализации управляющих воздействий

Модуль реализации управляющих воздействий предназначен для формирования пакетов данных на основе командно-программной информации, формируемой с помощью модуля интеллектуального планирования, для последующей передачи её на борт МКА посредством инфраструктуры НППИ.

База данных принятой телеметрии

Спутниковая ТМИ, получаемая от МКА, функционирующих в составе МКСМ, как источник данных обладает рядом особенностей, которые в известной степени могут оказывать влияние на выбор оптимальной стратегии при организации системы для автоматической обработки ТМИ. Таковыми особенностями являются:

1. Средний размер пакета телеметрии состояния МКА относительно невелик. Количество принимаемых за сеанс пакетов тоже ограничено длиной сеанса и пропускной способностью канала. Таким образом, нагрузка на систему обработки ТМИ во время сеанса является небольшой и не требует специальных аппаратных решений.

2. Пакеты ТМИ, принимаемые во время сеансов, в связи с особенностями реализации командно-управляющей системы МКА (передача секторов памяти, а не ТМИ за время), могут содержать дублирующиеся строки. Таким образом, массиву первичной ТМИ в общем случае требуется дедупликация. В качестве ключа может выступать бортовое время конкретной записи, однако стоит также учитывать, что строки фреймов ТМИ могут содержать пропуски значений, вызванные, например, ошибками приёма. В связи с этим недостаточно просто отвергать записи, для которых не выполняется условие уникальности ключа, необходимо также сравнивать все значения неключевых полей для поиска и устранения пропусков.

3. Фреймы ТМИ имеют строго определённую документированную структуру, которая, как правило, не меняется в ходе жизненного цикла конкретного КА, по крайней мере в сторону расширения. По мере выхода из строя тех или иных подсистем КА часть ТМИ может стать недоступной, но на обработку фреймов процесс постепенной деградации влияет незначительно. Это позволяет в полной мере использовать возможности, предоставляемые наличием строгой схемы данных как на этапе обработки, так и после-

дующего хранения. В том числе проводить фильтрацию значений на основе знаний об их допустимых диапазонах изменений.

4. Чем меньше сеансов связи с МКА, тем больший объем ТМИ принимается за сеанс. Количество сеансов для отдельного МКА невелико, однако в случае МКСМ наземный центр приёма может оказаться в ситуации, когда он постоянно находится в режиме сеанса, поэтому обработка должна выполняться асинхронно и изолированно от приёма и передачи.

5. При реализации НКУ в виде сети распределённых станций приёма необходимо решать задачу централизованной агрегации массивов первичной ТМИ для её последующей обработки и анализа, а также распространения результатов анализа среди заинтересованных потребителей (как для задач оперативного управления, так и для постполётной аналитики). В ситуации «множество аппаратов – множество центров приёма» хранилище ТМИ одновременно пополняется данными от нескольких МКА с нескольких источников. Необходимо предусмотреть способ различать данные ТМИ от разных аппаратов в одной БД.

6. Условия космического пространства негативно влияют на работу электронных компонентов КА и, в комбинации с атмосферными эффектами, оказывают воздействие на качество приёма и передачи ТМИ. Анализ ТМИ с целью выявления аномальных показателей работы КА осложняется пропусками и выбросами данных, вызванных ошибками связи. Необходимо оперативно различать истинные аномалии (измеренные на КА величины, не соответствующие штатным показателям функционирования) и ошибки при приёме и обработке.

7. Выбор архитектуры системы хранения и обработки ТМИ определяется в первую очередь сценариями её использования, которые определяют паттерны доступа к информации и, в известной степени, устанавливают практические ограничения на ряд целевых характеристик системы обработки ТМИ. Например, для решения

задач оперативного мониторинга состояния МКА необходимо обеспечивать низкую задержку между приёмом информации и её обработкой, в то время как для задач анализа больших объёмов данных крайне полезно иметь возможность эффективной фильтрации массивов ТМИ по предикатам и обогащения полученных наборов данных. Также полезно иметь возможность обогащения полученной ТМИ за счёт внешних источников (баллистические данные, солнечная активность и т.п.).

8. Решение задачи оперативного мониторинга требует от системы минимального времени отклика от получения первичных данных до их передачи в систему анализа и/или визуализации. На практике для подобных решений в большинстве случаев достаточно обеспечить отклик в пределах нескольких сотен миллисекунд (порядка 200–1000 мс). Решения, способные обеспечивать быстроедействие порядка единиц миллисекунд (стриминговые системы и БД временных рядов), обычно имеют дополнительные ограничения, не давая практического выигрыша в случае с управлением МКА.

Таким образом, для обеспечения полноценной работы пункта приёма достаточно обеспечить субсекундную задержку между приёмом ТМИ на станции и выдачей информации оператору.

9. Оперативное управление и приём первичной информации осуществляется в монопольном режиме пользователем, который управляет станцией. Аналитическая работа с базой ТМИ может осуществляться произвольным числом пользователей удалённо [134].

С учётом вышеприведённых специфических особенностей, характерных для работы с ТМИ, как основным источником информации о состоянии МКА [135] в составе МКСМ, предлагается реализация системы хранения и обработки ТМИ с центральным хранилищем (доступным по глобальной сети) на базе реляционной СУБД и локальными хранилищами на ней же. Первичную обработку и визуализацию для оперативного управления предлагается

осуществлять скриптами локально в НППИ. Локализация позволяет достигать высокой оперативности. Аналитическая деятельность может осуществляться со специальной несинхронной (запаздывающей) копии центрального хранилища ТМИ.

Предложена следующая структура системы приёма, хранения и обработки ТМИ с МКА, функционирующих в составе МКСМ (рисунок 4.6).

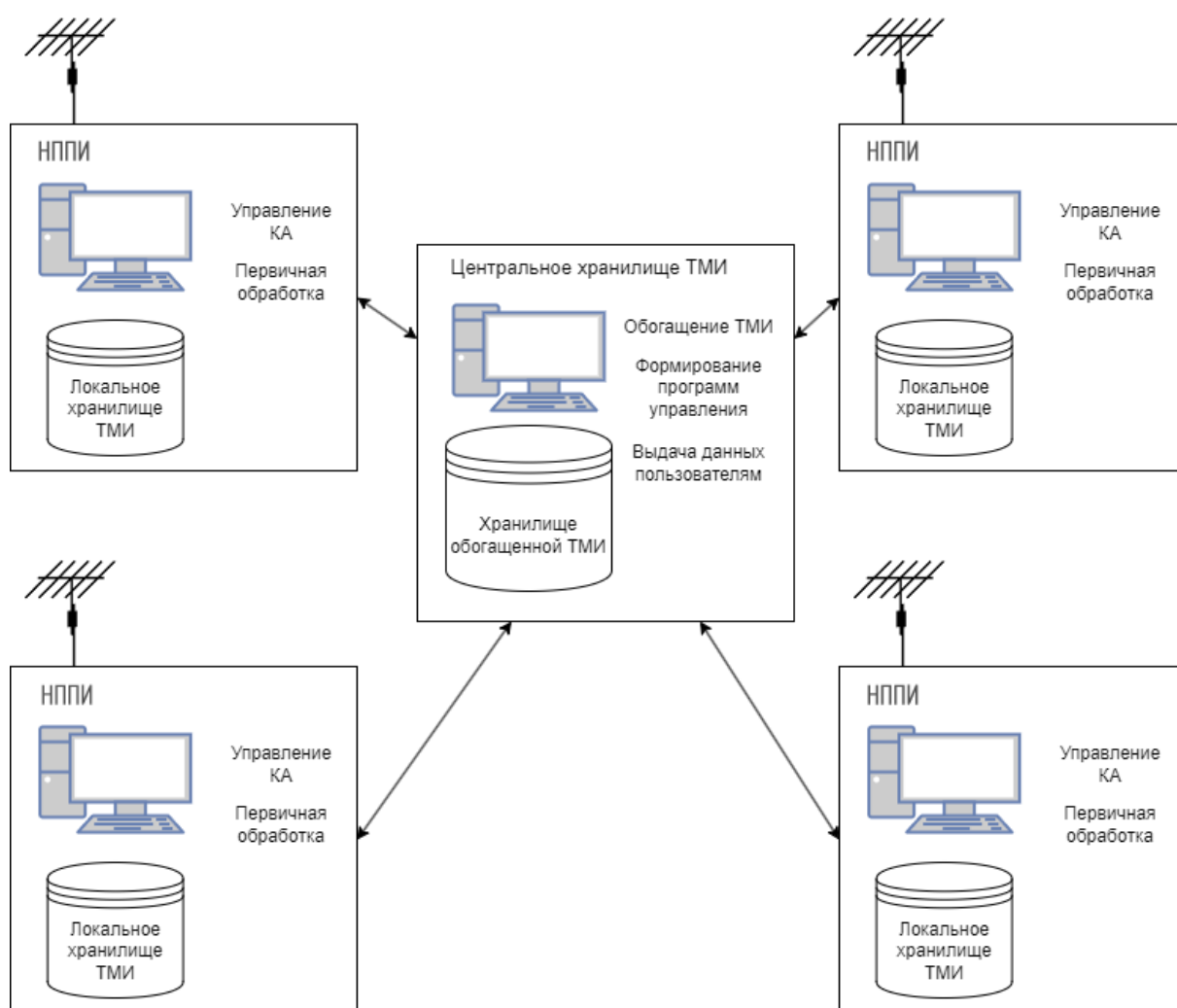


Рисунок 4.6 – Структура распределённой системы приёма, хранения и обработки ТМИ МКА, функционирующих в составе МКСМ

Первичная ТМИ получается путём обработки сигнала, принятого антенной НППИ. На каждой НППИ предполагается обработчик первичной ТМИ и хранилище локально принятых данных.

Первичная ТМИ передаётся сразу в локальное хранилище первичной ТМИ и в средство обработки первичной ТМИ, откуда поступает в локальную реляционную БД ТМИ и в «Модуль анализа телеметрии», являющейся средством визуализации для оператора.

Средство визуализации для оператора представляет собой локальную витрину данных, например, на базе средства визуализации с открытой архитектурой Grafana. Источником для витрины данных предлагается реляционная БД Postgres.

Локализация первичной обработки позволяет минимизировать временные задержки во время сеанса, что положительно сказывается на оперативности управления. Дополнительным, но также важным, свойством такой архитектуры является её независимость от доступности центрального узла в момент сеанса.

Относительно небольшой объём передаваемой за сеанс ТМИ позволяет обрабатывать её на компьютерах бытового уровня за небольшое время.

Обработчик – или скрипт на языке программирования высокого уровня, или хранимая процедура в SQL, в зависимости от того, обрабатывается входная информация отдельным модулем или в СУБД. Обработчик необходим для преобразования принятой ТМИ в реляционную схему и расшифровки закодированных полей.

Обработанная ТМИ из локальной БД передаётся в центральное хранилище ТМИ, которое содержит всю ТМИ для группировки. В центральном хранилище осуществляется обработка данных по всей группировке и обогащение ТМИ для отдельных аппаратов за счёт внешних источников данных, таких как, например, данные о солнечной активности, баллистическая информация и т.п.

Модуль анализа телеметрии

Задача анализа и прогнозирования состояния сложной системы по телеметрическим данным обычно требует учёта дополнительной

информации, которая в общем случае может не содержаться в ТМИ. К такой дополнительной информации могут быть отнесены показатели состояния внешней среды, модели деградации оборудования и прочие факторы, которые либо не содержатся явным образом в ТМИ, либо не могут быть оттуда достоверно получены.

Внедрение дополнительных данных в информационный массив называется его обогащением. В практическом смысле речь идёт о добавлении дополнительных столбцов к имеющимся таблицам или объединении имеющихся фреймов ТМИ с внешними источниками. Ввиду того, что наиболее вероятным естественным первичным ключом для ТМИ является отметка времени, встаёт задача синхронизации нескольких источников информации по времени. Также невозможность предусмотреть все необходимые источники на этапе разработки системы требует от решения известной гибкости в добавлении дополнительных источников данных уже после ввода в эксплуатацию [134].

Анализ ТМИ производится в несколько этапов:

- оперативно (первичная обработка), то есть по мере поступления ТМИ. Данный этап необходим для выявления отклонений от штатного функционирования и оценки выполнения МКА целевой задачи;
- углубленно (вторичная обработка), в целях оценки правильности функционирования и нахождения параметров в допустимых пределах.

4.2 Технология и сервисы распространения материалов космической съёмки на основе облачных технологий

Вторым важнейшим направлением цифровизации этапа эксплуатации МКСМ, помимо автоматизации обработки данных ТМИ, является автоматизация процессов, связанных с формированием, обработкой и распространением целевой информации – информации ДЗЗ. Рассмотрим данное направление более подробно.

4.2.1 Этапы формирования информационных продуктов по результатам космической съёмки в интересах потребителей

Процесс создания информационного продукта для конкретного потребителя по материалам космической съёмки представляет собой достаточно сложную техническую и технологическую задачу (рисунок 4.7).

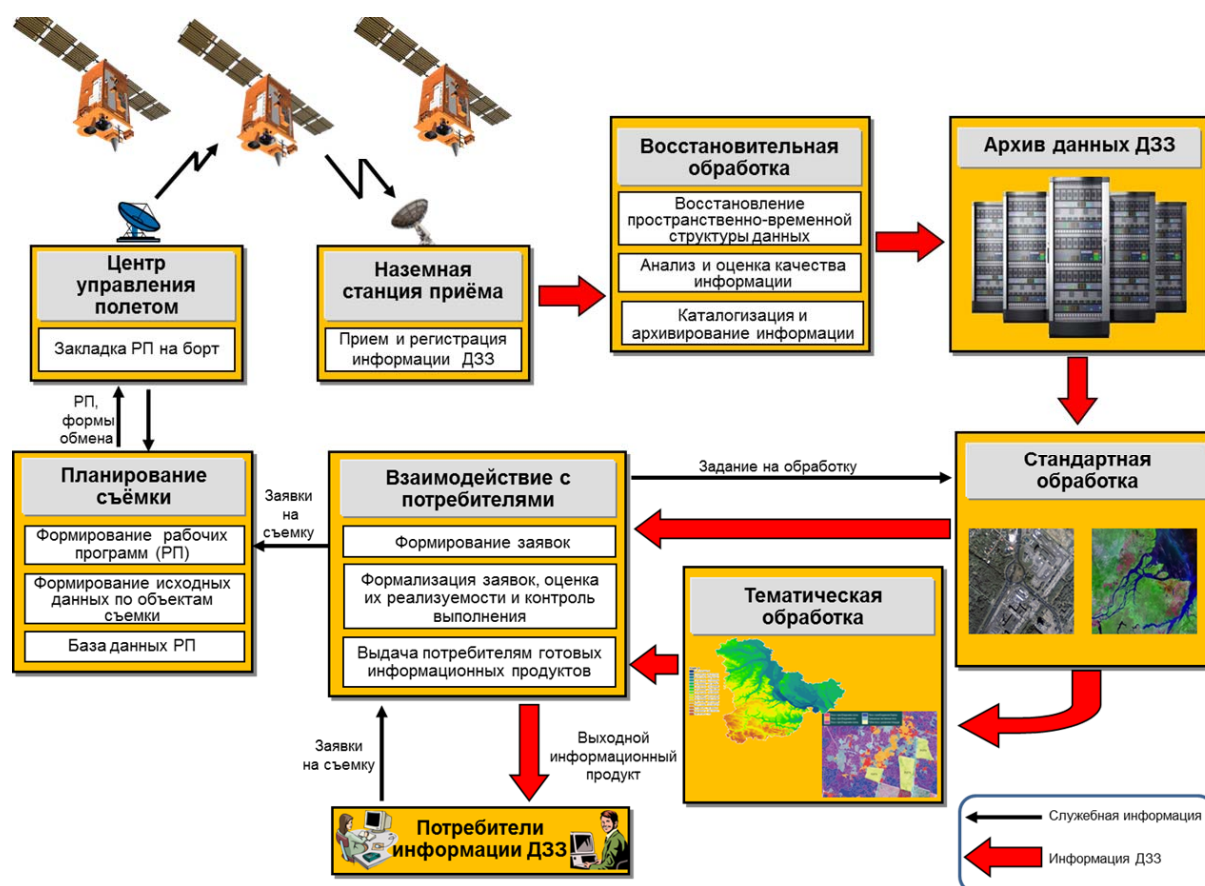


Рисунок 4.7 – Этапы создания информационного продукта

Процесс состоит из следующих этапов:

- непосредственное взаимодействие с потребителями информации ДЗЗ;
- долгосрочное или текущее планирование целевого применения КА в составе группировки;

- проведение съёмки, приём и регистрация данных ДЗЗ, поступающих с КА группировки;
- восстановление пространственно-временной структуры данных ДЗЗ;
- анализ и оценка качества принимаемых с борта КА группировки информации;
- каталогизация и ведение электронного каталога полученных снимков;
- архивирование, оперативное и долгосрочное хранение данных ДЗЗ;
- обработка данных ДЗЗ для формирования стандартных информационных продуктов;
- тематическая обработка;
- предоставление результатов съёмки потребителю.

На этапе взаимодействия с потребителями формируются заявки потребителей, производится оценка их реализуемости исходя из баллистических и технических возможностей МКСМ, формируются задания для планирования новой съёмки, создания стандартных информационных продуктов и тематической обработки в соответствии с требованиями заказчика. На этом этапе осуществляется ведение договоров, сопровождение и контроль хода выполнения заявок.

Процесс планирования работы ЦА аппаратов группировки включает долгосрочное и/или текущее планирование и осуществляется на основе заявок потребителей. На основе баллистических данных и результатов метеопрогнозов моделируются съёмки заданных районов и производится долгосрочное планирование (на интервале до 30 суток) или текущее планирование (до 2 суток) космической съёмки с распределением приоритетов в зависимости от задач потребителей. В качестве исходных данных для планирования используются баллистические и технические данные МКСМ, экспонометрические характеристики подстилающей поверхности

заданных территорий, метеопрогноз на районы съёмки. Сформированные в процессе текущего планирования рабочие программы ЦА передаются в ЦУП для её закладки на борт МКА.

После проведения съёмки осуществляется передача полученной информации на приёмную станцию оператора группировки ДЗЗ, где на программно-технических средствах происходит восстановление пространственно-временной структуры данных, выделение массивов целевой и служебной информации, анализ качества полученных изображений, каталогизация и архивация информации.

На этапе создания стандартных информационных продуктов производится обработка снимков в соответствии с заданным потребителем уровнем обработки. Так, например, из материалов космической съёмки, полученных с МКА «АИСТ-2Д», формируются информационные продукты трёх уровней обработки.

Под продуктом уровня обработки 1 понимаются данные маршрутов съёмки или их частей после выполнения процедур межматричной и межзонной «сшивки», относительной радиометрической коррекции изображения, цветосинтеза изображения и координатной привязки границ изображения (маршрута съёмки). Для изображений, полученных в мультиспектральном режиме съёмки, выполняется цветосинтезирование.

Под продуктом уровня обработки 2 понимаются данные маршрутов съёмки или их частей после выполнения обработки по уровню 1 и геометрической коррекции изображений в заданную картографическую проекцию с использованием орбитальных данных (уровень 2А) или ортотрансформирования изображений с привлечением топогеодезических данных (опорных точек и данных о рельефе местности) (уровень 2В).

Под продуктом уровня обработки 3 понимаются данные маршрутов съёмки или их частей после выполнения обработки по уровню 2 и формирования мозаик однородных изображений

с возможностью сохранения радиометрических характеристик и динамического диапазона значений яркости «сшиваемых» данных.

Дополнительно для уровней 2 и 3 может быть выполнена процедура комплексирования, которая представляет собой процесс совместной обработки панхроматического и мультиспектрального изображений, полученных на одном маршруте съёмки, для синтеза высокодетального цветного изображения.

По заявкам потребителей также может производиться тематическая обработка полученной информации, в результате которой создаются следующие информационные продукты:

- индексные изображения, полученные с использованием различных арифметических комбинаций спектральных каналов, обладающих специфическими особенностями для решения конкретных задач;
- композитные изображения, построенные по набору разновременных снимков, для оценки динамики изменений состояния объектов интереса с течением времени;
- тематические карты классификации состояний природных и антропогенных объектов;
- цифровые модели местности и т.п.

На последнем этапе осуществляется передача результатов съёмки потребителю. В мировой практике ДЗЗ для предоставления данных с МКА используют несколько способов. Первый способ предполагает непосредственный сброс информации на пункты приёма и обработки потребителя. Второй связан с созданием так называемой «виртуальной станции приёма и обработки». В этом случае потребителю предоставляется определённая часть ресурса КА, и на его рабочих местах устанавливается специализированное программное обеспечение, позволяющее самостоятельно осуществлять планирование съёмки районов интереса и получать информацию по каналам связи. Третий способ, традиционный, предполагает получение результатов космической

съёмки через оператора космической системы ДЗЗ или его дистрибьюторскую сеть.

Очевидно, что первый и второй способ предоставления информации ДЗЗ являются наиболее затратными для потребителя с финансовой точки зрения. Для региональных потребителей приобретение и эксплуатация программно-технических средств, содержание квалифицированного персонала в области ДЗЗ является обременительным для их бюджета. Третий способ получения данных ДЗЗ требует минимальных затрат от конечного пользователя и представляется наиболее оптимальным.

4.2.2 Существующая и предлагаемая схемы распространения материалов космической съёмки и результатов тематической обработки среди потребителей

Анализ текущего состояния и трендов развития отечественной космонавтики даёт основания полагать, что создание МКСМ Земли будет происходить не столько с участием предприятий, входящих в контур Госкорпорации «Роскосмос», сколько силами коммерческих компаний, таких как ООО «Спутниковые инновационные космические системы» (СПУТНИКС), ООО «БАРЛ», ООО «СТЦ», SR Space и др. Однако для потребителя ценность представляет не только актуальная информация ДЗЗ, но также и информация из банков данных, созданных и обновляемых в настоящее время аппаратами, входящими в группировку ГК «Роскосмос».

В апреле 2016 года с запуском на орбиту МКА «АИСТ-2Д» в российской космической отрасли сложилась первая и уникальная на тот момент ситуация, при которой предприятие АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» являлся одновременно исполнителем ГК «Роскосмос» по государственным контрактам на создание КА типа «Ресурс-П» и осуществлял его эксплуатацию, но, кроме этого, начал эксплуатировать на орбите свой собственный аппарат, находящийся на балансе предприятия.

Рассмотрим на этом примере существующую в настоящее время схему распространения материалов космической съёмки среди потребителей (рисунок 4.8), которая предполагает реализацию следующих шагов:

1. Формирование и выдача заявок на получение данных ДЗЗ.
2. Получение данных ДЗЗ АО «РКЦ «Прогресс».
3. Обработка данных ДЗЗ.
4. Получение данных ДЗЗ потребителем.
5. Оформление документов о передаче данных ДЗЗ (актов передачи данных ДЗЗ) по результатам получения и проверки комплектности данных ДЗЗ.

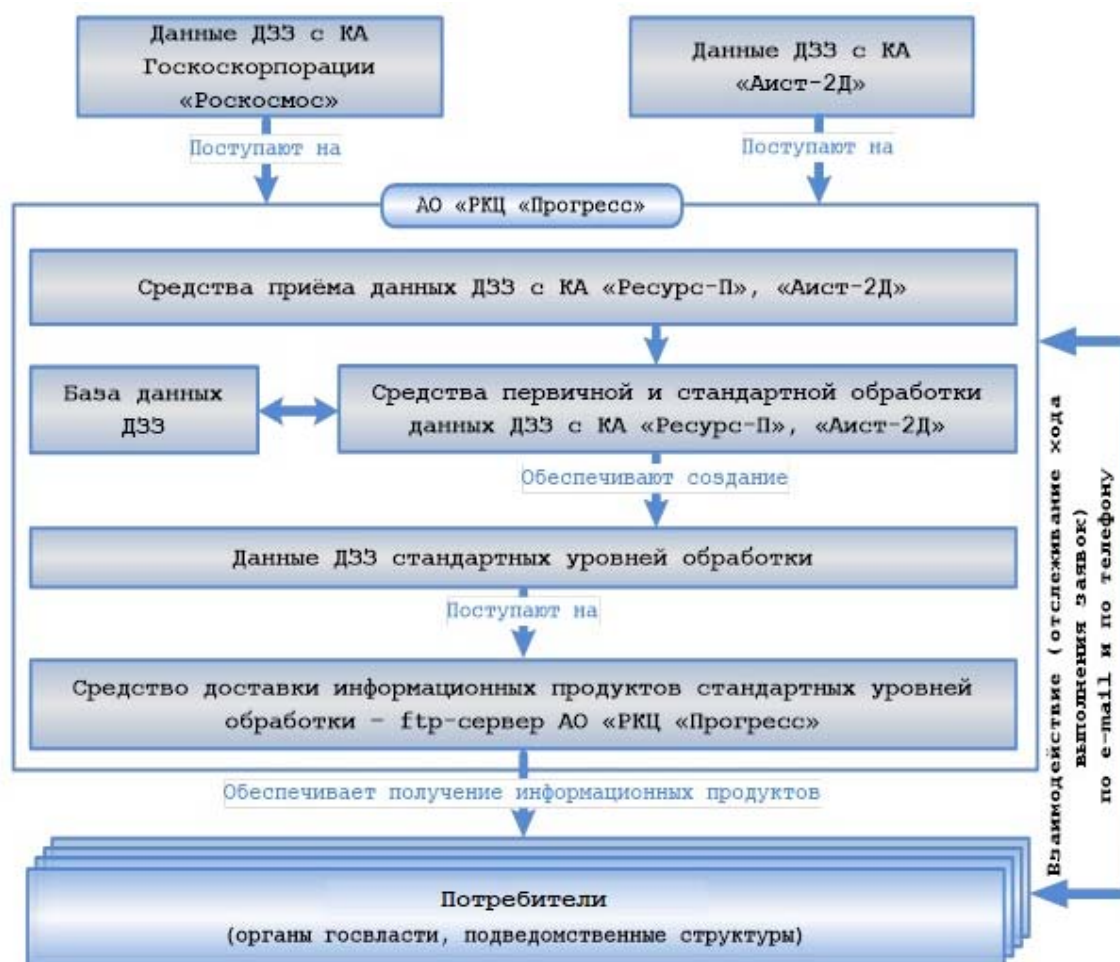


Рисунок 4.8 – Существующая в настоящее время схема распространения материалов космической съёмки

Данная схема предусматривает использование данных ДЗЗ, получаемых с КА «Ресурс-П» и МКА «АИСТ-2Д».

Специфику процесса формирования и выдачи заявок определяет тот факт, что оператором КА Госкорпорации «Роскосмос», в том числе КА «Ресурс-П», является Научный центр оперативного мониторинга Земли АО «Российские космические системы» (НЦ ОМЗ АО «РКС»), а оператором КА «АИСТ-2Д» является АО «РКЦ «Прогресс».

Потребители при участии специалистов АО «РКЦ «Прогресс» (является Поволжским региональным центром Роскосмоса в составе системы ЕТРИС ДЗЗ) формируют заявку на получение материалов космической съёмки в электронном виде средствами геопортала Госкорпорации «Роскосмос».

В случае необходимости использования данных ДЗЗ с МКА «АИСТ-2Д» потребители направляют в адрес АО «РКЦ «Прогресс» соответствующий запрос.

После поступления заявки в НЦ ОМЗ АО «РКС» или АО «РКЦ «Прогресс» происходит её уточнение (при необходимости) и формализация, т.е. подготовка и регистрация всех параметров (контактных данных, наименования района интереса, географических координат, периода съёмки, требуемого уровня обработки), необходимых для выполнения заявки. После формализации заявки на получение данных ДЗЗ при необходимости выполняется прогнозирование съёмки с целью определения возможностей КА по выполнению заявки. Для заявок, допускающих использование архивных материалов, осуществляется подбор данных ДЗЗ из архива, для которых создаётся задание на выполнение стандартной обработки. Затем формируется задание на планирование съёмки в интересах выполнения заявки.

По результатам выполнения съёмки КА «Ресурс-П», после приёма на средства НЦ ОМЗ АО «РКС» (или на другой пункт приёма информации (ППИ) по заданию НЦ ОМЗ АО «РКС»), первич-

ной (восстановительной) обработки и каталогизации данных ДЗЗ в случае, если результаты съёмки удовлетворяют параметрам заявки, НЦ ОМЗ АО «РКС» обеспечивает передачу информации нулевого уровня обработки в АО «РКЦ «Прогресс» (посредством размещения данных ДЗЗ на ftp-сервере НЦ ОМЗ АО «РКС»). АО «РКЦ «Прогресс» выдаёт задание на выполнение стандартной обработки информации.

По результатам выполнения съёмки МКА «АИСТ-2Д» данные ДЗЗ поступают на ППИ АО «РКЦ «Прогресс», после чего выполняется первичная (восстановительная) обработка и каталогизация данных ДЗЗ. В случае, если результаты съёмки удовлетворяют параметрам заявки, АО «РКЦ «Прогресс» выдаёт задание на выполнение стандартной обработки информации.

Аналогичным образом происходит процесс при получении заявки на архивные материалы космической съёмки КА «Ресурс-П» или МКА «АИСТ-2Д».

Стандартная обработка данных ДЗЗ выполняется в соответствии с требованиями потребителя и ориентирована на создание стандартных продуктов уровней обработки 1, 2 (2А и 2В) и 3 – для данных ДЗЗ с МКА «АИСТ-2Д», а также на создание стандартных продуктов уровней обработки 1, 2 (2А и 2В), 3 и 4 – для данных ДЗЗ с КА «Ресурс-П».

Сроки получения стандартных продуктов ДЗЗ для территорий, которые покрываются одним маршрутом съёмки, зависят от уровня обработки. Для продуктов уровня 2А готовность может быть обеспечена через 1 час после проведения сеанса приёма информации с борта КА (в случае использования данных ДЗЗ с МКА «АИСТ-2Д»).

Анализируя существующую в настоящее время схему распространения материалов космической съёмки, стоит констатировать ряд основных недостатков [136]:

1. Отсутствие программно-технических средств автоматизированного взаимодействия потребителей с оператором (АО «РКЦ «Прогресс»).

2. Отсутствие программно-технических средств автоматического создания и доставки тематических продуктов на основе данных ДЗЗ.

3. Отсутствие возможности интеграции предоставляемых данных ДЗЗ в информационные системы потребителей.

Для компенсации указанных недостатков путём цифровизации процессов, связанных с получением, обработкой и доставкой потребителю целевой информации, предлагается новая схема распространения материалов космической съёмки, представленная на рисунке 4.9. Рассмотрим порядок функционирования предлагаемой схемы.

Данные ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» (в том числе с КА «Ресурс-П», а также с перспективных КА) поступают на комплекс радиотехнических средств (КРТС) приёма данных ДЗЗ. На КРТС приёма данных ДЗЗ поступают также данные ДЗЗ с аппаратов МКСМ, которые могут принадлежать любой организации, в том числе частной компании. С учётом развития сервисов наподобие AWS Ground Station, предоставляющих в аренду глобальную сеть наземных станций [137], эти средства приёма могут представлять собой единую структуру, как это и показано на рисунке 4.9.

Далее данные ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» подлежат первичной (восстановительной) обработке, каталогизации и записи в банк геоданных (БГД). Затем данные ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» подлежат стандартной обработке. Первичная обработка, каталогизация, хранение данных ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» выполняется на средствах Единой территориально-распределённой информационной системы ДЗЗ.

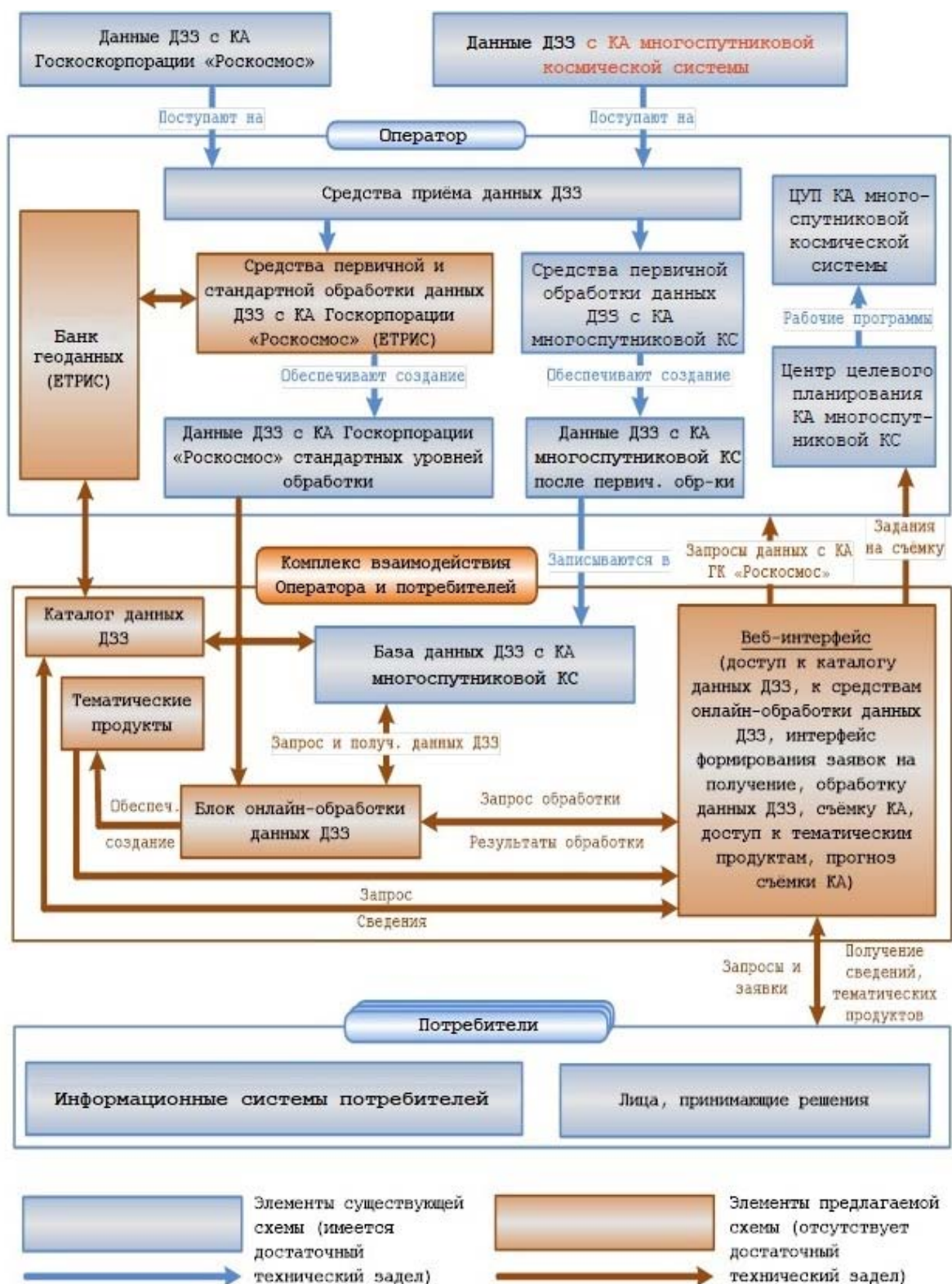


Рисунок 4.9 – Предлагаемая схема распространения материалов космической съёмки

Затем данные ДЗЗ с МКА МКСМ подлежат первичной (восстановительной) обработке на программно-технических средствах, прототипом которых являются средства, функционирующие в составе космического комплекса «АИСТ-2». Далее данные ДЗЗ с МКА МКСМ после первичной обработки записываются в базу данных ДЗЗ из состава контура комплекса взаимодействия оператора и потребителей.

Далее рассматривается часть цепочки распространения данных ДЗЗ с МКА МКСМ, лежащая в составе комплекса взаимодействия оператора и потребителей. Информация ДЗЗ из базы данных поступает в блок онлайн-обработки данных ДЗЗ, обеспечивая стандартную обработку и тематическую обработку с целью создания тематических продуктов для решения задач потребителей. Тематические продукты посредством веб-интерфейса доставляются до потребителей.

Веб-интерфейс обеспечивает:

- доступ потребителей к каталогу данных ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» и МКА МКСМ;
- запросы потребителей на обработку и получение тематических продуктов на основе архивных данных ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» и МКА МКСМ;
- запросы потребителей на съёмку МКА МКСМ;
- автоматические запросы в банк геоданных (БГД) на получение данных ДЗЗ с КА Госкорпорации «Роскосмос» в обеспечение реализации соответствующих запросов потребителей;
- выдачу тематических продуктов;
- прогноз съёмки КА Госкорпорации «Роскосмос» и МКА МКСМ.

Принципиально важным моментом является то, что каталог данных ДЗЗ из состава комплекса взаимодействия оператора и потребителей имеет связи с БГД из состава средств ЕТРИС и базой данных ДЗЗ с МКА МКСМ.

Запросы отдельных потребителей на съёмку МКА, функционирующих в составе МКСМ, поступают через веб-интерфейс в центр целевого планирования КА.

Ключевым элементом комплекса взаимодействия оператора и потребителей является блок онлайн-обработки данных ДЗЗ. Данный блок состоит из следующих основных частей:

- блок хранения управляемых пользователями заданий на выполнение процедур обработки и результатов их выполнения (на схеме – блок хранения заданий и результатов);

- блок работы с заданиями;

- блок подготовки исходных данных из баз данных ДЗЗ (БГД и БД ДЗЗ с МКА МКСМ) для дальнейшего использования в процедурах обработки.

Блок хранения заданий и результатов состоит из базы данных заданий, файлового архива результатов проведённых процедур обработки данных ДЗЗ и библиотек доступа к ним. Финальным результатом выполнения процедур обработки могут быть совершенно различные сущности: как файлы с пространственной привязкой, растровые, например результаты классификации, или векторные, например полученный по данным ДЗЗ контур объекта, так и структурированная информация в текстовом виде, например статистическая информация о распределении яркостей или индексов растительности на сельскохозяйственных полях. Независимо от типа задания на обработку, вся информация о заданных пользователем параметрах и выбранных им исходных данных для процедуры обработки с полной информацией о прогрессе и результатах выполнения хранится в специальной базе данных заданий. В случае, если результат выполнения является растровым файлом и имеет смысл его отображение в картографическом веб-интерфейсе, то это возможно с помощью входящих в состав блока модулей по стандарту WMS [136].

Блок работы с заданиями предназначен для параллельного выполнения поступивших от пользователей заданий на выполнение процедур обработки. Проведение процедур обработки данных может масштабироваться на любое количество серверов. В таком случае контроль и распределение заданий по разным серверам обработки осуществляется программой для контроля очереди и запуска заданий через базу данных заданий. Эта программа взаимодействует с базой данных заданий и реализует планирование исполнения процедур обработки на выбранном под эти задачи сервере в зависимости от его загруженности. В состав блока также входит названный менеджером заданий набор модулей, реализующих базовые функции, необходимые для тематических процедур обработки, например преобразования растровых и векторных форматов, взаимодействия с блоками подготовки исходных данных и хранения результатов, маскирования обрабатываемых данных и так далее.

Блок подготовки данных для обработки обеспечивает выбор наборов данных из архивов в соответствии с установками пользователей и передачу их в процедуры обработки. В его состав входит набор модулей, которые выполняют поиск, выборку и базовые операции преобразования исходных данных ДЗЗ из баз данных ДЗЗ. При выполнении процедур обработки реализуется принцип обработки «по месту» – все операции с данными их архива, которые возможно, выполняются на том же сервере, где они хранятся, а в блок работы с заданиями на выбранный под эти задачи сервер передаются уже подготовленные и обрезанные по области интереса данные. Такая структура позволяет максимально задействовать ресурсы, на которых производится хранение, и минимизирует передачу данных по сети [138, 139].

Описанная инфраструктура блока онлайн-обработки данных ДЗЗ позволяет единообразно и быстро проводить процедуры обработки разнородных данных из больших распределённых баз данных

ДЗЗ и удалённо управлять такими процедурами с помощью веб-интерфейса. Блоки, предусмотренные в рамках архитектуры, являются универсальными и рассчитаны на использование в различных информационных системах [140].

В соответствии с описанной инфраструктурой однотипно для различных процедур обработки организуется цикл, представленный на рисунке 4.10.

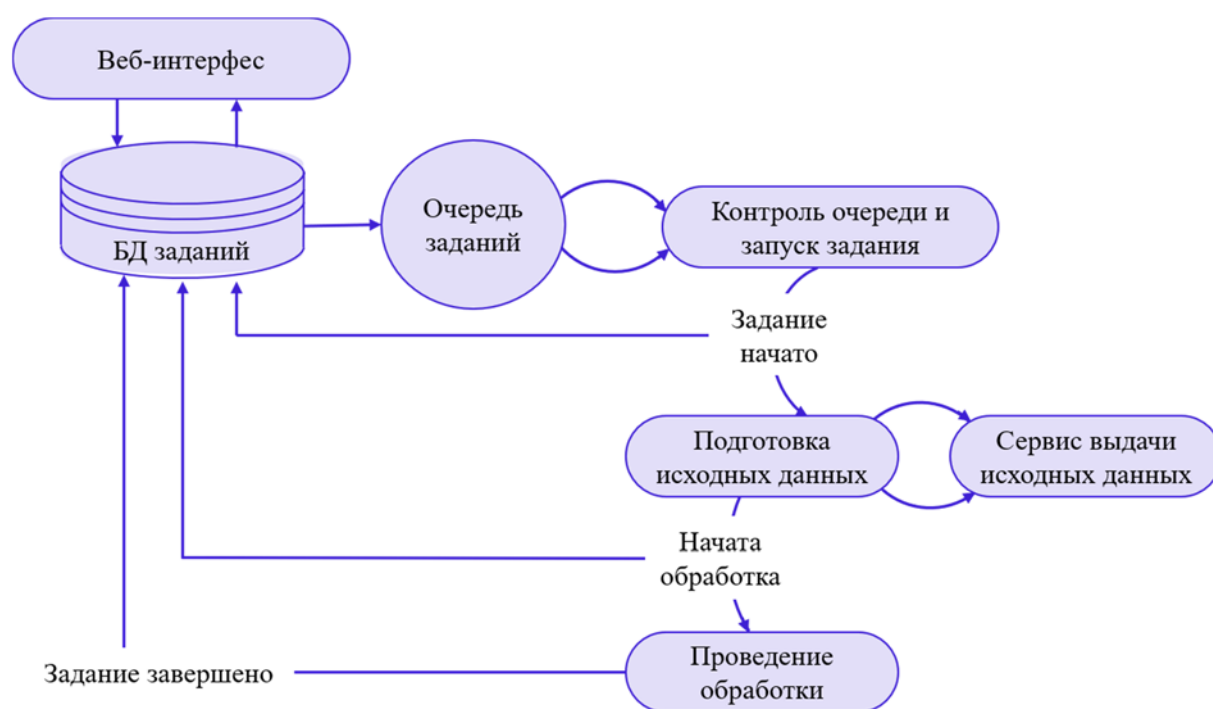


Рисунок 4.10 – Жизненный цикл запроса на выполнение процедуры обработки

Через веб-интерфейс пользователь может устанавливать интересующие его параметры заданий на выполнение процедур обработки, в том числе выполняя поиск и указание необходимых для процедуры обработки данных ДЗЗ из распределённых баз.

Рассмотрим облик веб-интерфейса в части получения потребителями сведений об имеющихся архивных данных ДЗЗ, а также в части формирования заявок на получение данных ДЗЗ (тематических продуктов).

В состав веб-интерфейса входят клиентская и серверная части.

Клиентская часть предназначена для:

- формирования запросов на получение удалёнными и внутренними пользователями сведений об архивных данных ДЗЗ с МКА, входящих в состав МКСМ, предоставления этих сведений указанным категориям пользователей;

- формирования удалёнными и внутренними пользователями заявок на получение данных ДЗЗ и тематических продуктов на основе архивных данных ДЗЗ, а также заявок на выполнение новой съёмки МКА МКСМ и получение информационных продуктов на основе её результатов;

- сопровождения внутренними пользователями всех заявок.

Клиентская часть веб-интерфейса доступна путём загрузки через браузер персонального компьютера, имеющего подключение к сети Интернет. Серверная часть предназначена для обеспечения функционирования клиентской части и содержит каталог данных зарегистрированных пользователей и заявок, а также каталог архивных данных ДЗЗ, и размещена на удалённом сервере, имеющем подключение к сети Интернет.

Архитектура веб-интерфейса должна отвечать следующим критериям:

1. Гибкость системы. Изменение одного элемента системы не должно влиять на работоспособность её других элементов. Необходимо предусмотреть возможность модернизации системы и расширения её функционала на этапе штатной эксплуатации.

2. Расширяемость системы. Реализация возможности добавлять в систему новые сущности и функции, не нарушая её основной структуры. Архитектура должна позволять легко наращивать дополнительный функционал по мере необходимости.

3. Простота тестируемости.

4.2.3 Программное мобильное приложение для доступа к информации ДЗЗ

Для повышения эффективности информационного взаимодействия потребителей информации ДЗЗ за счёт использования возможности получения сведений об архивных данных ДЗЗ с МКА типа «АИСТ-2Д» и формирования заявок на получение информационных продуктов с учётом функционала смартфонов и планшетов была разработана мобильная версия рассмотренного веб-интерфейса «Геомобил» [141]. Разработка приложения велась в обеспечение интеграции в существующую наземную инфраструктуру управления МКА «АИСТ-2Д».

Мобильное приложение «Геомобил» предназначено для решения следующих задач:

- формирование запросов через мобильные устройства удалённых пользователей на получение сведений об архивных данных ДЗЗ с МКА типа «АИСТ-2Д»;
- отображение результатов обработки этих запросов на экране мобильных устройств;
- формирование через мобильные устройства удалённых пользователей заявок на выполнение новой съёмки МКА типа «АИСТ-2Д» и получение информационных продуктов на основе её результатов.

В состав мобильного приложения входят клиентская и серверная части.

Клиентская часть предназначена для формирования запросов через мобильные устройства удалённых пользователей на получение сведений об архивных данных ДЗЗ, отображения результатов обработки этих запросов на экране мобильных устройств, формирования через мобильные устройства удалённых пользователей заявок на получение информационных продуктов на основе архивных данных ДЗЗ, а также заявок на выполнение новой съёмки и получение информационных продуктов на основе её результатов.

Серверная часть предназначена для обеспечения функционирования клиентской части, а также для взаимодействия с составными частями веб-интерфейса.

Программное обеспечение состоит из нескольких модулей, взаимодействующих между собой по сетевым протоколам (рисунок 4.11): мобильного приложения, серверной части, БД зарегистрированных пользователей заявок и каталога данных ДЗЗ (последние два входят в состав комплекса хранения и информационного взаимодействия).

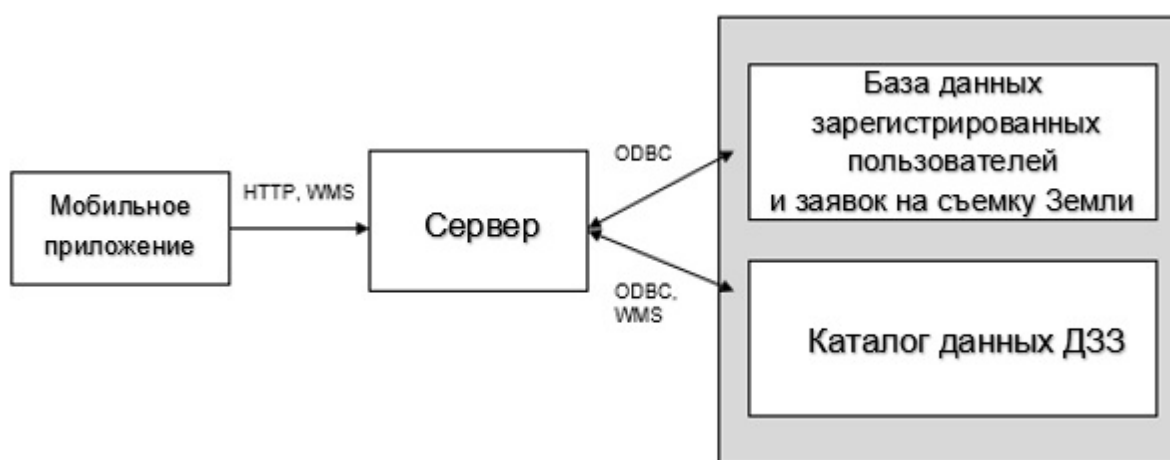


Рисунок 4.11 – Структурная схема приложения

Мобильное приложение работает на операционной системе Android. По сетевым протоколам HTTP и WMS клиенты взаимодействуют с серверной частью. Серверная часть работает на операционной системе Linux. Помимо мобильного приложения, серверная часть взаимодействует с каталогом данных ДЗЗ по протоколу WMS и с БД зарегистрированных пользователей и заявок по протоколу ODBC.

Мобильное приложение «Геомобил» непосредственно взаимодействует только с одним компонентом системы наземных средств, обеспечивающих работу МКА «АИСТ-2Д», открытым в Интернет – комплексом хранения и информационного взаимодействия. Взаимодействие осуществляется отдельными независи-

мыми запросами через формализованный программный интерфейс (API).

Программный интерфейс принимает HTTP-запросы типов GET и POST. Передаваемая и получаемая информация имеет объектную структуру с возможностью сериализации в текстовом виде в формат JSON.

Серверная часть взаимодействует с БД зарегистрированных пользователей и заявок на основе PostgreSQL по внутренней, защищённой сети. Это позволяет использовать в качестве программного интерфейса простой и удобный в поддержке вариант: ODBC-соединение с ограниченными правами на выполнение нескольких хранимых процедур. Логiku программного интерфейса, таким образом, можно реализовать в виде пользовательских типов и хранимых процедур.

Главное меню мобильного приложения «Геомобил» (рисунок 4.12), загружаемое сразу после запуска приложения на мобильном устройстве, содержит геоподложку с возможностью плавного масштабирования и прокрутки, поверх которой изображён статичный чёрный ограничивающий прямоугольник, с помощью которого могут быть заданы границы района интереса.

Выбрав зону интереса, пользователь может оформить заявку на новую съёмку, оформить заявку на обработку архивных материалов, либо получить уже готовые материалы по заявкам.

Процесс поиска снимков из архива ДЗЗ приведён на рисунке 4.13. Процесс формирования заявки на новую съёмку приведён на рисунке 4.14.

Таким образом, мобильное приложение «Геомобил» направлено на расширение доступа к информации ДЗЗ для широкого круга пользователей путём предоставления доступа как к архивным данным, так и с помощью оформления заявок на получение информационных продуктов ДЗЗ за счёт возможности их формирования с использованием мобильных устройств.

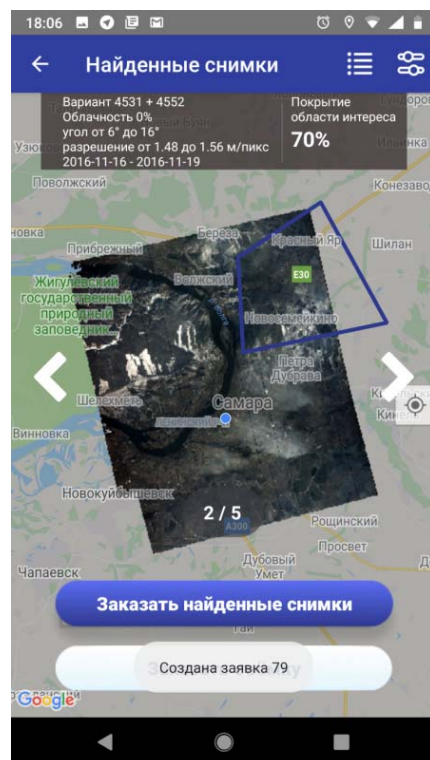
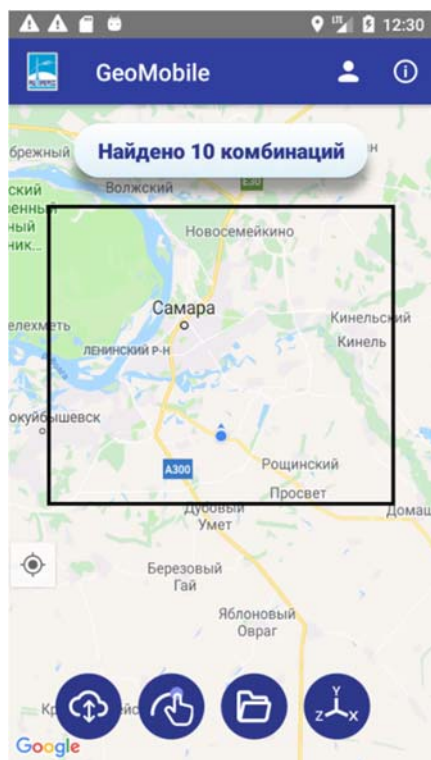
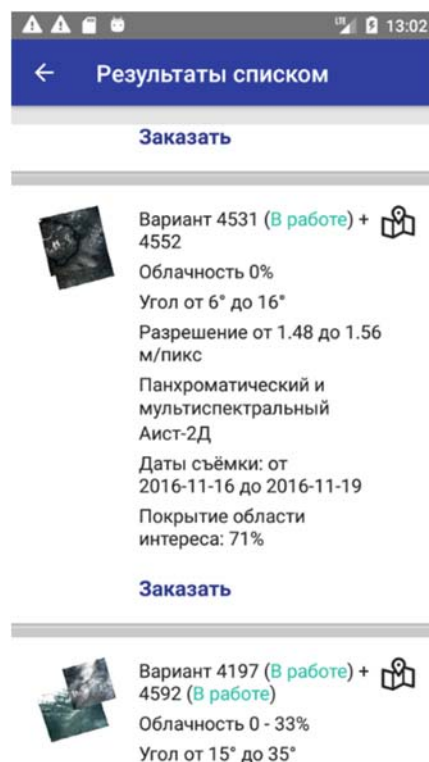


Рисунок 4.12 – Главное меню «Геомобил»



а)



б)

Рисунок 4.13 – Поиск снимков из архива:

а) стандартный; б) списком

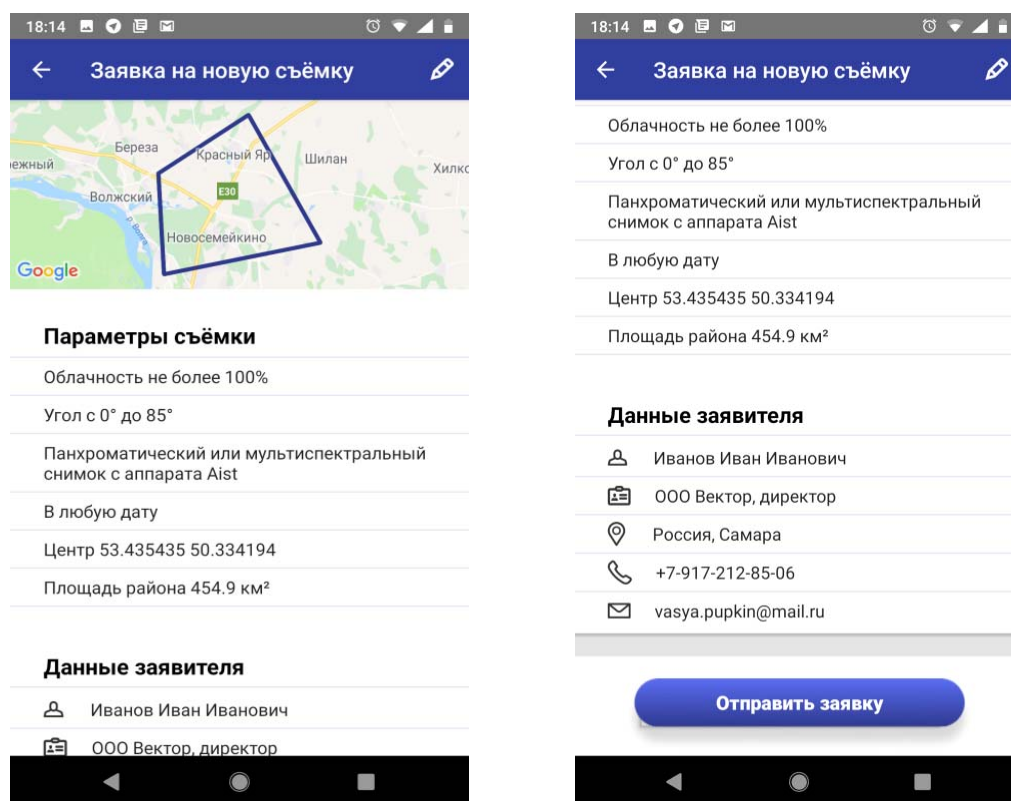


Рисунок 4.14 – Формирование заявки на новую съёмку

Сдерживающими факторами широкого применения данных ДЗЗ для решения социально-экономических задач являются:

1. Отсутствие в региональных министерствах и ведомствах квалифицированных специалистов в области обработки информации ДЗЗ.
2. Отсутствие специализированных программно-технических средств для обработки данных ДЗЗ. Имеющееся в распоряжении министерств и ведомств оборудование не обладает достаточными вычислительными ресурсами.
3. Отсутствие общедоступных инструментов доступа к базам данных спутниковой информации и специализированному программному обеспечению.

Задача предоставления информационных продуктов ДЗЗ широкому кругу потребителей может быть эффективно решена с использованием облачных вычислений.

Под облачными вычислениями понимается модель предоставления возможности сетевого доступа по запросу потребителя к разделяемому пулу конфигурируемых вычислительных ресурсов, обеспечивающих самообслуживание и администрирование по требованию. Основными преимуществами облачных технологий являются [142, 143]:

- доступность: доступ к хранящейся в облаке информации может получить каждый потребитель, имеющий в своём распоряжении персональный компьютер или любое мобильное устройство (смартфон, планшет), подключённое к сети Интернет;

- мобильность: пользователь не привязан к своему рабочему месту, доступ к информации ДЗЗ осуществляется с использованием мобильных устройств;

- экономичность: потребитель освобождается от необходимости приобретать дорогостоящие, высокопроизводительные компьютеры и специализированное программное обеспечение, также освобождается от найма специалистов в области IT-технологий и обработки данных ДЗЗ;

- гибкость и технологичность: все необходимые ресурсы автоматически предоставляются провайдером (владельцем облака). Высокопроизводительные вычислительные мощности, предоставляемые в распоряжение потребителя, позволяют их использовать для хранения, обработки и интерпретации данных ДЗЗ.

Стремительный рост спутниковых орбитальных группировок, совершенствование целевой аппаратуры (увеличение пространственного разрешения, количества спектральных каналов) приводят к тому, что получаемая с космических средств информация достигает огромных объёмов. Как следствие, обмен, управление, хранение и обработка таких объёмов данных с помощью обычных персональных компьютеров или мощных серверов становятся неэффективными по сравнению с облачными вычислениями.

Таким образом, применение облачных технологий в распространении и широком использовании данных ДЗЗ позволит предоставлять снимки по запросу потребителей, открывая доступ к информации, которая им нужна в любое время, не отрывая их от рабочего процесса и без затрат на управление большими объёмами данных в рамках одной организации или ведомства.

Внедрение облачных технологий в процесс обработки и предоставления данных ДЗЗ широкому кругу потребителей требует реализации следующих мероприятий:

- создание на базе оператора КС ДЗЗ центра обработки и распространения данных на основе облачной инфраструктуры;
- размещение в созданной облачной инфраструктуре технологических процессов создания информационных продуктов;
- размещение в созданной облачной инфраструктуре программных комплексов тематической обработки снимков оператора КС ДЗЗ, а также создание условий для размещения в ней тематических приложений, созданных потребителями;
- обеспечение в облачной среде доступа к спутниковым снимкам, хранящимся в архивах оператора;
- создание интерфейсов для доступа к данным ДЗЗ и технологиям как стандартной, так и тематической их обработки.

Создание такой облачной среды открывает возможность гибкого масштабирования физических и виртуальных средств, оперативного изменения архитектуры виртуальной инфраструктуры в зависимости от текущей загрузки.

Создание облачной инфраструктуры именно на базе оператора КС ДЗЗ обусловлено тем фактом, что при создании центра приёма, обработки и распространения данных архитектура программно-аппаратных средств, их количество и технические характеристики изначально проектировались под особенности работы с геопространственными данными больших объёмов.

Внедрение облачных технологий в производство информационных продуктов на базе материалов космической съёмки позволит снизить время формирования и стоимость продуктов, а также существенно повысить оперативность их предоставления потребителям.

Размещение технологических процессов оператора для создания информационных продуктов в облачной инфраструктуре за счёт виртуализации позволит гибко и автоматически перераспределять вычислительные ресурсы в зависимости от текущей и планируемой (прогнозируемой) нагрузки на различных этапах создания продукта.

Несмотря на максимальную автоматизацию, существующие программные комплексы обработки данных ДЗЗ, как правило, обеспечивают решение задачи создания информационных продуктов с участием оператора. Расширение орбитальной группировки, ежедневная съёмка больших территорий обуславливает необходимость обработки больших объёмов данных в автоматическом режиме потоковой технологии. Автоматизация данного процесса позволит предоставить потребителю доступ к созданию запросов на обработку снимков и получение выходных информационных продуктов без участия операторов центра приёма и обработки информации. Функционирование средств обработки в автоматическом режиме является необходимым условием для реализации потокового производства продуктов ДЗЗ. Размещение таких программных средств автоматического создания информационных продуктов в облачной сфере позволит производить обработку в зависимости от потребностей конкретных пользователей.

4.3 Оценка эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых систем

В 2001 году Межведомственным координационным комитетом по космическому мусору (Inter-agency Space Debris Coordination Committee) были определены две наиболее важные области околоземного пространства, где время существования космических аппаратов не должно превышать 25 лет. Этими областями являются низкие околоземные орбиты (НОО) с высотой до 2 000 км, и геосинхронные орбиты, так как именно на этих высотах концентрация космического мусора максимальная.

Вышедший из строя МКА может создать угрозу космическому пространству из-за возможного столкновения с другими аппаратами. Использование системы увода с орбиты для спутника становится необходимым в случае, если рассматривается МКСМ, поскольку потеря контроля над вышедшим из строя МКА может создать угрозу для работы группировки в целом из-за возможного столкновения с другими аппаратами. Кроме того, прекращение функционирования аппарата в составе МКСМ, как это было показано в разделе 2.4.1, негативно влияет на параметры эффективности всей системы, в связи с чем требуется как можно скорее увести нефункционирующий спутник и заменить его исправным.

Статистика показывает, что в настоящее время на орбите находится более 3 000 МКА, не оснащённых двигательной установкой [144]. Около 50% из них были запущены более 10 лет назад. В этой связи становится актуальной задача разработки надёжных средств увода спутников с орбиты на базе оценки эффективности альтернативных способов увода.

Время баллистического существования МКА в значительной степени зависит от уровня солнечной активности, который характеризуется числом солнечных пятен. Влияние солнечной активности на процесс увода МКА с орбиты может быть рассмотрено

на примере МКА «АИСТ-2Д», который активно функционировал на орбите почти 8 лет, при том, что спутник не был оснащён двигательной установкой для поддержания параметров орбиты.

Для анализа изменения элементов орбиты МКА «АИСТ-2Д» использовались данные системы NORAD [145]. Согласно доступной информации, за шесть лет работы космического аппарата период обращения уменьшился на более чем минуту, при этом до января 2022 года изменение периода обращения носило практически линейный характер. За этот же период средний эксцентриситет орбиты, первоначально равный 0,0013, уменьшился и составил примерно 0,0006. Среднее значение высоты орбиты МКА «АИСТ-2Д» изменилось с 490 км (на момент запуска) до 415 км (январь 2023 года).

Исходя из этого, можно сделать вывод, что орбита была достаточно стабильна в течение первых шести лет, что подтверждает правильность выбранной орбиты при начальном проектировании миссии, а также объясняется минимальным уровнем солнечной активности, наблюдавшимся с 2016 по 2021 год. Однако ориентировочно с начала 2022 года началось резкое изменение всех рассмотренных орбитальных параметров. С января 2022 года по январь 2023-го средняя высота орбиты снизилась с 455 до 415 км, а в январе 2024 года составила уже менее 300 км.

Такое сильное изменение орбитальных параметров послужило мотивацией для проведения анализа процесса деорбитинга. Для моделирования были выбраны следующие исходные данные:

- исходная дата начала моделирования: 24.02.2023 г.;
- высота орбиты (по состоянию на 24.02.2023): 413 км;
- масса спутника: 530 кг.

Результаты моделирования процесса спуска с орбиты при различных уровнях солнечной активности с помощью программного продукта GMAT [146] показали, что при максимальном уровне

солнечной активности ($F_0 = 275$ е.с.п.¹) время атмосферного торможения составит 114 суток (рисунок 4.15, таблица 4.1), а при минимальном уровне солнечной активности ($F_0 = 65$ е.с.п.) время спуска МКА в плотные слои атмосферы составит более 4 лет (рисунок 4.16, таблица 4.1).

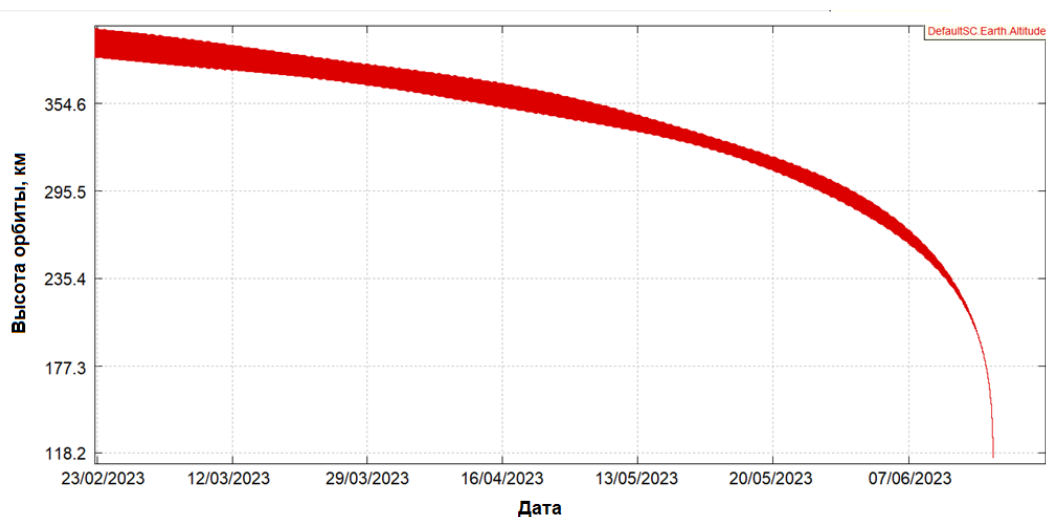


Рисунок 4.15 – Процесс спуска с орбиты МКА «АИСТ-2Д» при уровне солнечной активности 275 е.с.п.

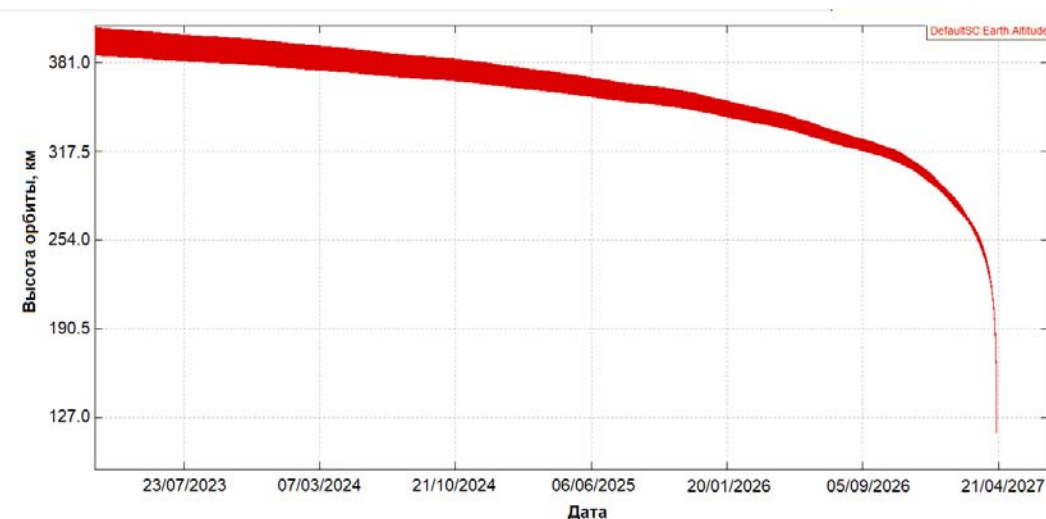


Рисунок 4.16 – Процесс спуска с орбиты МКА «АИСТ-2Д» при уровне солнечной активности 65 е.с.п.

¹ е.с.п. (единица солнечного потока) = 10^{-22} Вт / ($\text{м}^2 \times \text{Гц}$).

Таблица 4.1 – Время спуска с орбиты МКА «АИСТ-2Д»
при стандартизированных уровнях солнечной активности [147]

Уровень солнечной активности, е.с.п.	Дата входа в плотные слои атмосферы (высота критической орбиты 120 км), дд/мм/гггг	Время увода, сут.
65	16/04/2027	1513
75	07/05/2026	1169
100	19/01/2025	696
125	01/06/2024	464
150	26/01/2024	337
175	17/11/2023	267
200	20/09/2023	209
225	06/08/2023	164
250	02/07/2023	129
275	17/06/2023	114

Процесс моделирования осуществлён в III кв. 2023 г., и его результаты были включены в доклад автора «Унифицированная маломасогабаритная космическая платформа «АИСТ-2»: результаты функционирования аппарата «АИСТ-2Д» для решения тематических задач зондирования Земли и перспективы развития проекта», сделанном в рамках XXI в международной конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса» (организатор – Институт космических исследований РАН). Результаты моделирования позволили рассчитать предполагаемый срок схода с орбиты аппарата, который должен был произойти в период с 26.01.2024 г. по 01.06.2024 г. [148]. В результате МКА «АИСТ-2Д» прекратил своё функционирование 16.04.2024 г. [149]. Следует отметить, что данный аппарат является уникальным

примером, т.к. практически втрое превысил проектный срок своего активного существования. Методологические подходы, описывающие этапы ЖЦ, связанные с производством и испытаниями МКА для МКСМ, приведённые в главах 3 и 4, допускают определённое снижение надёжности таких аппаратов при одновременном снижении стоимости и сроков их производства. В этой связи при построении МКСМ на базе МКА типа «АИСТ-2Д» ожидаемый САС не будет превышать 5 лет, и в этом случае находящийся на орбите нефункционирующий аппарат более этого срока представляет собой серьёзную проблему для поддержания параметров эффективности МКСМ в целом.

В то же время баллистический срок существования многих других низкоорбитальных МКА может превышать 25 лет, что подтверждается данными из таблицы 4.2, полученными с помощью аналогичного моделирования в ПО GMAT.

Таблица 4.2 – Время баллистического существования функционирующих МКА

Малый космический аппарат	Дата запуска	Масса, кг	Баллистический коэффициент, $\text{м}^2/\text{кг}$	Высота орбиты, км	Среднее значение срока баллистического существования, годы
АИСТ-1	2013	39	0,0071	625	66
NEOSSat	2013	72	0,0171	786	174
SCD-1	1993	115	0,0300	750	64
AlSAT-2	2010	116	0,0057	635	120
TET-1	2012	120	0,0033	510	30
SciSat-1	2003	260	0,0021	650	71

Данные таблицы 4.2 подтверждают необходимость разработки и оценки эффективности способов увода аппаратов с орбиты, что особенно актуально в случае МКСМ, построенных на базе МКА.

4.3.1 Классификация способов увода МКА с орбиты

Различные способы увода спутников с орбиты начали изучаться сравнительно недавно [150]. Их условно делят на пассивные (бестопливные) и активные (топливные) методы. К пассивным методам увода с орбиты относятся устройства, использующие для работы естественные внешние силы. Одним из таких методов является использование аэродинамического торможения [151]. Путём изменения ориентации спутника и его скорости можно увеличить воздействие атмосферы на спутник, что приводит к снижению его орбиты. Задача развёртывания аэродинамического устройства для увода с орбиты низкоорбитального космического аппарата уже рассматривалась в нескольких существующих проектах, например Gossamer Orbit Lowering Device (система GOLD) [152].

Другой метод – это использование электромагнитных систем, таких, как электродинамический трос, который использует электромагнитное поле для управления движением спутника. В случае применения тросовых систем для спуска с орбиты их преимуществом является экономия массы системы, а основной недостаток – низкая надёжность развёртывания троса, что наглядно продемонстрировано в миссиях TSS-1R, MAST и STARS [153].

Существует также метод, называемый гравитационным уводом, который использует взаимодействие с гравитационным полем Земли и других космических объектов для изменения орбиты спутника [154].

Наконец, возможно использование силы солнечного давления, которую продуцируют солнечные паруса, обычно предназначенные для космических миссий по исследованию дальнего космоса. Эти устройства также могут использоваться для перевода спутника с высоких орбит на орбиты утилизации. Однако для увода с низких орбит использование солнечного паруса нецелесообразно, поскольку момент солнечного давления постоянен и на

орбитах менее 800 км оказывает существенно меньшее влияние на движение МКА, чем сопротивление атмосферы [155].

В качестве активных способов увода с орбиты, как правило, предлагается использование двигательной установки. Наиболее традиционными и прошедшими сертификацию для использования на МКА являются жидкостные двигательные установки (ЖРД), твёрдотопливные двигательные установки (ТРД) и электрические двигательные установки (ЭРД) малой тяги (МТ).

Многие МКА имеют в своём составе двигательные установки для поддержания или коррекции орбиты функционирования, которые при необходимости и в случае наличия достаточного запаса топлива могут обеспечить спуск спутника в плотные слои атмосферы после его отказа или окончания срока активного существования. Однако для спутников без двигательной установки с пассивной системой ориентации (гравитационная, инерционная, аэродинамическая, магнитная) следует рассмотреть возможность использования альтернативных систем увода с орбиты, которые будут использовать естественные силы и обеспечивать пассивный спуск аппарата. Также стоит учитывать ограничения по энергии и массе каждого спутника. Помимо этого, так как система увода с орбиты должна быть работоспособной после длительного срока активного существования, основным требованием для неё является автономность и надёжность. Преимущества и недостатки рассмотренных типов систем объединены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Преимущества и недостатки способов увода МКА с орбиты

Система увода	Тип системы	Преимущества	Недостатки
Электродина- мическая космическая тросовая система (ЭДКТС)	Пассив- ная	• Малая масса • Низкая стои- мость системы	• Низкая надёжность, связанная с развёртыва- нием троса • Сложность программы экспериментальной отработки

			• Длительное время увода • Необходимость в больших запасах электроэнергии на борту
Аэродинамическая система	Пассивная	• Низкая стоимость системы • Использование естественных внешних сил • Малая масса	• Работоспособность только на орбитах до 700 км • Высокая вероятность разрушения при столкновениях с микрометеорами • Длительное время увода
Жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРД МТ)	Активная	• Широкий диапазон тяги • Высокая степень лётной отработки	• Сложность производства и наземной отработки • Большая масса • Токсичное топливо • Низкий удельный импульс
Твёрдотопливный ракетный двигатель малой тяги (ТРД МТ)	Активная	• Малое количество элементов и подсистем • Надёжность • Низкая стоимость • Длительные сроки хранения топлива	• Однократное включение • Фиксированный общий импульс
Электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ)	Активная	• Высокий удельный импульс • Экологичное топливо	• Низкая тяга • Высокая стоимость • Сложность производства и наземной отработки • Длительное время манёвра • Высокая потребляемая мощность

4.3.2 Система показателей эффективности системы увода малых космических аппаратов с орбиты

Система увода (СУ) МКА с орбиты является сложной технической системой, которая требует оценки эффективности и характеризуется совокупностью показателей эффективности, завися-

щих от основных проектных параметров разрабатываемой системы.

В роли ограничений при выборе проектных параметров системы увода выступают следующие условия:

- орбиты функционирования МКА лежат в диапазоне: $300 \text{ км} \leq H_{\text{орб}} \leq 800 \text{ км}$;
- масса МКА лежит в диапазоне: $1 \text{ кг} \leq M_{\text{МКА}} \leq 1000 \text{ кг}$;
- габариты и конфигурация МКА (в случае наноспутников система увода должна занимать не более одного юнита);
- потребляемая системой увода мощность не может превышать запаса системы энергопитания МКА на конец срока активного существования: $W_{\text{СУ}} \leq W_{\text{МКА}}$.

СУ МКА с орбиты должна разрабатываться с учётом этих ограничений, при этом спуск МКА в плотные слои атмосферы должен осуществляться за минимальное время. Сокращение длительности увода требует увеличения удельного импульса и, как правило, потребляемой электрической мощности средства увода, что влечёт за собой увеличение массогабаритных характеристик аппарата в целом. К росту эффективности СУ приводит уменьшение времени увода, массы системы, энергопотребления на включение и развёртывание, сложности изготовления и сборки, в то время как показатель надёжности для увеличения эффективности должен возрасти.

Для проведения оценки эффективности необходимо сформировать систему показателей и критериев. На основе анализа возможных способов увода с орбиты определены следующие показатели эффективности системы увода МКА с орбиты, приведённые к безразмерным относительным значениям с использованием нормирования:

1. Относительное время увода, $\hat{T}$:

$$\hat{T} = \frac{T_{\text{увода}}}{T_{\text{БС}}}, \quad (4.1)$$

где $T_{\text{БС}}$ – время баллистического существования МКА.

2. Относительная масса системы увода с орбиты, $\hat{M}$:

$$\hat{M}_{\text{СУ}} = \frac{M_{\text{СУ}}}{M_{\text{МКА}} + M_{\text{СУ}}}. \quad (4.2)$$

Масса системы увода включает в себя суммарную массу конструкции всех элементов и подсистем, а в случае использования двигательной установки в качестве средства увода учитывается только масса топлива, необходимого для операции увода.

3. Удельное энергопотребление системы увода, $\hat{W}$:

$$\hat{W}_{\text{СУ}} = \frac{W_{\text{СУ}}}{W_{\text{СЭП}}}. \quad (4.3)$$

4. Технологичность системы увода с орбиты, $J_{\text{СУ}}$ – условный показатель, отражающий конструктивную сложность изготовления элементов и системы увода в целом. Для определения показателя технологичности может быть использован метод экспертных оценок. Обобщённый показатель технологичности системы состоит из частных показателей:

- $J_{\text{СУ}1}$ – показатель, характеризующий трудоёмкость изготовления конструкции;
- $J_{\text{СУ}2}$ – показатель, характеризующий степень использования стандартных и нормализованных деталей;
- $J_{\text{СУ}3}$ – показатель, характеризующий сложность выполнения работ по техническому обслуживанию изделий, в том числе требования по квалификации и составу персонала для проведения этих работ;
- $J_{\text{СУ}4}$ – показатель, характеризующий сложность экспериментальной отработки.

Далее производится расчёт числовых значений каждого из частных показателей технологичности для анализируемых видов систем:

$$J_i = J_{i_a} \alpha_i, \quad (4.4)$$

где J_{i_a} – средний балл по i -му показателю, определяемый как среднее арифметическое экспертных оценок; α_i – весовой коэффициент важности i -го частного показателя технологичности.

Для определения обобщённого показателя технологичности необходимо суммировать частные показатели:

$$J_{cy} = \sum_{i=1}^n J_i, \quad (4.5)$$

где J_i – нормируемый i -й показатель оценки технологичности; n – общее число показателей.

5. Надёжность системы увода с орбиты, P_{cy} – обобщённый показатель, отражающий вероятность включения и безотказной работы системы увода МКА с орбиты. Состоит из частных показателей оценки надёжности системы:

- P_1 – показатель, характеризующий количество подсистем в составе системы увода;

- P_2 – показатель, характеризующий условия включения системы;

- P_3 – показатель, характеризующий длительность хранения и стабильность рабочего тела;

- P_4 – показатель, характеризующий токсичность рабочего тела;

- P_5 – показатель риска столкновения МКА, оснащенного системой увода с орбиты, с космическим мусором и микрометеоритами. Для преобразования показателя P_5 в безразмерный вид и учёта его при определении обобщённого показателя надёжности проводится расчёт ожидаемого количества ударов для МКА с системой увода с орбиты по методике оценки риска столкновения, которое умножалась так же, как и остальные частные показатели, на весовой коэффициент. При определении ожидаемого количества столкновений для каждого МКА учитывались этап функционирования и этап спуска с орбиты.

Назначение частных показателей надёжности также проводится экспертами. Далее производится расчёт числовых значений каждого из частных показателей для анализируемых видов систем:

$$P_u = P_{u_a} \alpha_u, \quad (4.6)$$

где P_{u_a} – средний балл по u -му показателю, определяемый как среднее арифметическое экспертных оценок; α_u – весовой коэффициент важности u -го частного показателя надёжности.

Для определения обобщённого показателя необходимо суммировать частные показатели:

$$P_{cy} = \sum_{u=1}^k P_u, \quad (4.7)$$

где P_u – нормируемый u -ый частный показатель оценки надёжности; k – общее число частных показателей.

6. Относительная стоимость, $\widehat{C}_{cy}$:

$$\widehat{C}_{cy} = \frac{C_{созд}^{cy}}{C_{созд}^{МКА}}. \quad (4.8)$$

Стоимость системы увода включает в себя суммарную стоимость всех элементов конструкции и подсистем, а в случае использования ДУ в качестве средства увода учитывается только стоимость топлива, необходимого для операции увода.

Весовые коэффициенты важности показателей технологичности и надёжности α_i , α_u назначаются методом экспертных оценок с учётом условий:

$$\sum_{i=1}^n \alpha_j = 1, \sum_{u=1}^k \alpha_u = 1. \quad (4.9)$$

Таким образом, систему критериев эффективности системы увода МКА с орбиты можно представить в виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{T} \rightarrow \min, \\ \widehat{M}_{\text{cy}} \rightarrow \min, \\ \widehat{W}_{\text{cy}} \rightarrow \min, \\ J_{\text{cy}} \rightarrow \max, \\ P_{\text{cy}} \rightarrow \max, \\ \hat{C}_{\text{cy}} \rightarrow \min. \end{array} \right. \quad (4.10)$$

Зависимость между показателями эффективности в явном виде установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Задачу выбора средства МКА и оценки его эффективности можно сформулировать как задачу максимизации совокупного критерия эффективности $\bar{E}$:

$$\bar{E} = \bar{E}(\hat{T}, \widehat{M}_{\text{cy}}, \widehat{W}_{\text{cy}}, J_{\text{cy}}, R_{\text{cy}}, \widehat{C}_{\text{cy}}) \rightarrow \max. \quad (4.11)$$

Шести вышеперечисленных показателей достаточно для оценки системы на этапе проектных разработок. Параметры, участвующие в определении этих показателей, наиболее существенно влияют на работу системы увода с орбиты и оценку её эффективности. Введение дополнительных показателей эффективности значительно увеличит сложность задачи и затруднит поиск её решения.

Таким образом, выбор проектных параметров системы увода изначально является многокритериальной задачей, которая должна учитывать множество факторов и решаться соответствующими методами.

4.3.3 Методика выбора варианта реализации системы увода малых космических аппаратов с орбиты

Разработана методика выбора вариантов реализации системы увода МКА с орбиты [156]. Она может быть представлена в виде следующего алгоритма действий (рисунок 4.17):

1. Формирование вариантов построения системы увода с орбиты.

Рассмотренные ранее способы увода с орбиты подходят для использования на МКА массой от 1 до 1 000 кг, функционирующих на орбитах от 300 до 800 км, в том числе не оборудованных двигательными установками, поэтому первоначально необходимо определить наличие ДУ в составе МКА. При формировании вариантов построения системы увода с орбиты для космических аппаратов нано- и микрокласса требуется также определить тип системы ориентации и стабилизации, которая в большинстве случаев ограничивается пассивными средствами (электромагнитами). Поэтому альтернативные варианты построения СУ таких аппаратов с орбиты логично формировать на основе пассивных средств. В этом случае необходимо учитывать мощность системы электропитания на борту таких спутников. Если рассматриваемый МКА оборудован активной системой ориентации, для дальнейшего анализа эффективности выбираются двигательные установки – активные средства увода с орбиты. Тем не менее после продолжительного времени нахождения на орбите может случиться сбой или ухудшение работы бортовых систем спутника, что сказывается на вероятности корректного выполнения двигателем тормозного импульса как по величине, так и по направлению. С этой целью в рамках анализа эффективности оцениваются также варианты создания СУ на основе пассивных методов: аэродинамическая и трюсовая системы.

Для МКА, оснащённого собственной двигательной установкой, оценивается эффективность его использования для манёвра увода с орбиты, а также для сравнения предлагается оценить эффективность других типов ДУ, рассматриваемых в рамках данной работы, и пассивных систем, которые могут служить запасным вариантом для увода с орбиты.

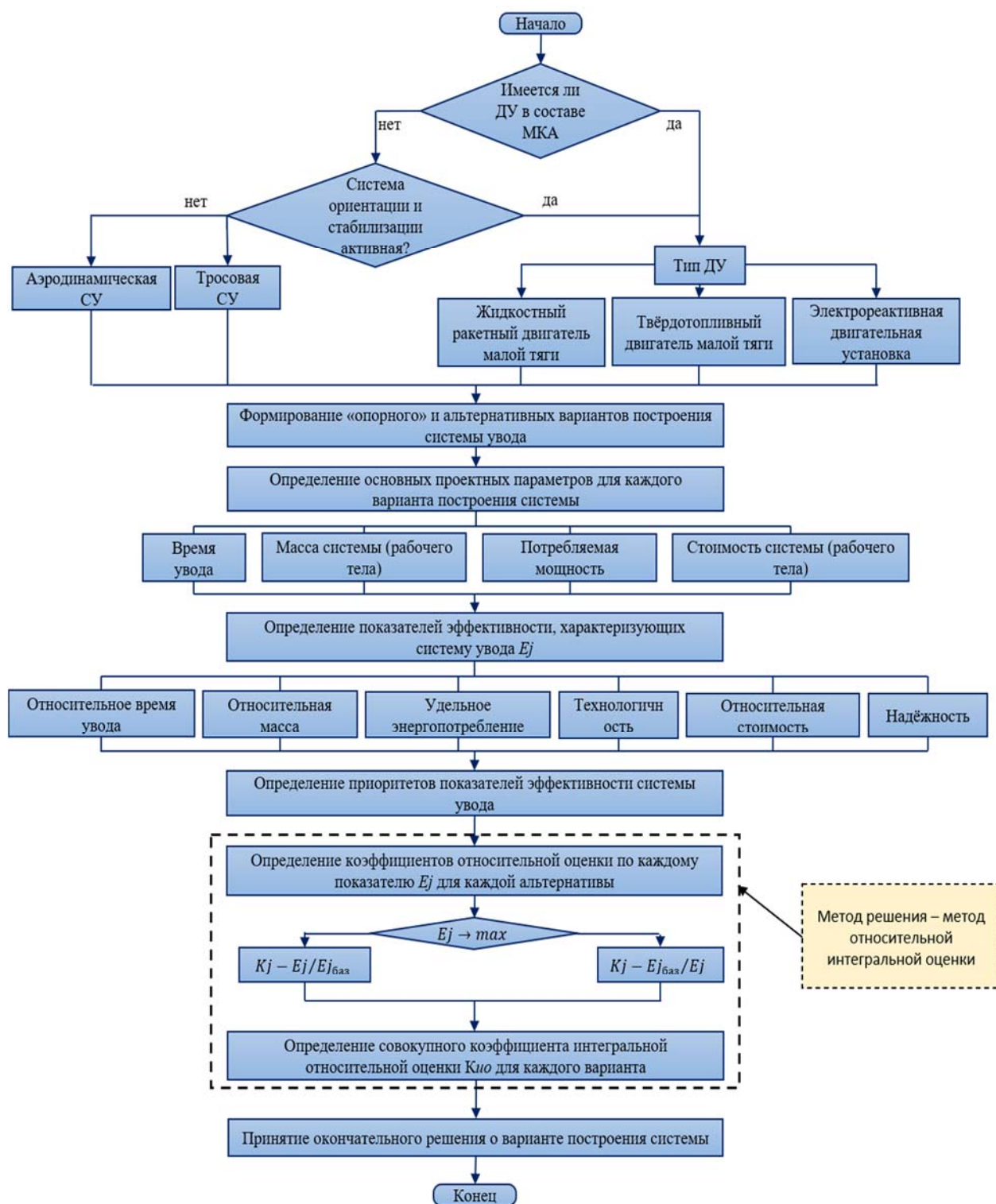


Рисунок 4.17 – Алгоритм выбора варианта системы увода МКА с орбиты

2. Определение проектных параметров системы увода с орбиты.

Следующим этапом алгоритма является определение основных проектных параметров для каждого варианта построения системы, а именно: времени увода с орбиты, массы, стоимости и энергопотребления системы увода с орбиты с учётом параметров орбиты спутника и его массово-габаритных характеристики [157–159].

3. Определение значений показателей эффективности системы увода с орбиты.

Оценка эффективности и выбор варианта реализации системы увода с орбиты может быть осуществлён, например, на базе метода относительной интегральной оценки [160], который включает в себя определение приоритетов показателей эффективности, коэффициентов относительной оценки по каждому показателю для каждого варианта построения и, в итоге, вычисление совокупного коэффициента интегральной оценки (КИО) для каждой из альтернатив. Наибольшее значение будет соответствовать рациональному варианту реализации системы увода при заданном наборе приоритетов.

Апробацию методики проведём на примере МКА «АИСТ-2Д» [54]. Срок его баллистического существования даже на момент запуска не превышал 25 лет, однако управляемый увод с орбиты (утилизация) с целью восполнения группировки резервным аппаратом без снижения значений показателей эффективности космической системы – важная задача, требующая решения в процессе создания и управления МКСМ.

Для оценки эффективности системы увода с орбиты МКА «АИСТ-2Д» были выбраны шесть двигательных установок в качестве «опорного» (О) и альтернативных (А5...А10) вариантов построения системы в дополнение к пассивным методам (А1...А4), тип и параметры которых представлены в таблице 4.4 [161–164].

Таблица 4.4 – Варианты систем увода МКА «АИСТ-2Д» с орбиты

Вариант конфигурации СУ	Метод увода	Рабочее тело	Тип двигателя	Удельный импульс, м/с	Тяга, Н	Масса двигателя, кг	Потребляемая мощность, Вт	Диаметр надувного баллона, м	Длина троса, м	Диаметр троса, м
О	ЭРД	Ксенон	СПД-50	8437	0,02	1,23	220	-	-	-
A1	АС	Азот	-	-	-	-		10	-	-
A2	АС	Азот	-	-	-	-		14	-	-
A3	ТС	-	-	-	-	-		-	5000	0,02
A4	ТС	-	-	-	-	-		-	10000	0,02
A5	ЭРД	Ксенон	СПД-70М	14420	0,039	1,50	350	-	-	-
A6	ЖРД МТ	НДМГ/АТ *	Океан-О	2600	30,0	1,3	59	-	-	-
A7	ЖРД МТ	НДМГ/АТ *	17Д58Э	2685	13,3	0,55	40	-	-	-
A8	ТРД МТ	80% АПКГГ/ПБ	ISP	1834	37,0	0,95	40	-	-	-
A9	ТРД МТ	ТР-Н-3399	STAR 4G	2717	25,8	1,72	38	-	-	-
A10	ЖРД МТ	гидразин	K50-10.1	2156	0,5	0,46	60	-	-	-
* НДМГ/АТ – несимметричный диметилгидразин/тетроксид азота										
** АПКГГ/ПБ – алюминиевый порошок с концевыми гидроксильными группами / полибутадиен										

Результаты расчёта проектных параметров для различных вариантов конфигурации системы увода представлены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Проектные параметры вариантов СУ с орбиты
для МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д»

Вариант	$M_{\text{СУ}}$, кг	$W_{\text{СУ}}$, Вт	$T_{\text{увода}}$, ч	$C_{\text{СУ}}$, руб.
Опорный	15	220	683,25	5221020
A1	5	15	282,61	969863
A2	8	25	144,19	1120116
A3	15	167	4885,24	1660048
A4	24	334	3282,68	1999296
A5	13	350	342,41	8956588
A6	24	59	10,15	7827075
A7	24	40	10,80	8318965
A8	38	40	8,69	7809754
A9	26	38	12,57	7634584
A10	29	60	24,45	8400961

Дополнительными исходными данными МКА «АИСТ-2Д» для расчёта значений показателей эффективности системы увода являются:

- масса МКА: 530 кг;
- высота начальной орбиты: 490 км;
- проектный срок баллистического существования: 10 лет;
- коэффициент аэродинамического сопротивления: 2;
- баллистический коэффициент: 0,002;
- среднесуточная мощность СЭП на конец САС: 250 Вт;
- стоимость МКА: 750 000 000 руб.

Результаты расчёта показателей эффективности систем увода для МКА «АИСТ-2Д» представлены в таблице 4.6.

Для реализации метода интегральной относительной оценки эффективности СУ МКА с орбиты необходимо определить значимость показателей, то есть величины их коэффициентов приоритета (коэффициенты весомости), назначаемых известными способами. За определением приоритетов показателей следует непоряд-

ственно расчёт коэффициента интегральной относительной оценки (КИО) СУ МКА с орбиты.

Таблица 4.6 – Показатели эффективности вариантов реализации системы увода МКА «АИСТ-2Д» с орбиты

Вариант	$\hat{T}$	$\widehat{M}_{\text{СУ}}$	$\widehat{W}_{\text{СУ}}$	$\widehat{C}_{\text{СУ}}$	$J_{\text{СУ}}^*$	$R_{\text{СУ}}^*$
Опорный	0,00769548	0,0280	0,88	0,0070	4,94	4,81
A1	0,00318310	0,0093	0,06	0,0013	5,02	2,56
A2	0,00162403	0,0150	0,10	0,0015	4,99	2,56
A3	0,05502292	0,0272	0,67	0,0022	5,66	1,14
A4	0,03697315	0,0440	1,34	0,0027	5,78	1,14
A5	0,00385657	0,0244	1,40	0,0119	5,04	3,54
A6	0,00011436	0,0429	0,24	0,0104	5,94	5,07
A7	0,00012161	0,0441	0,16	0,0111	5,98	5,87
A8	0,00009788	0,0671	0,16	0,0104	4,42	2,41
A9	0,00014152	0,0467	0,15	0,0102	4,52	2,54
A10	0,00027538	0,0524	0,24	0,0112	4,02	5,14
* Значения определены методом экспертных оценок						

Для показателей, значения которых при повышении эффективности системы уменьшаются ($\hat{T}$, $\widehat{M}_{\text{СУ}}$, $\widehat{W}_{\text{СУ}}$, $\widehat{C}_{\text{СУ}}$), КИО определяется по формуле:

$$K_j = \frac{E_{j_{\text{баз}}}}{E_j}. \quad (4.12)$$

Для показателей, значения которых при повышении эффективности системы увеличиваются ($P_{\text{СУ}}$, $J_{\text{СУ}}$), КИО определяется по формуле:

$$K_j = \frac{E_j}{E_{j_{\text{баз}}}}. \quad (4.13)$$

Совокупный коэффициент интегральной относительной оценки системы определяется по сумме M показателей, взвешен-

ных по их значимости с помощью коэффициентов приоритета [160]:

$$K_{\text{ио}} = \frac{\sum_{j=1}^M K_j \alpha_j}{\sum_{j=1}^M \alpha_j}. \quad (4.14)$$

После определения КИО осуществляется выбор рационального варианта построения системы увода из условия максимальной КИО. Результаты расчёта КИО по шести показателям эффективности приведены в таблице 4.7.

Значения совокупного КИО определялись для следующей комбинации коэффициентов приоритета: $a_1 = 0,25, a_2 = a_3 = a_4 = a_5 = a_6 = 0,15$. Результаты расчёта совокупного КИО для МКА «АИСТ-2Д» представлены в графическом виде на рисунке 4.18, где вариант построения системы, обладающий максимальным совокупным КИО, является наиболее рациональным.

Таблица 4.7 – Значения КИО по показателям эффективности
СУ МКА «АИСТ-2Д» с орбиты

Вариант	Коэффициент						
	K_T	K_M	K_W	K_J	K_C	K_P	$K_{\text{ио}}$
Опорный	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
A1	2,42	3,01	14,67	1,02	5,38	0,53	4,29
A2	4,74	1,86	8,80	1,01	4,66	0,53	3,71
A3	0,14	1,03	1,32	1,15	3,15	0,24	1,07
A4	0,21	0,64	0,66	1,17	2,61	0,24	0,85
A5	2,00	1,15	0,63	1,02	0,58	0,74	1,12
A6	67,29	0,65	3,73	1,20	0,67	1,06	17,92
A7	63,28	0,63	5,50	1,21	0,63	1,22	17,20
A8	78,63	0,42	5,50	0,89	0,67	0,50	20,85
A9	54,38	0,60	5,79	0,91	0,68	0,53	14,87
A10	27,94	0,53	3,67	0,81	0,62	1,07	7,99

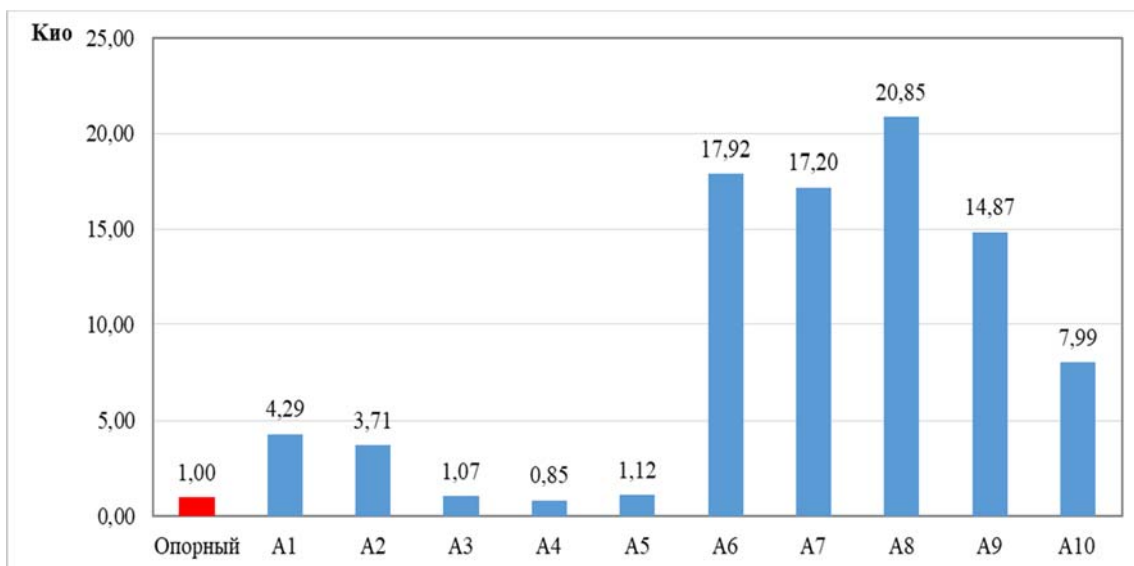


Рисунок 4.18 – Гистограмма КИО вариантов построения СУ МКА «АИСТ-2Д»

Анализ гистограммы (рисунок 4.18) показывает, что наиболее эффективным вариантом реализации системы увода МКА «АИСТ-2Д» является вариант на базе твёрдотопливной двигательной установки ISP (вариант А8) со временем увода с орбиты не более 9 часов.

Используемый метод оценки имеет ряд особенностей, основной из которых является зависимость результата от выбранного набора значения коэффициентов приоритета. Покажем, что изменение приоритетов существенно влияет на результат оценки эффективности. На рисунке 4.19 приведена гистограмма совокупных КИО при следующих коэффициентах приоритета показателей $a_1 = 0,05, a_2 = 0,40, a_3 = 0,20, a_4 = 0,05, a_5 = 0,25, a_6 = 0,05$.

Данный кортеж коэффициентов соответствует стратегии выбора варианта реализации системы увода, основанной в первую очередь на критериях минимизации массы, энергопотребления и стоимости системы увода.

В соответствии с гистограммой, представленной на рисунке 4.19, наиболее рациональным вариантом построения системы увода для МКА «АИСТ-2Д» при выбранном наборе коэффициентов

приоритета является вариант на базе аэродинамического устройства диаметром 10 м (вариант А1).

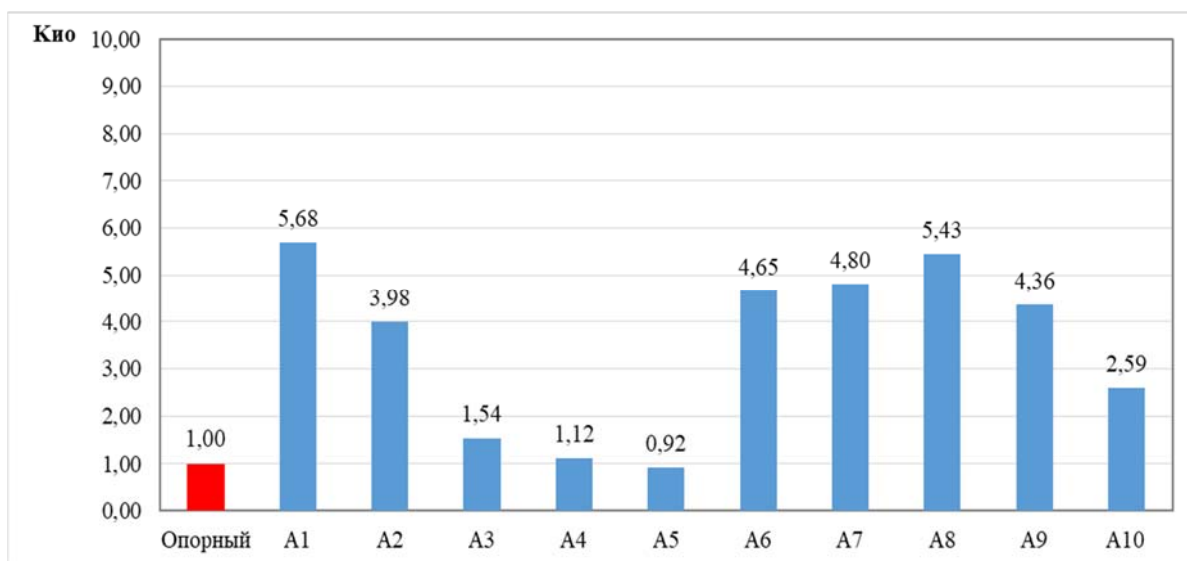


Рисунок 4.19 – Гистограмма КИО вариантов построения системы увода МКА «АИСТ-2Д» при альтернативном наборе коэффициентов приоритета показателей эффективности

Зависимость результатов оценки эффективности от значений коэффициентов приоритета может рассматриваться как недостаток используемого метода, основанного на субъективности лица, осуществляющего назначение этих коэффициентов. Альтернативой методу относительной интегральной оценки может служить метод уверенных суждений, предложенный С. А. Пиявским и В. В. Малышевым и изложенный в [165, 166].

4.3.4 Применение метода уверенных суждений для выбора варианта реализации системы увода малых космических аппаратов с орбиты

В методе уверенных суждений предлагается рассматривать не единственную свёртку с определённой экспертами степенью важности каждого критерия, а множество реализаций этих свёрток, на множестве вариантов коэффициентов $\bar{a} \in A$, моделирующих неопределённость мнений экспертов. Наиболее оптимальным

считается тот вариант, который чаще получает выигрышную оценку на всём множестве комбинаций из всех возможных сочетаний коэффициентов линейных свёрток [167].

Формально задача ставится следующим образом: дано $X = [x_i]_N$ – дискретное множество проектов (альтернатив), $x_i \in X$, $i = \overline{1N}$,

$$f(x) = [f^j(x_i)], j = \overline{1m}, \quad (4.15)$$

где $f(x)$ – вектор-функция m скалярных критериев оптимальности.

Необходимо выбрать из множества альтернатив наиболее предпочтительный вариант $\hat{x} \in X$, который будет удовлетворять условию:

$$\hat{x} \in X: (f^j(\hat{x}) \geq f^j(x), j = \overline{1m}), \quad (4.16)$$

предполагая, что каждый частный критерий должен быть максимизирован.

В методе уверенных суждений предлагается использовать не одну конкретную свёртку, а множество линейных свёрток, которые моделируют возможные мнения экспертного сообщества или способы учёта этих мнений. В статье [168] было показано, что линейная свёртка в классе оценочных функций обладает свойством идентифицировать любые Парето – оптимальные решения.

Обозначим множество функций, моделирующих мнения экспертов, через F_a . Пусть $f(x_i) = f_i$, $i = \overline{1N}$, где N – число альтернативных проектов. В этом случае $F_a = [f_{il}]_K$, $l = \overline{1K}$, где K – общее число вариантов коэффициентов оценочных функций, моделирующих экспертные мнения.

В случае наличия у лица, принимающего решение (ЛПР) информации о приоритетности одних параметров проектов перед другими, они могут быть учтены путём фильтрации множества распределений значений коэффициентов линейной свёртки A . Иными словами, из множества A исключаются те комбинации, для

которых не выполняется условие $\forall a_l^j \in A: a_l^{\text{приоритет}} > a_l^{\text{неприоритет}}, j = \overline{1, m}$, где m – число показателей. Таким образом, учитываются «уверенные суждения ЛПР».

В качестве критерия предпочтительности альтернативы в методе уверенных суждений предлагается рассматривать подмножество, на котором эта альтернатива оказалась наилучшей по значению оценочной функции в сравнении с другими альтернативами. Эта мера называется авторами метода «жёстким рейтингом» (HR).

Рассматривая метод уверенных суждений применительно к решению задачи выбора оптимальных характеристик системы увода МКА «АИСТ-2Д», можно заметить, что множество исходных данных $x \in X$, формируемое на основе конкурирующих реализаций системы увода, имеет дискретный характер, но при этом имеет место неопределённость, связанная с оценкой значимости самих критериев. Значение оценочной функции для l -го варианта коэффициентов $\overline{a}_l$ i -й альтернативы будет определяться по формуле:

$$f_{il} = \sum_{j=1}^m x_{ij} a_l^j. \quad (4.17)$$

Тогда жёсткий рейтинг для каждой альтернативы будет вычисляться по формуле:

$$HR_i = \frac{\sum_{l=1}^K \sum_{i=1}^N B_{il}}{K}, \quad (4.18)$$

где $l = \overline{1, K}; i = \overline{1, N}; N$ – число проектов/альтернатив; K – число вариантов реализации вектора коэффициентов линейной свёртки $\overline{a}_l$. $B_{il} = 1$ если при l -м варианте моделируемого мнения i -й проект оказался наилучшим. Иными словами, рассчитывается частота выигрышей альтернативы.

Можно заметить, что жёсткий рейтинг есть не что иное, как вероятность того, что при всех возможных равновероятных и

независимых сочетаниях моделируемых мнений экспертов альтернатива окажется наилучшей [169].

Нормализация исходных физических (абсолютных) значений показателей, если они имеют тренд на максимум, выполняется по формуле:

$$x_{ij}^{norm} = \frac{(x_{ij} - \min(x_{ij}))}{(\max(x_{ij}) - \min(x_{ij}))}. \quad (4.19)$$

Если по смыслу показатель должен минимизироваться (например, «время увода», «стоимость», «энергопотребление»), то итоговое нормированное значение вычитается из единицы.

Исходные данные для расчёта приведены в таблице 4.5. Тренды и условные обозначения для параметров из таблицы 4.6 приведены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – Тренды для параметров системы увода МКА «АИСТ-2Д»

Параметр	Тренд	Обозначение
Масса системы M_C	min	a_1
Потребляемая мощность W_C	min	a_2
Время увода T_y	min	a_3
Технологичность S	max	a_4
Надёжность R	max	a_5
Стоимость системы C_C	min	a_6

Метод был реализован в виде скрипта на языке Python. Алгоритм реализации метода представлен на рисунке 4.20.

Для повышения эффективности расчёта была применена мемоизация вариантов распределения коэффициентов линейной свёртки, так как она не зависит от входных данных и меняется только при изменении шага или мощности множества критериев, с которым варьируются отдельные коэффициенты.

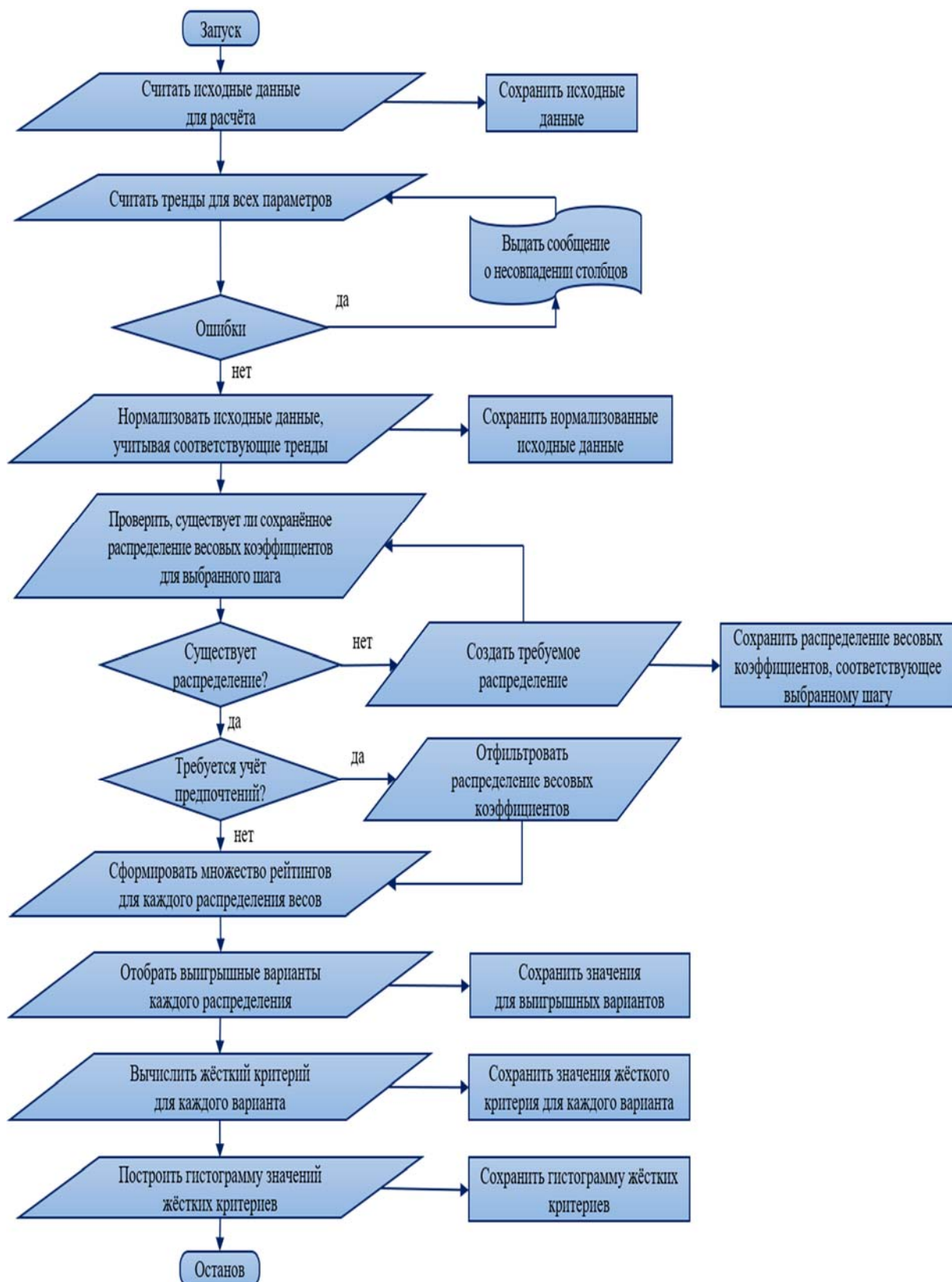


Рисунок 4.20 – Алгоритм программной реализации метода уверенных суждений

Шаг для формирования множества A в нижеприведённых примерах составил 0,05. Результаты расчета представлены в таблицах 4.9–4.12.

В таблице 4.9 приведены результаты вычисления жёстких критериев для значений, указанных в таблице 4.5, без учёта дополнительных предпочтений. Графическое представление результата изображено на рисунке 4.21.

Таблица 4.9 – Результат расчёта приоритетов
выбора альтернатив (оригинальные данные)

Варианты	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7	A8	Опорный
HR	0,686	0,060	0,003	0,015	0,002	0,233	0,0004	0,0008	0,0005

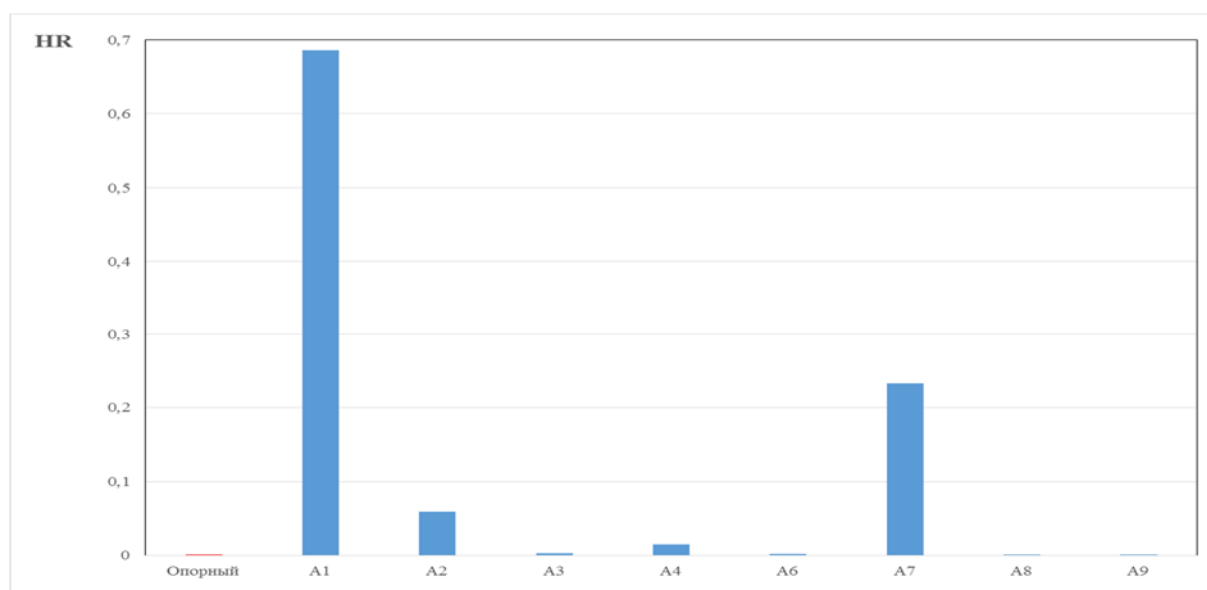


Рисунок 4.21 – Графическое представление
результата расчёта приоритетов выбора альтернатив

Для учёта уверенных суждений ЛПР было рассмотрено три варианта мнений ЛПР о взаимной приоритетности критериев.

В первом случае на множество распределений значений коэффициентов линейной свёртки A было наложено ограничение

о приоритетности значения времени увода над всеми остальными параметрами. Результат приведён в таблице 4.10 и на рисунке 4.22.

Таблица 4.10 – Результат расчёта приоритетов выбора альтернатив с учётом уверенного суждения ЛПР о приоритете времени увода

Варианты	A1	A2	A6	A7	A8	A9
HR	0,552978	0,311678	0,000773	0,127610	0,002320	0,004640

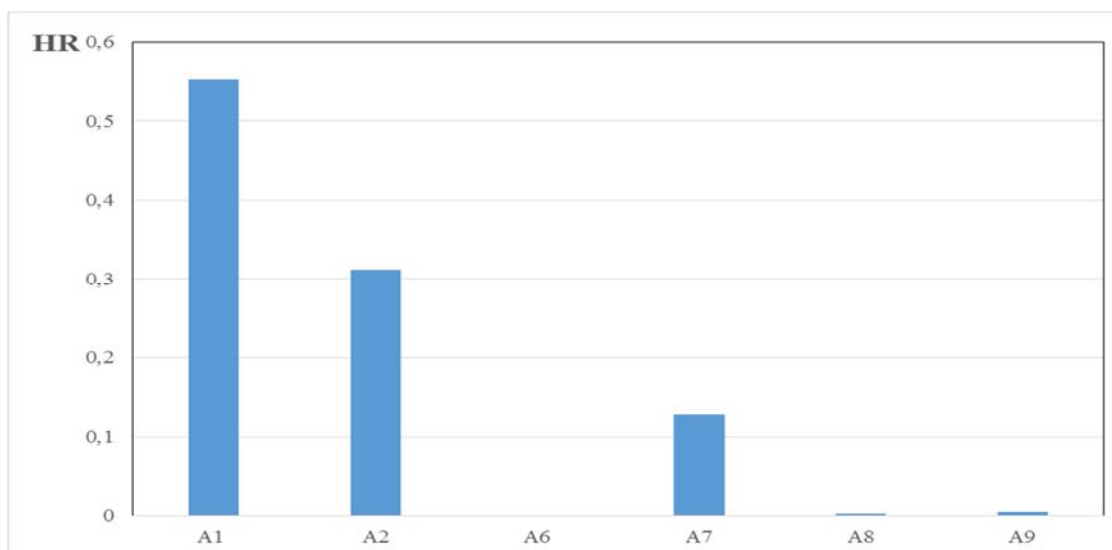


Рисунок 4.22 – Графическое представление результата расчёта приоритетов выбора альтернатив с учётом уверенного суждения ЛПР о приоритете времени увода

Во втором случае учитывались суждения ЛПР о приоритете времени увода над потребляемой мощностью, а также о приоритете технологичности и надёжности над стоимостью. Результаты расчёта приведены в таблице 4.11 и на рисунке 4.23.

Таблица 4.11 – Результат расчёта приоритетов выбора альтернатив с учётом уверенного суждения ЛПР о приоритете времени увода над потребляемой мощностью, а также технологичности и надёжности над стоимостью

Варианты	A1	A2	A6	A7	A8	A9
HR	0,141925	0,010604	0,010604	0,829527	0,002447	0,004894

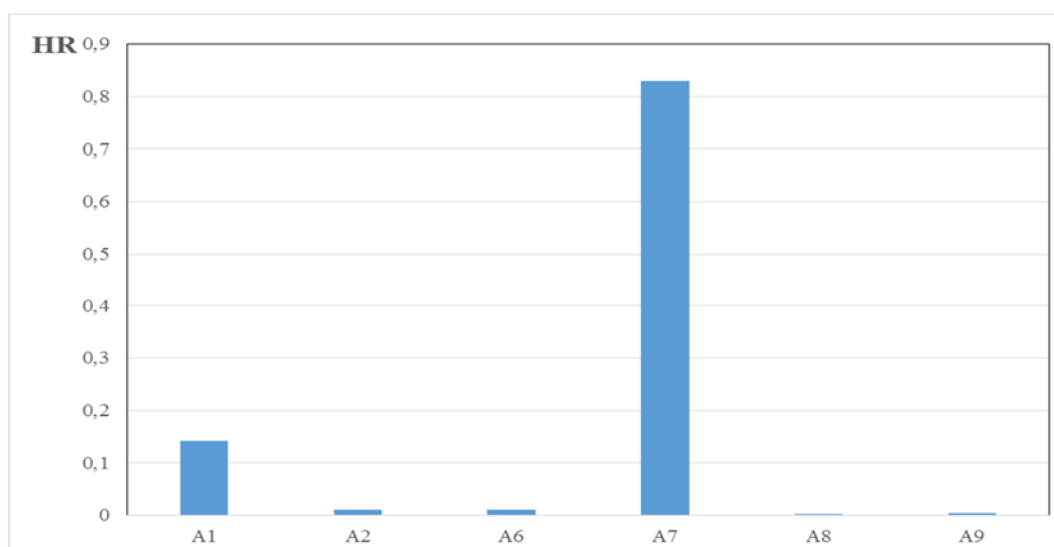


Рисунок 4.23 – Графическое представление результата расчёта приоритетов выбора альтернатив с учётом уверенного суждения ЛПР о приоритете времени увода над потребляемой мощностью, а также технологичности и надёжности над стоимостью

В третьем случае было учтено следующее суждение ЛПР о приоритетности критериев: масса системы важнее её стоимости, стоимость важнее потребляемой мощности, а мощность важнее остальных критериев. Результаты расчёта приведены в таблице 4.12 и на рисунке 4.24.

Таблица 4.12 – Результат расчёта приоритетов выбора альтернатив с учётом уверенного суждения ЛПР о приоритете массы над стоимостью, а стоимости над потребляемой мощностью

Варианты	A1	A2	A7	A8
HR	0,727041	0,010204	0,260204	0,002551

Стоит заметить, что добавление ограничений заметно снижает мощность множества A . Так, ограничения на приоритетность одного критерия над остальными в рассматриваемом случае уменьшает количество комбинаций с 7 156 до 1 293 в случае с ограничением на приоритет времени, до 1 226 во втором случае

и до 392 в третьем случае. Дальнейшее увеличение количества ограничений может потребовать уменьшения шага для формирования множества A с соответствующим возрастанием вычислительных затрат.

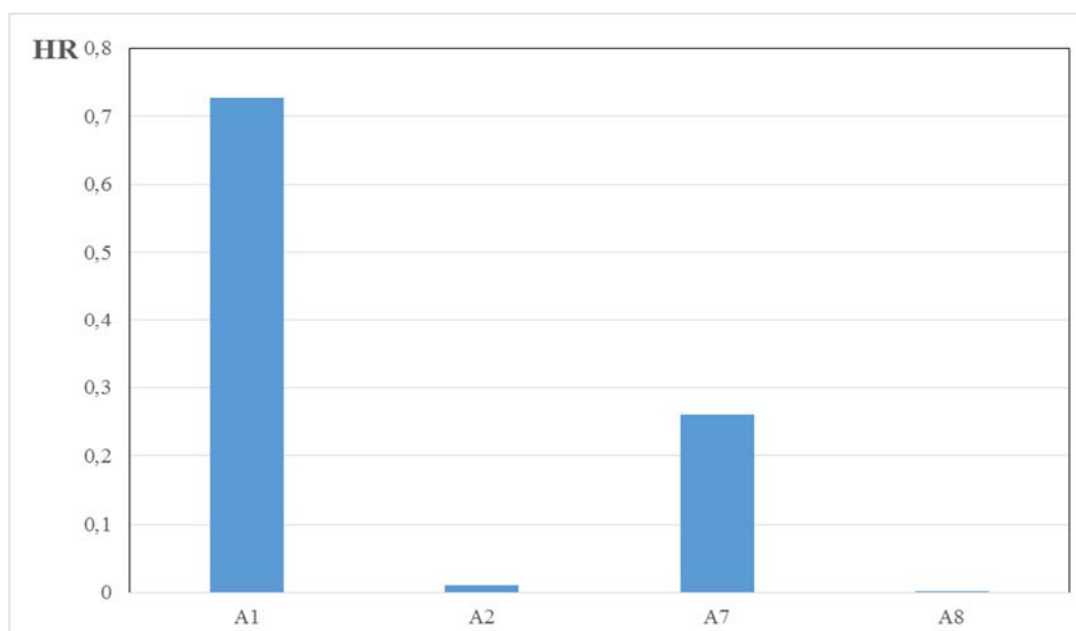


Рисунок 4.24 – Графическое представление результата расчёта приоритетов выбора альтернатив с учётом уверенного суждения ЛПР о приоритете массы над стоимостью, а стоимости над потребляемой мощностью

Таким образом, метод уверенных суждений позволяет снизить влияние субъективных факторов на процесс многокритериальной оптимизации и заметно снизить трудозатраты на сбор и анализ предпочтений ЛПР и экспертов предметной области, тем самым повышая эффективность процесса и возможность его автоматизации.

4.3.5 Рекомендации по оснащению малых космических аппаратов системами увода с орбиты

После выбора варианта изготовления системы увода становится возможным синтез проектного облика МКА, оснащённого

выбранной системой. Модель выбранной системы увода с орбиты на базе ТРД МТ ISP, интегрированной с МКА «АИСТ-2Д», представлена на рисунке 4.25, масса системы при этом составляет 40 кг.

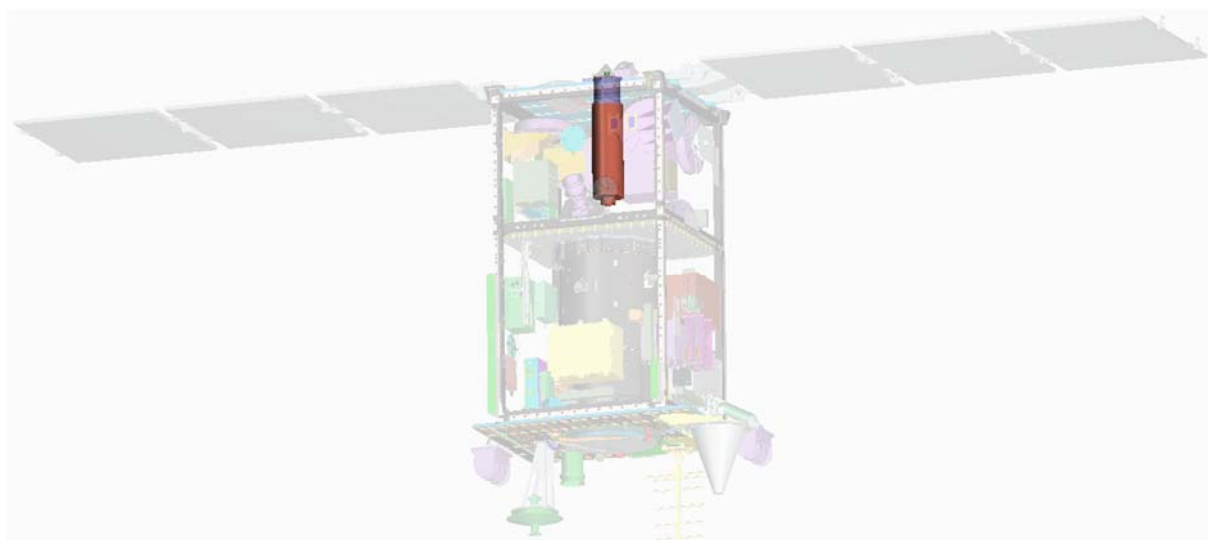


Рисунок 4.25 – МКА «АИСТ-2Д»,
оснащённый СУ с орбиты на базе ТРД МТ ISP

Следует отметить, что в качестве резервного способа увода МКА целесообразно рассматривать использование аэродинамической системы, которая удовлетворяет массовым и энергетическим ограничениям и может ускорить баллистический спуск спутника.

Реализация алгоритма выбора варианта системы увода МКА с орбиты и сформированной на его базе методики оценки эффективности вариантов позволяют сформулировать рекомендации по оснащению МКА различных классов системой увода с орбиты в зависимости от массо-габаритных и энергетических характеристик спутника. Предлагаемая классификация представлена в таблице 4.13.

В зависимости от параметров рабочей орбиты, запасов РТ и энергии на борту спутника в качестве средств спуска с орбиты

рекомендуется рассматривать определённые типы систем. В случае разработки системы спуска с орбиты нано- и микроспутников можно рассмотреть пассивные способы спуска – тросы и надувные аэродинамические устройства. Целесообразность таких технических решений обусловлена малой массой самой аэродинамической системы (может быть укомплектована в формате одного юнита кубсата), минимальной мощностью, требующейся для работы системы, а также отсутствием в составе более чем 90% наноспутников ДУ и высокоточной системы ориентации и стабилизации.

Таблица 4.13 – Классификация способов увода
для малых космических аппаратов

Тип МКА	Масса, кг	Тип системы ориентации и стабилизации	Мощность системы энергопитания, Вт	Рекомендуемый способ увода
Нано-спутники	1–10	Пассивная	5–10	АС / ТС
Микро-спутники	1–100	Пассивная	10–15	ТС / АС
МКА	100–250	Активная	50–100	ДУ + АС
МКА	250–500	Пассивная	100–200	ДУ + АС
МКА	500–1000	Пассивная	250–450	ДУ + АС

Установка тросовой системы на наноспутники нерациональна (несмотря на частично успешные попытки провести экспериментальную отработку таких систем [170]), так как для эффективного увода с орбиты требуется трос с характеристиками, требующими большей энергии, чем может обеспечить система

энергопитания таких МКА. Однако для микроспутников, обладающих более значительными запасами электроэнергии на борту и большими массогабаритными характеристиками на борту, тросовая система увода становится реальной альтернативой аэродинамической системе.

Для спутников массой более 100 кг с активной системой ориентации наиболее эффективными способами увода с орбиты является использование для манёвра увода двигательных установок. Поскольку во многих случаях при оценке эффективности системы критерий минимизации времени увода с орбиты является главенствующим, для МКА данного типа это может быть достигнуто при использовании двигательной установки с максимальной тягой, что делает ЭРДУ менее эффективной для задачи увода ввиду их большого энергопотребления и низкого уровня тяги по сравнению с другими типами ДУ.

Вместе с тем в качестве дополнительного (резервного) средства увода таких МКА рекомендуется дополнительно рассмотреть возможность включения в состав бортовых систем аэродинамической системы, которая в случае выхода из строя ДУ, а также выдачи некорректного импульса, ускорит баллистический спуск аппарата и повысит вероятность его входа в плотные слои атмосферы [171].

Таким образом, разработанная методика выбора и оценки вариантов реализации система увода МКА с орбиты достаточно полно описывает решение проблемы разработки системы увода с орбиты, учитывает особенности и ограничения конкретного спутника и позволяет ускорить, упростить и автоматизировать процесс выбора рационального варианта увода МКА с орбиты на ранних этапах проектирования.

4.4 Результаты цифровизации основных этапов жизненного цикла многоспутниковых космических систем мониторинга Земли на примере диаграммы Ганта создания малого космического аппарата

Обобщая методические подходы и инструментарий, описанные в главах 1–4 настоящей работы, можно сформировать комплекс решений для цифровизации процессов создания МКСМ Земли на базе МКА, схематично показанный на рисунке 4.26.

Ключевыми элементами цифровизации этапа проектирования и конструирования МКА для МКСМ является использование специализированного ПО и алгоритмов для выбора параметров аппарата и системы, а также адаптации УП под требования ЦА. Обязательным инструментом процесса проектирования современных изделий РКТ является создание их ЭМИ (в перспективе цифрового двойника), используемой на всех последующих этапах ЖЦ.

В частности, этот цифровой двойник используется на этапе подготовки производства, а также разработки технологических процессов изготовления элементов и сборки конечного изделия на этапе серийного производства МКА для МКСМ, организованного на базе концепции «цифрового завода».

Обобщённая схема цифровизации системы экспериментальной отработки МКА ДЗЗ для МКСМ приведена на рисунке 3.30, её ключевые элементы показаны и на рисунке 4.26. Для оценки значимости конкретных видов испытаний на этапе НЭО и определения направлений оптимизации объёмов отработки предложено использовать логико-вероятностные методы, которые позволяют легко автоматизировать данный процесс.

Создание и развитие наземной инфраструктуры для управления и эксплуатации перспективными МКСМ целесообразно осуществлять на базе распределённой инфраструктуры с организацией облачного хранения данных (как целевых, так и телеметрических) и доступом через сеть Интернет. Для обеспечения взаимодействия

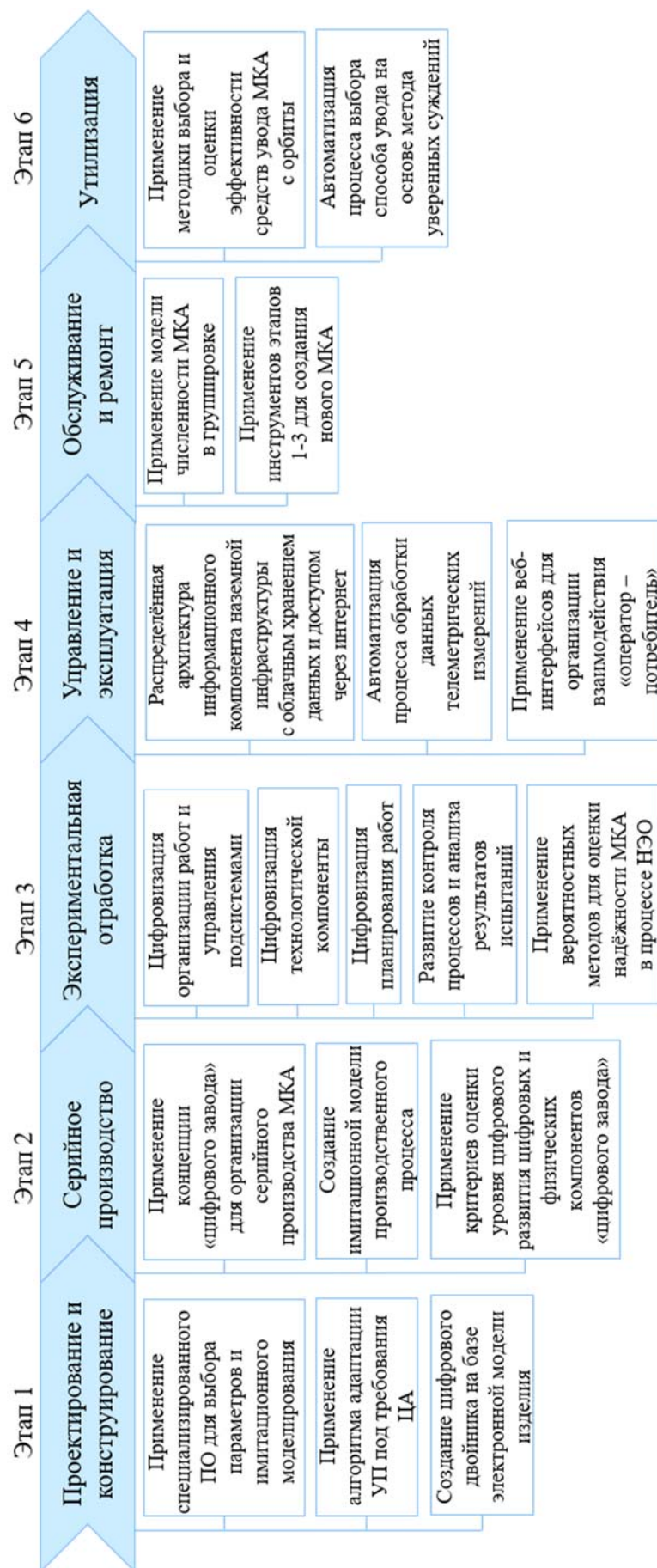


Рисунок 4.26 – Комплекс решений для цифровизации процессов создания МКСМ Земли

конечного потребителя информации ДЗЗ и оператора необходимо применять веб-интерфейсы, в том числе предназначенные для использования на мобильных устройствах.

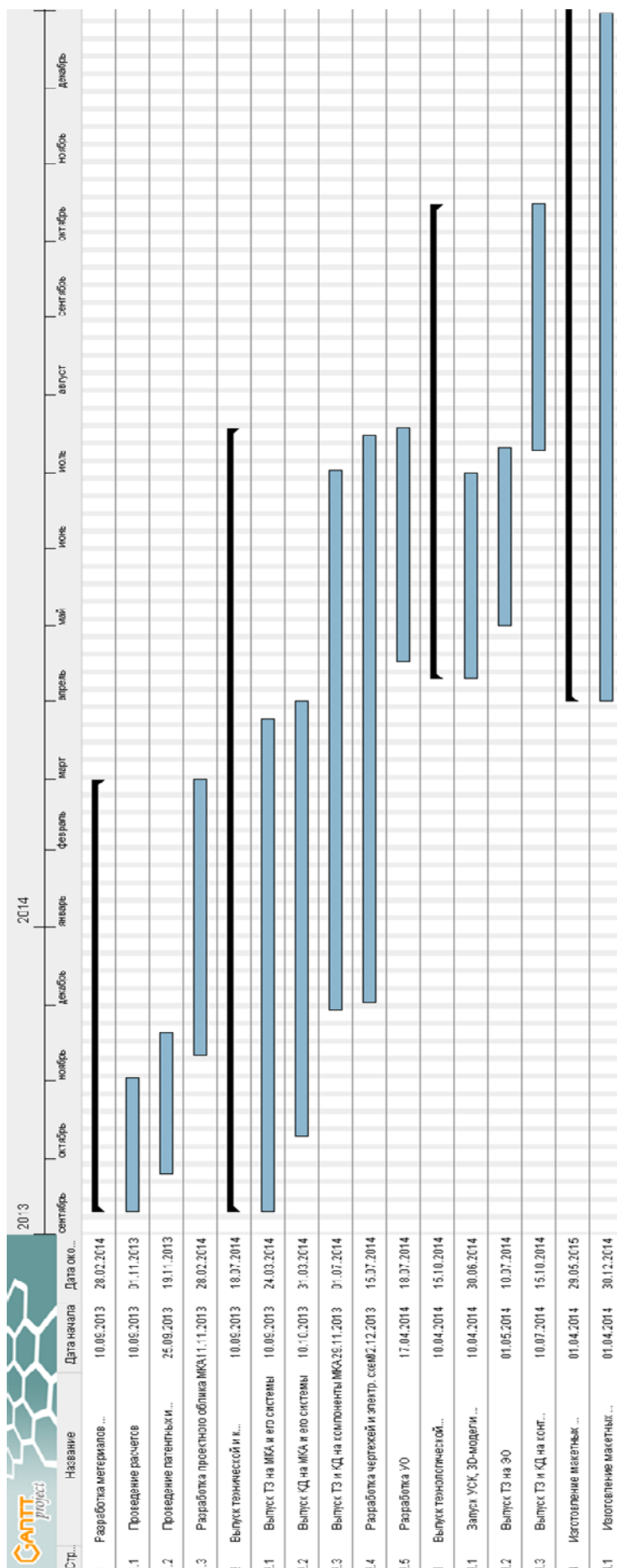
С учётом предложенного подхода к организации обслуживания и ремонта МКСМ создание новых аппаратов для восполнения группировки должно осуществляться с применением инструментов цифровизации этапов 1–3 ЖЦ МКСМ.

Для выбора и оценки эффективности средств увода с орбиты МКА, завершивших активное функционирование в составе МКСМ, целесообразно применение метода уверенных суждений, позволяющего в автоматизированном режиме осуществить анализ большого количества альтернатив.

Влияние цифровизации на этапы ЖЦ МКСМ рассмотрим на примере создания МКА на базе платформы «АИСТ-2». На рисунке 4.27 представлена диаграмма Ганта (сквозной сетевой график) создания МКА «АИСТ-2Д» в укрупнённом виде. Этап разработки, включающий в себя разработку эскизного проекта, выпуск технической, конструкторской, технологической и эксплуатационной документации, занял чуть более года (сентябрь 2013 г. – октябрь 2014 г.). Этап производства, включая изготовление ЭУ, составил 6 мес. Проведение НЭО осуществлялось в ускоренном режиме в течение 4 мес., включая работы в эксплуатирующей организации на космодроме Восточный. После запуска 28.04.2016 г. начался этап ЛКИ, продлившийся до 01.09.2016 г.

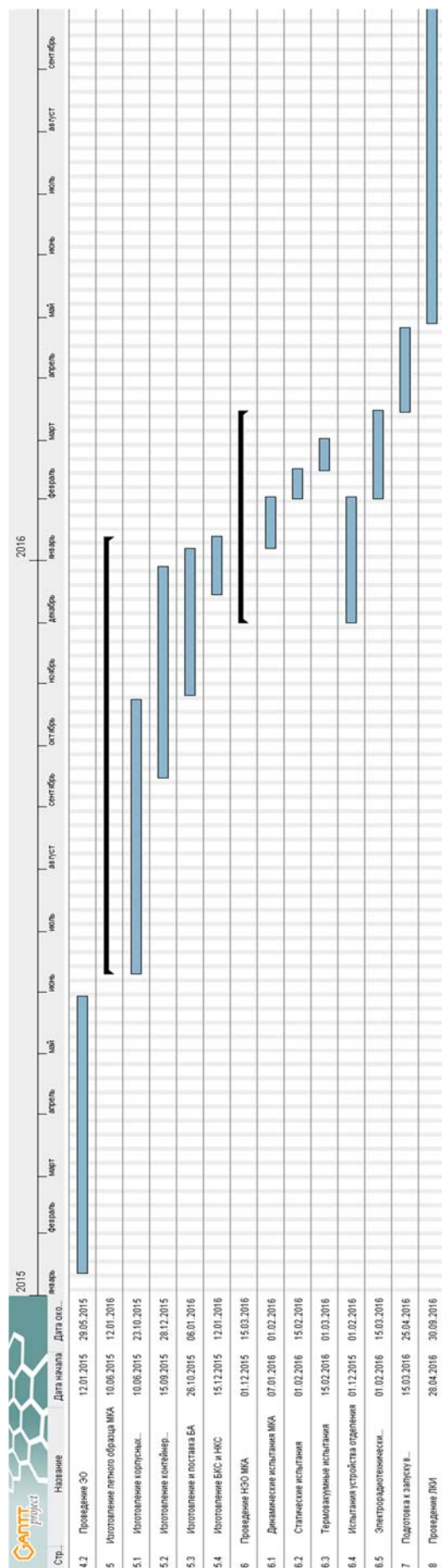
Опыт разработки, создания, ЭО и эксплуатации МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д» открывает возможности для создания линейки МКА на базе УП «АИСТ-2» с минимальными затратами и сжатыми сроками изготовления, что способно обеспечить создание высокоэффективных МКСМ на базе таких аппаратов.

На рисунке 4.28 представлена диаграмма Ганта создания нового МКА на базе УП «АИСТ-2», например, с целевой аппаратурой сверхвысокого разрешения, показанного на рисунке 2.18.



(а)

Рисунок 4.27 – Диаграмма Ганта (сквозной сетевой график) создания МКА «АИСТ-2Д»:
а – период 2013–2014 гг.; б – период 2015–2016 гг. (начало рисунка)



(б)

Рисунок 4.27. – Диаграмма Ганта (сквозной сетевой график) создания МКА «АИСТ-2Д»:
а – период 2013–2014 гг.; б – период 2015–2016 гг. (окончание рисунка)

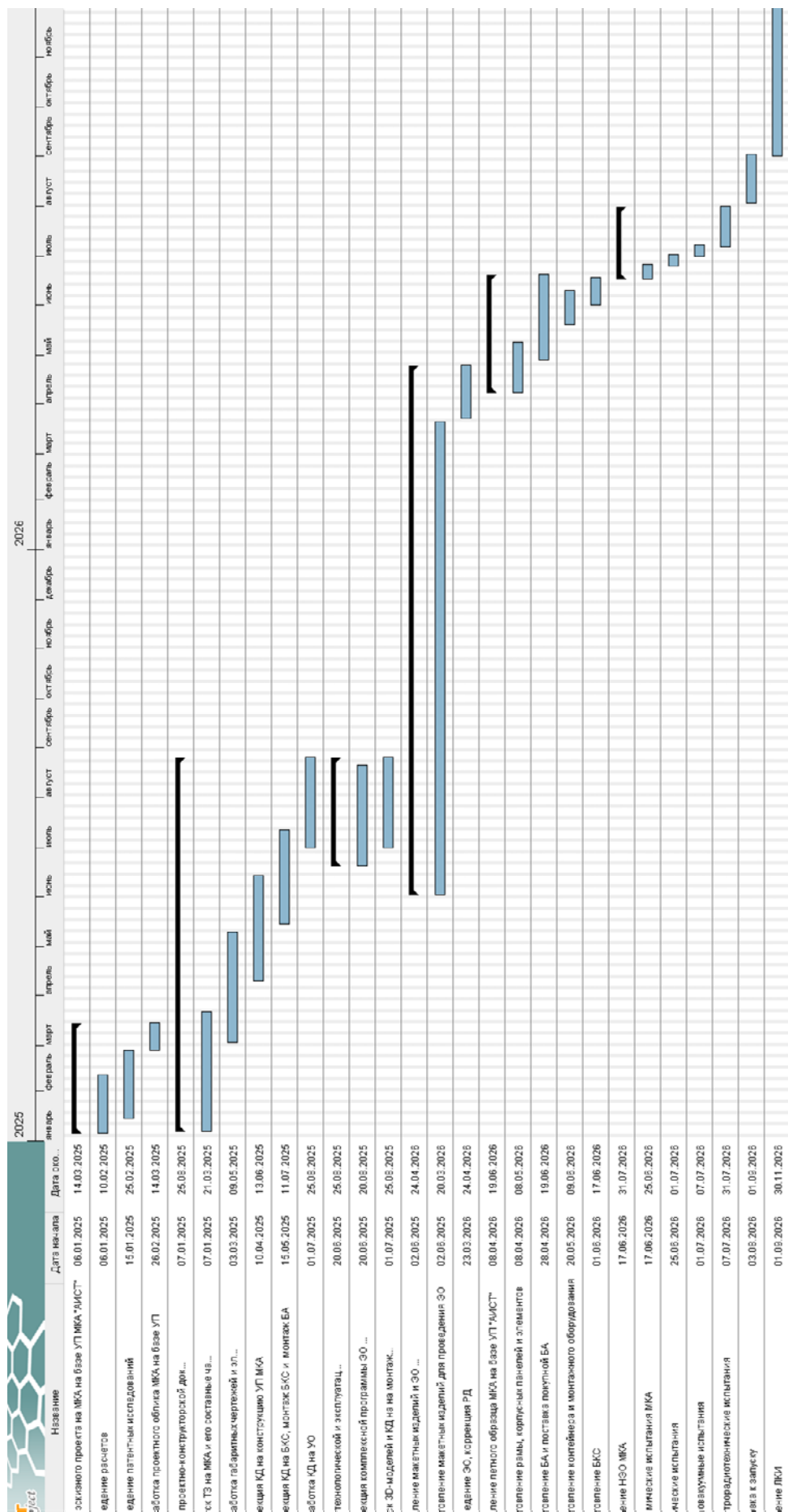


Рисунок 4.28 – Диаграмма Ганта создания нового МКА на базе УП «АИСТ-2»

Платформенный принцип создания аппарата и использование алгоритма адаптации УП под требования ЦА МКА (раздел 2.3), а также использование разработанного ПО (раздел 2.1) совместно с БД обеспечивающих БС (раздел 2.1.2), подробно описанных выше, позволяют сократить длительность этапа разработки МКА до 8 мес. При этом наибольший выигрыш по времени (2 мес.) приходится на этап начального проектирования (разработка основных положений, разработка материалов эскизного проекта, разработка ТЗ).

За счёт внедрения роботизации технологических процессов сборки лётного образца, а также автоматизации процессов контроля хода изготовления элементов конструкции МКА и БС возможно сокращение длительности этапа производства с 17 мес. до 12 мес.

Цифровизация испытаний, оптимизация их объёмов, а также перевод части НЭО в виртуальный вид позволяют сократить её длительность с 4 мес. до 1,5 мес.

Использование УП для нового МКА и результаты отработки МКА ДЗЗ «АИСТ-2Д» позволяют также существенно сократить этапы подготовки к запуску и проведения ЛКИ (суммарно с 7 мес. до 4 мес.).

Таким образом, даже за счёт частичной цифровизации этапов ЖЦ МКА ДЗЗ типа «АИСТ-2Д» возможно сокращение сроков его проектирования, изготовления и отработки более чем в 1,5 раза с 36 мес. до 23 мес.

Необходимо отметить, что в рассматриваемом примере речь идёт о создании одного образца МКА на базе ОТ МКА «АИСТ-2Д». В случае принятия решения о создании серии подобных МКА и формирования на их базе полноценной МКСМ сокращение длительности этапов ЖЦ СИ может быть продолжено, в первую очередь за счёт дальнейшего сокращения расчётно-проектировочных работ, разработки документации, но главное – за счёт организации

производства СИ и его компонентов (БС, создаваемых участниками кооперации) на принципах «цифрового завода», подробно описанных в разделах 3.1–3.3, а также за счёт перехода к периодическим испытаниям в рамках НЭО СИ.

На основании результата экспертной оценки, приведённой в разделе 1.4 (таблица 1.7), другим показателем, на который оказывает влияние цифровизация основных этапов ЖЦ МКСМ, является стоимость её создания, однако ввиду сложности экономических моделей для расчёта затрат на создание изделий РКТ оценка выигрыша по данному показателю затруднена. Так, например, стоимость изготовления МКА для МКСМ при их серийном производстве напрямую зависит от объёма партии выпускаемых изделий. Рассмотренные в 3 главе методические подходы к организации серийного производства МКА на принципах «цифрового завода», безусловно, позволяют обеспечить снижение стоимости конечной продукции. Вместе с тем внедрение цифровых технологий, автоматизация и роботизация технологических процессов на предприятии-изготовителе МКА, а также предприятиях кооперации – изготовителей компонентов МКА, требуют существенных затрат, экономическую эффективность которых можно рассчитать только в случае знания стоимостных характеристик изделий и процессов.

Таким образом, рассмотренный пример наглядно демонстрирует влияние результатов цифровизации основных этапов ЖЦ МКСМ Земли на примере МКА на базе УП «АИСТ-2» на сокращение сроков создания системы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Настоящее исследование является первой попыткой рассмотрения, всестороннего анализа и обобщения на системном уровне подходов к цифровизации процессов создания объекта нового типа – многоспутниковой космической системы мониторинга на базе малых космических аппаратов – на всех этапах его жизненного цикла, а также последовавшая за этим разработка новых подходов для тех этапов, которым ранее не уделялось достаточного внимания исследователей, а именно этапов производства (серийного) аппаратов для МКСМ, экспериментальной отработки (наземной и лётной) и утилизации после окончания срока активного функционирования.

Применение комплекса представленных подходов, инструментов, алгоритмов и технологий будет способствовать достижению главной цели – сокращению сроков создания многоспутниковых космических систем мониторинга.

Автор обращает внимание на то, что в работе применён «продуктовый» подход к формированию жизненного цикла МКСМ, то есть космическая система и аппараты в её основе рассматриваются как любой другой объект или изделие, предусматривающее серийный выпуск. При этом этапы, характерные для создания именно космической техники, учитывающие специфику её функционирования (подготовка к запуску, запуск, выведение МКА на рабочую орбиту, функционирование на орбите и связанные с этим процессы), намеренно практически не обсуждаются в данной монографии. Это связано с желанием сделать акцент именно на те этапы ЖЦ, где применение цифровизации либо пока не имеет систематизированного методологического подхода, либо имеет определённую специфику,

связанную именно с объектом исследования – многоспутниковой космической системой мониторинга Земли, построенной на базе десятков и сотен МКА.

Отдавая себе отчёт в том, что за рамками данной работы осталось ещё большое количество задач и вопросов, требующих исследования, тем не менее хочется подчеркнуть основные результаты, представленные в настоящем издании, а именно:

1) на основе протолётного подхода сформирована модель жизненного цикла МКСМ, включающая самостоятельный этап обслуживания и ремонта, который в контексте многоспутниковых систем предложено рассматривать как создание и запуск на орбиту нового МКА или вывод из резерва взамен прекратившего активное функционирование;

2) предложен новый подход к формализации требований к космической системе исходя из целевых задач с учётом современных тенденций и требований мирового рынка геоинформационных продуктов и услуг, рынка космического аппаратостроения, а также с учётом современных приёмов реализации инновационных технических проектов;

3) впервые сформированы концептуальная, структурная и процессная модели «цифрового завода» серийного производства МКА на принципах киберфизической системы с обоснованием выбора матричного типа производственной системы;

4) предложена обобщённая схема цифровизации экспериментальной отработки МКА, предназначенных для функционирования в составе МКСМ, базирующаяся на применении цифровых инструментов для оптимизации объёмов испытаний;

5) предложена архитектура информационного компонента наземной инфраструктуры для управления МКСМ, предполагающая цифровизацию процессов хранения и обработки данных ТМИ для последующего принятия решения на её основе по управлению МКА группировки;

6) предложена новая технология распространения материалов космической съёмки с использованием облачных технологий хранения информации, ключевым элементом комплекса взаимодействия оператора и потребителей которой является веб-интерфейс и блок онлайн-обработки данных ДЗЗ;

7) сформирована оригинальная система критериев и методика оценки эффективности средств увода с орбиты МКА из состава МКСМ, базирующаяся на методах интегральной относительной оценки и уверенных суждений.

Важно отметить, что все эти результаты нашли своё практическое применение при проектировании, изготовлении, наземной экспериментальной отработке и эксплуатации малых космических аппаратов серии «АИСТ». Разработанные методики проектирования, алгоритмы управления и технологии изготовления прошли успешную апробацию под руководством автора в рамках деятельности наземного комплекса управления малыми космическими аппаратами серии «АИСТ», а также экспериментальной киберфизической фабрики («цифрового завода») МКА ДЗЗ, созданных в Самарском университете им. Королева.

Вопрос, требующий дополнительного обсуждения, – является ли совокупность представленных в данной монографии результатов полноценным цифровым двойником многоспутниковой космической системы мониторинга Земли на всех этапах её жизненного цикла? Ответ пока отрицательный. Дело в том, что для обеспечения такого цифрового двойника необходимым функционалом следует выстроить еще множество связей между его цифровыми компонентами. Но автор надеется, что настоящее исследование послужит основой для его создания в ближайшем будущем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Малышев, В. В. Спутниковые системы мониторинга: Анализ, синтез и управление / В. В. Малышев, М. Н. Красильщиков, В. Т. Бобронников, О. П. Нестеренко, А. В. Федоров; под ред. В. В. Малышева. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 566 с.

2 Разработка систем космических аппаратов / Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; пер. с англ. – М.: Альпина Паблишер, 2015. – 765 с.

3 Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

4 Walker, J. G. Satellite Constellations / J. G. Walker // Journal of the British Interplanetary Society. – 1984. – № 37. – С. 559-571.

5 Можаяев, Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем: Теоретико-групповой подход / Г. В. Можаяев. – М.: Машиностроение, 1989. – 303 с.

6 Разумный, Ю. Н. Синтез орбитальных структур спутниковых систем периодического обзора / Ю. Н. Разумный. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. – 104 с.

7 Аверкиев, Н. Ф. Анализ возможностей применения формаций космических аппаратов на эллиптических орбитах для обзора поверхности Земли / Н. Ф. Аверкиев, С. А. Богачёв, С. А. Власов, Т. А. Житников, А. В. Кульвиц // Т-Comm: Телекоммуникации и транспорт. – 2017. – Т. 11, № 10. – С. 29-37.

8 Кукушкин, С. С. Методологические основы создания малогабаритных космических аппаратов и управления многоспутниковыми группировками / С. С. Кукушкин, Б. П. Николаев, А. Ю. Потюпкин // Двойные технологии. – 2008. – Т. 43, № 2. – С. 45-50.

9 Потюпкин, А. Ю. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов / А. Ю. Потюпкин, Н. С. Данилин, А. С. Селиванов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2017. – Т. 4, № 4. – С. 45-56.

10 Карсаев, О. В. Обзор традиционных и инновационных систем планирования миссий космических аппаратов / О. В. Карсаев // Труды СПИИРАН. – 2016. – № 5 (48). – С. 151-182.

11 Городецкий, В. И. Самоорганизация группового поведения кластера малых спутников распределенной системы наблюдения / В. И. Городецкий, О. В. Карсаев // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2017. – №2. – С. 234-247.

12 Карсаев, О. В. Имитационное моделирование автономного управления группировкой малых спутников / О. В. Карсаев // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2018. – №1. – С. 140-154.

13 Карсаев, О. В. Анализ оперативности информационных взаимодействий в низкоорбитальных многоспутниковых группировках / О. В. Карсаев // Труды СПИИРАН. – 2019. – Т. 18, № 4. – С. 858-886.

14 Павлов, А. Н. Структурно-параметрический синтез системы информационного взаимодействия кластера перспективных малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и оценка ее робастности / А. Н. Павлов, Д. А. Павлов, А. А. Слинько // Наукоемкие технологии в космических исследованиях Земли. – 2017. – Т. 9, № 5. – С. 6-18.

15 Широбоков, В. В. Подход к организации межспутникового взаимодействия в распределенной вычислительной структуре орбитальной группировки микроспутников / В. В. Широбоков, А. Ф. Шинкаренко // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. – 2015. – № 646. – С. 77-82.

16 Басыров, А. Г. Методика функционально-распределенной обработки информации в перспективных кластерах микроспутников

дистанционного зондирования Земли / А. Г. Басыров, В. В. Широ-
боков // Научные технологии в космических исследованиях
Земли. – 2017. – Т. 9, № 4. – С. 62-70.

17 Соллогуб, А. В. Интеллектуальная система распределённого управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов в задачах дистанционного зондирования Земли / А. В. Соллогуб, П. О. Скобелев, Е. В. Симонова, А. В. Царев, М. Е. Степанов, А. А. Жилиев // Моделирование систем и процессов. – 2013. – № 1. – С. 16-26.

18 Иванов, А. Б. Адаптивное планирование сеансов связи малых космических аппаратов в сети наземных пунктов приема информации на основе мультиагентных технологий / А. Б. Иванов, А. А. Жилиев, П. О. Скобелев, И. В. Майоров, Е. В. Симонова, В. С. Травин, В. К. Скирмунт, Н. Р. Стратилатов, С. В. Тюлевин // XII Всероссийское совещание по проблемам управления ВСПУ-2014. – М.: Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, 2014. – С. 8975-8983.

19 Ekici, E. A distributed routing algorithm for datagram traffic in LEO satellite networks / E. Ekici, I. F. Akyildiz, M. D. Bender // IEEE/ACM Transactions on Networking. – 2001. – № 9. – С. 137-147.

20 Mohorcic, M. Performance evaluation of adaptive routing algorithms in packet-switched intersatellite link networks / M. Mohorcic, A. Svigelj, G. Kandus, M. Werner // International Journal of Satellite Communications. – 2002. – Т. 2, № 20. – С. 97-120.

21 Zhu, J. Load balancing routing based on agent for polar-orbit LEO satellite networks / J. Zhu, Y. Rao, L.-Y. Fu, W. Chen, X. Shao // Journal of Information and Computational Science. – 2012. – № 9. – С. 1373-1377.

22 Karapantazis, S. Multiservice on-demand routing in LEO satellite networks / S. Karapantazis, E. Papapetrou, F.-N. Pavlidou // IEEE Transactions on Wireless Communications. – 2009. – № 8. – С. 107-112.

23 Bryce Reports [Электронный ресурс]. – Smallsats by the Numbers 2020. – 2021. – Режим доступа: <https://brycetek.com/reports>.

24 Bryce Reports [Электронный ресурс]. – Smallsats by the Numbers 2021. – 2022. – Режим доступа: <https://brycetek.com/reports>.

25 Earth Observaion Missions – eoPortal [Электронный ресурс] / <https://www.eoportal.org>: eoPortal. – 2023. – Режим доступа: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/blacksky-constellation#about-blacksky-technology-inc> (дата обращения: 10.01.2023).

26 PROXIMA Официальный поставщик данных дистанционного зондирования [Электронный ресурс] / <https://gisproxima.ru>: PROXIMA. – 2021. – Режим доступа: https://gisproxima.ru/malyue_sputniki_blacksky_dlya_monitoringa_zemli (дата обращения: 10.01.2023).

27 Satellogic [Электронный ресурс] / <https://satellogic.com>: Satellogic. – 2023. – Режим доступа: <https://satellogic.com/technology/constellation/> (дата обращения: 31.03.2023).

28 Занин, К. А. Космическая система радиолокационного наблюдения Capella 36. Часть 1 / К. А. Занин, Н. Н. Клименко, И. В. Москатиньев // Воздушно-космическая сфера. – 2022. – №1. – С. 48-57.

29 Клименко, Н. Н. Новое поколение космических аппаратов для наблюдения за морской обстановкой / Н. Н. Клименко, К. А. Занин // Воздушно-космическая сфера. – 2019. – № 2. – С. 73-82.

30 Theresa Hitchens. Capella First For 'Holy Grail' of Real-Time SAR-Sat Images [Электронный ресурс] / Moralepatcharmorg.com. – 2019. – Режим доступа: <https://www.moralepatcharmory.com/blogs/breaking-defense/capella-first-for-holy-grail-of-real-time-sar-sat-images> (дата обращения: 31.03.2023).

31 Нафиева, Е. Н. Новые радиолокационные космические группировки Capella и ICEYE / Е. Н. Нафиева, И. В. Елизаветин, А. Н. Пирогов // Геопрофи. – 2021. – № 3. – С. 39-42.

32 Геопространственное агентство Иннотер [Электронный ресурс] / <https://innoter.com: Planetscope>. – 2023. – Режим доступа: <https://innoter.com/sputniki/planetscope/> (дата обращения: 31.03.2023).

33 Геопространственное агентство Иннотер [Электронный ресурс] / <https://innoter.com: SkySat>. – 2023. – Режим доступа: <https://innoter.com/sputniki/skysat/> (дата обращения: 31.03.2023).

34 Бакланов, А. И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения земли высокого разрешения / А. И. Бакланов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2018. – Т. 5, № 3. – С. 17-28.

35 Gray, A. Guide to Life Cycles and Life Cycle Models / A. Gray, K. Richardson, K. Rooke, T. Thornburn // INCOSE UK Ltd., INCOME and the Association for Project Management. – 2016. – Вып. 1.1. – С. 1-41.

36 Кирилин, А. Н. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. В. Соллогуб, В. П. Макаров. – М.: Машиностроение, 2010. – 384 с.

37 Кумагина, Е. А. Модели жизненного цикла и технологии проектирования программного обеспечения: учебно-методическое пособие / Е. А. Кумагина, Е. А. Неймарк. – Нижний Новгород: Изд-во ННГУ, 2016. – 41 с.

38 Royce, W. W. Managing The Development of Large Software Systems / W. W. Royce // Proceedings of IEEE WESCON. – 1970. – № 26. – С. 1-9.

39 Boehm, B. W. A Sprial Model of Software Development and Enhancement / B. W. Boehm // ACM SIGSOFT Engineering Note. – 1986. – Вып. 11, № 4. – С. 14-24.

40 Forsberg, K. System Engineering for Faster, Cheaper, Better / K. Forsberg, H. Mooz // INCOSE International Symposium. – 1999. – №9. – С. 924-932.

41 Software Engineering: The V model to W model [Электронный ресурс] / <http://soft-engineering.blogspot.com/2011/01/lifecycle.html>: Software Engineering Blog. – Режим доступа: <http://soft-engineering.blogspot.com/2011/01/lifecycle.html> (дата обращения: 05.10.2022).

42 NASA Systems Engineering Handbook. Вып. 6105. Washington, DC, USA: NASA, 2007. 340 с.

43 Стандарт «ECSS-M-ST-10C. Space project management: Project planning and implementation»: введ. Европейской кооперацией по стандартизации в области космической техники от 6 марта 2009, ред. 1.

44 Стандарт «JMR-001. System Safety Standard»: введ. Японским агентством аэрокосмических исследований от 2008, версия В.

45 Cooper, R. G. Agile-Stage-Gate: New idea-to-launch method for manufactured new products is faster, more responsive / R. G. Cooper, A. F. Sommer // Industrial Marketing Management. – 2016. – № 59. – С. 167-180.

46 Okada, M. Systems Engineering Enhancement Initiative in JAXA / M. Okada, S. Yamamoto, T. Mukai // Japan Society for Aeronautical and Space Science Space Technology. – 2009. – Вер. 7, №. ISTS26. – С. 1-6.

47 Annual Report of the Institute of Space and Astronautical Science 2015. Sagami-hara, Kanagawa, Japan: JAXA, 2016. 80 с.

48 Куренков, В. И. Методы расчета и обеспечения надежности ракетно-космических комплексов: учебное пособие / В. И. Куренков, В. А. Капитонов; Федеральное агентство по образованию, Гос. образовательное учреждение высш. проф. образования «Самарский гос. аэрокосмический ун-т им. акад. С. П. Королева». – Самара: Изд-во СГАУ, 2007. – 345 с.

49 Кирилин, А. Н. Космическое аппаратостроение: научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А. Н. Кирилин, Г. П. Аншаков, Р. Н. Ахметов,

А. Д. Сторож; под общ. ред. А. Н. Кирилина. – Самара: Издательский дом «АГНИ», 2011. – 280 с.

50 SNOE – Student Nitric Oxide Explorer [Электронный ресурс] / <http://lasp.colorado.edu>: Laboratory for Atmospheric and Space Physics. – 1998. – Режим доступа: http://lasp.colorado.edu/home/snoe/?doing_wp_cron=1532110147.4225430488586425781250 (дата обращения: 10.12.2022).

51 NASA Space Science Data Coordinated Archive [Электронный ресурс] / <tps://nssdc.gsfc.nasa.gov>: «TERRIERS», NASA. – 2015. – Режим доступа: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1999-026A> (дата обращения: 10.12.2022).

52 ESA and Chinese Academy of Sciences to Study Smile as Joint Mission [Электронный ресурс] / <http://sci.esa.int>: ESA. – 2015. – Режим доступа: <http://sci.esa.int/cosmic-vision/55972-esa-and-chinese-academy-of-sciences-to-study-smile-as-joint-mission/> (дата обращения: 10.12.2022).

53 About INnovative-technology Demonstration Experiment «REIMEI» (INDEX) [Электронный ресурс] / <http://global.jaxa>: JAXA. – 2015. – Режим доступа: <http://global.jaxa.jp/projects/sat/index/> (дата обращения: 10.12.2022).

54 Кирилин, А. Н. Опытнo-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, Е. В. Шахматов, С. И. Ткаченко, А. И. Бакланов, В. В. Салмин, Н. Д. Семкин, И. С. Ткаченко, О. В. Горячкин. – Самара: Изд-во «СамНЦ РАН», 2017. – 324 с.

55 Стандарт ИСО 9004-1-94. Управление качеством и элементы системы качества. М., 1994.

56 Ткаченко, И. С. Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов / И. С. Ткаченко // Онтология проектирования. – 2021. – Т. 11, № 4(42). – С. 479-501.

57 Гонин, Г. Б. Космические съемки Земли / Г. Б. Гонин. – М.: Наука, 1989. – 255 с.

58 Coene, Y. Architecture and Standards for a Distributed Digital Library of Geospatial Services / Y. Coene, P. G. Marchetti, S. Smolders // IRCDL. – 2007. – С. 52-60.

59 Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во СГАУ, 2006. – 296 с.

60 Куренков, В. И. Методика сравнительной оценки эффективности космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с различными оптико-электронными телескопическими комплексами / В. И. Куренков, Н. Н. Стратилатова, А. С. Кучеров // Вестник СГАУ. – 2016. – Т. 15, № 2. – С. 80-89.

61 Чо, Х. Методика прогнозирования технико-экономических характеристик перспективной КС мониторинга природной среды при наличии ограничений / Х. Чо, Ю. А. Матвеев // Актуальные проблемы космонавтики. – М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2018. – 174 с.

62 Куренков, В. И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

63 Копайгородский, А. Н. Фрактальный подход к проектированию архитектуры информационных систем / А. Н. Копайгородский, Л. В. Массель // Вестник ИрГТУ. – 2010. – № 6 (46). – С. 8-12.

64 Сафронов, С. Л. Современные подходы к созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на базе унифицированных платформ: монография / С. Л. Сафронов, И. С. Ткаченко, М. А. Иванушкин, С. С. Волгин; под ред. В.В. Салмина. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2019. – 276 с.

65 Платова, П. О. Методы оценки эффективности проектов / П. О. Платова // Бизнес-инжиниринг сложных систем: модели, технологии, инновации: сборник материалов II международной научно-практической конференции, Донецк, 08 ноября 2017 года. – Донецк: Донецкий национальный технический университет, 2017. – С. 174-177.

66 Куренков, В. И. Основы проектирования космических аппаратов опико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчет основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие [Электронный ресурс] / В. И. Куренков; М-во науки и высшего образования Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т). – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2020. – 1 файл (81,1 Мб). – ISBN 978-5-7883-1572-0.

67 Kusza, K. L. Intersatellite Links: Lower Layer Protocols for Autonomous Constellations / K. L. Kusza, M. A. Paluszek // First Joint Space Internet Workshop, NASA Goddard Space Flight Center, Maryland, USA, November 2000.

68 Jia, L. Design of Mega-Constellations for Global Uniform Coverage with Inter-Satellite Links / L. Jia, Y. Zhang, J. Yu, X. Wang // Aerospace. – 2022. – Т. 5, № 9. – 234 с.

69 Потюпкин, А. Ю. Управление многоспутниковыми орбитальными группировками / А. Ю. Потюпкин, И. Н. Пантелеймонов, Ю. А. Тимофеев, С. А. Волков // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2020. – Т. 7, № 3. – С. 61-70.

70 Потюпкин, А. Ю. Групповое управление многоспутниковой орбитальной группировкой на основе концепции режимов совместного функционирования / А. Ю. Потюпкин, Ю. А. Тимофеев, С. А. Волков // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2021. – Т. 8, № 3. – С. 11-19.

71 Потюпкин, А. Ю. Алгоритм формирования рабочих структур при управлении многоспутниковой орбитальной группи-

ровкой / А. Ю. Потюпкин, Ю. А. Тимофеев, С. А. Волков // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2022. – Т. 9, вып. 3. – С. 3-12.

72 ГОСТ Р 59079-2020 Национальный стандарт Российской Федерации. Данные дистанционного зондирования Земли из космоса. Типы данных дистанционного зондирования Земли из космоса (утв. и введен в действие Приказом Росстандарта от 07.10.2020 N 766-ст). – М., 2020. – 12 с.

73 Барталев, С. А. Мультиспектральный интеллектуальный мониторинг природной и техногенной среды / С. А. Барталев, Е. В. Бурнаев, В. С. Верб, Н. А. Ивлиев, Н. Л. Казанский, А. Карерко, Е. А. Лупян, А. В. Никоноров, Р. В. Скиданов, А. А. Черниенко; под ред. В. Я. Панченко. – Самара: Новая техника, 2023. – 184 с.

74 Ходненко, В. П. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата / В. П. Ходненко, А. В. Хромов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2009. – Т. 109, № 2. – С. 27-32.

75 Щеглов, Г. А. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока [Электронный ресурс] / Г.А. Щеглов, А.В. Шаповалов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – Вып. 8. – Режим доступа: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>.

76 Рыжков, В. В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов / В. В. Рыжков, А. В. Сулинов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. – Т. 17, № 4. – С. 115-128.

77 Conversano, R. Mission Capability Assessment of CubeSats Using a Miniature Ion Thruster / R. Conversano, R. Wirz // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2013. – № 50. – С. 1035-1046.

78 O'Reilly, D. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review / D. O'Reilly, G. Herdrich, D. F. Kavanagh // Aerospace. – 2021. – Т. 1, № 8: 22.

79 Levchenko, I. Perspectives, frontiers, and new horizons for plasma-based space electric propulsion / I. Levchenko, S. Xu, S. Mazouffre, D. Lev, D. Pedrini, D. Goebel, L. Garrigues, F. Taccogna, K. Bazaka // Physics of Plasmas. – 2020. – № 27. – С. 1-18.

80 ГОСТ 2.052-2006 «Межгосударственный стандарт. Единая система конструкторской документации. Электронная модель изделия (Общие положения).

81 Балухто, А. Н. Аналитический обзор текущего состояния и перспектив развития в области технологий и программных средств имитационного моделирования космических систем / А. Н. Балухто, Е. М. Твердохлебова // Космонавтика и ракетостроение. – 2019. – Т. 107, № 2. – С. 118-133.

82 Балухто, А. Н. Облачная платформа IWEBSIM как средство имитационного моделирования космических систем / А. Н. Балухто, Б. В. Соколов, О. В. Карсаев // Десятая всероссийская научно-практическая конференция по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2021): труды конференции. – СПб.: АО «Центр технологии судостроения и судоремонта», 2021. – С. 95-104.

83 Программный комплекс «Спутниковые технологии» для расчета спутниковых систем, сетей и линий радиосвязи: свидетельство о гос. регистрации программы для ЭВМ №2013618575; заявл. 23.05.13; опубл. 12.09.13. 4 с.

84 Завьялова, Н. А. Программный комплекс «Интеграл» для моделирования космических группировок и космических аппаратов / Н. А. Завьялова, С. С. Негодяев, А. А. Кузнецов, И. Н. Завьялов, И. И. Фукин, В. Ю. Семака, П. А. Гришин // Космические

аппараты и технологии. – 2023. – Т. 7, № 2(44). – С. 162-170. – DOI 10.26732/j.st.2023.2.09.

85 Астродинамика [Электронный ресурс] / <https://www.astrodynamics.ru>. – 2024. – Режим доступа: <https://www.astrodynamics.ru/download-mide>: (дата обращения 20.10.2024).

86 Тюлин А. Е. Орбитальные сегменты космических систем пространственно-временного обеспечения / А. Е. Тюлин, В. В. Бетанов, В. Г. Яшин. – М.: Инновационное машиностроение, 2020. – 333 с.

87 Ткаченко, И. С. Информационная система поддержки предварительного проектирования малых космических аппаратов / И. С. Ткаченко, С. Л. Сафронов, М. Д. Коровин, М. А. Иванушкин, А. В. Крестина // Онтология проектирования. – 2023. – Т. 47, № 1. – С. 75-89.

88 Сафронов, С. Л. Унификация бортовой аппаратуры при разработке малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли / С. Л. Сафронов, И. С. Ткаченко // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники». – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2019. – Т. 2. – С. 294-296.

89 Волоцуев, В. В. Выбор проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов / В. В. Волоцуев, И. С. Ткаченко, С. Л. Сафронов // Вестник СГАУ. – 2012. – №2 (33). – С. 35 – 47.

90 Кирилин, А. Н. Основные проектные характеристики малых космических аппаратов научного и прикладного назначений на базе унифицированной платформы «АИСТ-2» / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. И. Бакланов, Н. Р. Стратилатов, В. И. Абрашкин, Е. В. Космодемьянский, С. И. Ткаченко, В. В. Салмин, И. С. Ткаченко, С. Л. Сафронов // Космическая техника и технологии. – 2020. – Т. 31, № 4. – С. 5-20.

91 Ахметов, Р. Н. Основные проектные характеристики малых космических аппаратов научного и прикладного назначения на базе унифицированной платформы «АИСТ-2» / Р. Н. Ахметов, А. И. Бакланов, Е. В. Космодемьянский, И. С. Ткаченко, В. В. Салмин // Космическая техника и технологии. – 2020. – Т. 31, №4. – С. 5-20.

92 Перспективные информационные технологии дистанционного зондирования Земли: монография / под ред. В. А. Сойфера. – Самара: Новая техника, 2015. – 256 с.

93 Кирилин, А. Н. Формирование региональной космической системы оперативного мониторинга Земли в интересах решения задач картографии, развития сельского хозяйства и экологической безопасности на базе малых космических аппаратов серии «АИСТ» с широкозахватной целевой аппаратурой среднего разрешения / А. Н. Кирилин, Г. П. Аншаков, А. И. Бакланов, В. В. Салмин, И. С. Ткаченко // Материалы XV научно-технической конференции «Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли». – Калуга: Манускрипт, 2018. – С. 36-39.

94 Иванушкин, М. А. Оценка эффективности многоспутниковых космических систем дистанционного зондирования Земли / М. А. Иванушкин, И. С. Ткаченко // Современные проблемы дистанционного зондирования земли из космоса. – 2023. – № 20(4). – С. 101-110.

95 Технические характеристики спутников SkySat [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellitemissions/s/skysat> (дата обращения: 15.09.2022).

96 Planet Labs public orbital ephemerides [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://ephemerides.planet-labs.com> (дата обращения: 16.09.2022).

97 Рагулина, Ю. В. Стратегия управления промышленным производством в условиях функционирования экономики знаний и

превращения их в основной фактор производства: дис. ... д-ра экон. наук: 08.00.05 / Рагулина Юлия Вячеславовна. – М., 2009. – 261 с.

98 Стороженко, В. В. Создание современной стратегии энергоэффективного управления производством / В. В. Стороженко // Актуальные проблемы социально-экономических наук: материалы II Международной научно-практической конференции: сборник научных трудов, Таганрог, 29 февраля 2016 года; под ред. Ю. В. Мамченко. – Таганрог: Издательство «Перо», 2016. – С. 42-48.

99 Измайлов, М. К. Проблемы управления процессом производства при различных типах производства на отечественных и зарубежных крупных промышленных предприятиях / М. К. Измайлов // Актуальные проблемы экономики и управления. – 2020. – № 3(27). – С. 28-33.

100 Блинова, У. Ю. Основы выбора инновационной стратегии промышленного предприятия в России / У. Ю. Блинова, Е. И. Щербинина // Вестник ГУУ. – 2016. – № 12. – С. 136-138.

101 Сборочное производство космических аппаратов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.gazprom-spacesystems.ru/ru/new_projects/sborochnoe-proizvodstvo-kosmicheskikh-apparatov/ (дата обращения: 13.12.2023).

102 Шехтман, А. Ю. Современные подходы к организации производства / А. Ю. Шехтман, С. Е. Васильева, Р. К. Крайнева, Е. Н. Корнеева // Вестник ВУиТ. – 2018. – №1. – С. 183-191.

103 Касперович, С. А. Организация производства и управление предприятием: учебное пособие для студентов технических специальностей / С. А. Касперович, Г. О. Коновальчик. – Минск: БГТУ, 2012. – 344 с.

104 Ткаченко, И. С. Методические подходы к созданию и функционированию серийного роботизированного производства малых космических аппаратов / И. С. Ткаченко // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2024. – Т. 23, № 3. – С. 178-194.

105 Эфендиева, А. А. Исследование влияния процесса массовой роботизации и автоматизации производства на структуру трудовых ресурсов / А. А. Эфендиева, М. И. Хаджиева, М. А. Канокова // Известия КБНЦ РАН. – 2019. – №6 (92). – С. 186-193.

106 Существующие методологии имитационного моделирования [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://focus-group.spb.ru/simulation-techniques/> (дата обращения: 13.12.2023).

107 Малахатко, Д. Г. Средства имитационного моделирования / Д. Г. Малахатко // Форум молодых ученых. – 2019. – №1-2. – С. 707-711.

108 Митасов, И. М. Имитационное моделирование предприятия / И. М. Митасов, С. В. Ченцов // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2008. – № 3. – С. 23-25.

109 Ткаченко, И. С. Концептуальная модель цифрового завода производственного предприятия аэрокосмической отрасли / И. С. Ткаченко, Д. В. Антипов, А. В. Куприянов, В. Г. Смелов, В. В. Кокарева // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2023. – № 3(113). – С. 90-106.

110 Ткаченко И. С., Антипов Д. В. Концептуальная модель цифрового завода серийного производства малых космических аппаратов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2024. – № 8. – С. 331-337.

111 Ткаченко, С. И. Методы экспериментальной отработки прочности конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие / С. И. Ткаченко, О. А. Ткаченко, В. Н. Самсонов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 194 с.

112 Александровская, Л. Н. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем: учебное пособие / Л. Н. Александровская, В. И. Круглов, А. Г. Кузнецов [и др.]. – М.: Логос, 2003. – 736 с.

113 Василевский, А. В. Методика планирования и комплексирования испытаний при экспериментальной отработке космиче-

ских аппаратов военного и двойного назначения и их бортовых систем / А. В. Василевский, Ю. С. Ермакова, И. Д. Комаров, Д. А. Озеров, Д. Д. Тюрина, Ю. А. Тютюлин, А. П. Харченко // I-methods. – 2018. – №2. – С. 5-17.

114 Иголкин, А. А. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «АИСТ-2Д» / А. А. Иголкин, А. И. Сафин, А. Г. Филипов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. – Т. 17, № 2. – С. 100-108.

115 Гребнев, Д. Н. Применение имитационного моделирования при проведении статических испытаний малого космического аппарата «АИСТ-2Д» / Д. Н. Гребнев, В. К. Дуплихин, Я. А. Зуперман, А. И. Аистов, В. Е. Кукушкин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). – 2016. – Т. 15, № 2. – С. 43-49.

116 Куреев, В. Д. Перспективы реализации «протолетного» подхода при наземной отработке наноспутников / В. Д. Куреев, С. В. Павлов, Ю. А. Соколов // Известия вузов. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 477-481.

117 Патраев, В. Е. Методы обеспечения и оценки надежности космических аппаратов с длительным сроком активного существования: монография / В. Е. Патраев. – Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2010. – 136 с.

118 Кирилин, А. Н. Малые космические аппараты серии «АИСТ» (проектирование, испытания, эксплуатация и развитие) / А. Н. Кирилин, С. И. Ткаченко, В. В. Салмин, И. С. Ткаченко, Н. Д. Семкин, С. Л. Сафронов, В. И. Абрашкин. – Самара: СНЦ РАН, 2017. – 348 с.

119 Akhmetov, R. “AIST-2D”: Results of flight tests and application of earth remote sensing data for solving thematic problems / R. Akhmetov, A. Filatov, R. Khalilov, S. Raube, M. Borisov,

V. Salmin, I. Tkachenko, S. Safronov, M. Ivanushkin // Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Science. – 2023. – № 26. – С. 427-454.

120 Патраев, В. Е. Оптимизация объёмов обработки космических аппаратов со сроком активного существования 10-15 лет / В. Е. Патраев, Ю. В. Максимов // Двойные технологии. – 2005. – № 3. – С. 67-71.

121 Патраев, В. Е. Оценка эффективности оптимизации экспериментальной обработки космических аппаратов навигации и связи / В. Е. Патраев, Ю. В. Максимов, В. В. Ильиных // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. – 2007. – № 4(17). – С. 67-71.

122 Волков, Л. И. Управление эксплуатацией летательных комплексов: учебное пособие для вузов / Л. И. Волков. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1987. – 400 с.

123 Надёжность и эффективность в технике: справочник: в 10 т. // Экспериментальная обработка и испытания / Под общ. ред. Р. С. Судакова, О. И. Тескина. – М.: Машиностроение, 1989. – Т. 6. – 376 с.

124 Рябинин, И. А. Логико-вероятностные методы исследования надёжности структурно-сложных систем / И. А. Рябинин, Г. И. Черкесов. – М.: Радио и связь, 1981. – 172 с.

125 Ткаченко, И. С. Направление цифровизации и оптимизации объёмов наземной экспериментальной обработки малых космических аппаратов, функционирующих в составе многоспутниковых космических систем / И. С. Ткаченко, В. И. Куренков // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2025. – № 3. – С. 44-53.

126 Волков, С. А. Управление многоспутниковыми орбитальными группировками на базе малоразмерных космических аппаратов / С. А. Волков, И. Н. Пантелеймонов, А. Ю. Потюпкин, Ю. А. Тимофеев, А. С. Сергеев, Н. С. Данилин // Научное наследие

и развитие идей К. Э. Циолковского: материалы 54-х Научных чтений памяти К. Э. Циолковского, Калуга, 17-19 сентября 2019 года. – Калуга: АКФ «Политоп», 2019. – Ч. 1. – С. 73-77.

127 Балухто, А. Н. Основные принципы построения и организации функционирования интеллектуальных многоспутниковых систем на базе малых космических аппаратов / А. Н. Балухто, С. А. Матвеев, В. В. Хартов // Космонавтика и ракетостроение. – 2018. – Т. 105, № 6. – С. 127-140.

128 Ivancic, W. Experience with Delay-tolerant Networking from Orbit / W. Ivancic, W. Eddy, D. Stewart, L. Wood, J. Northam, C. Jackson // International Journal of Satellite Communications and Networking. – 2010. – № 28. – С. 335-351.

129 Жданов, А. А. Применение метода автономного адаптивного управления для группы робототехнических устройств на примере модели кластера наноспутников / А. А. Жданов, А. А. Романов, А. А. Романов, С. С. Семенов // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2016. – Т. 17, № 1. – С. 11-18.

130 Городецкий, В. И. Самоорганизующиеся сети агентов – базовая модель группового и кооперативного поведения автономных объектов / В. И. Городецкий // Сборник трудов научно-техн. конф. Минобороны РФ: «Искусственный интеллект: проблемы и пути решения». – М.: Минобороны, 2018. – С. 9-15.

131 Лихтенштейн, В. Е. Мультиагентные системы. Самоорганизация и развитие / В. Е. Лихтенштейн, В. А. Коняевский, Г. В. Росс, В. П. Лось. – М.: Финансы и статистика, 2018. – 264 с.

132 Ключников, В. Ю. Мини-спутники собираются в стаи [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.ng.ru/science/2020-01-21/9_7773_satellites.html (дата обращения: 10.03.2022).

133 Охтилев, М. Ю. Технология автоматизированной информационно-аналитической поддержки жизненного цикла изделий на примере единого виртуального электронного паспорта

космических средств / М. Ю. Охтилев, А. А. Ключарев, П. А. Охтилев, А. Э. Зянчурин // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2020. – Т. 63, № 11. – С. 1012-1019.

134 Ткаченко, И. С. Архитектура информационного компонента наземной инфраструктуры для управления перспективными многоспутниковыми системами на базе данных телеметрических измерений / И. С. Ткаченко, М. А. Иванушкин // Авиакосмическое приборостроение. – 2025. – № 3. – С. 3-14.

135 Волгин, С. С. Уточнение алгоритмов восстановления работоспособного состояния малых космических аппаратов «АИСТ» на основе телеметрической информации / С. С. Волгин, В. В. Салмин, С. И. Ткаченко, И. С. Ткаченко, М. А. Иванушкин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. – Т. 17, № 3. – С. 36-43.

136 Болсуновский, М. А. Современные подходы к организации оперативного космического мониторинга / М. А. Болсуновский // Геоматика. – 2010. – №. 3. – С. 13-18.

137 AWS Ground Station [Электронный ресурс] / <https://www.aws.amazon.com>: AWS Ground Station. – 2024. – Режим доступа: <https://aws.amazon.com/ground-station/> (дата обращения: 25.04.2024).

138 Кашницкий, А. В. Технология создания инструментов обработки и анализа данных больших распределенных спутниковых архивов / А. В. Кашницкий, Е. А. Лупян, И. В. Балашов, А. М. Константинова // Оптика атмосферы и океана. – 2016. – Т. 29, № 9. – С. 772-777.

139 Лупян, Е. А. Создание технологий построения информационных систем дистанционного мониторинга / Е. А. Лупян, И. В. Балашов, М. А. Бурцев, В. Ю. Ефремов, А. В. Кашницкий, Д. А. Кобец, Ю. С. Крашенинникова, А. А. Мазуров, Р. Р. Назиров, А. А. Прошин, И. Г. Сычуглов, В. А. Толпин, И. А. Уваров,

Е. В. Флитман // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2015. – Т. 12, № 5. – С. 53-75.

140 Ефремов, В. Ю. Технология построения автоматизированных систем хранения спутниковых данных / В. Ю. Ефремов, Е. А. Лупян, А. А. Мазуров, А. А. Прошин, Е. В. Флитман // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2004. – № 1. – С. 437-443.

141 Сафронов, С. Л. Разработка программного мобильного приложения для доступа к информации дистанционного зондирования Земли / С. Л. Сафронов, В. В. Салмин, И. С. Ткаченко, А. А. Федосеев, А. В. Ращупкин, А. В. Чернов // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения). – Самара: СамНЦ РАН, 2019. – Т. 1. – С. 184-186.

142 Mell, P. The NIST Definition of Cloud Computing / P. Mell, T. Grance // NIST Special Publication 800-145. – 2011. – 7 с.

143 Цветков, В. Я. Облачный сервис / В. Я. Цветков, И. П. Дешко // Образовательные ресурсы и технологии. – 2016. – Т. 15, № 3. – С. 88-95.

144 Union of Concerned Scientists [Электронный ресурс] / <https://www.ucsusa.org>: UCS Satellite Database. – 2022. – Режим доступа: <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database> (дата обращения: 11.04.2023).

145 NORAD, Satellite Catalog Number [Электронный ресурс] / <https://www.n2yo.com>: Browse satellites by launch date. – 2020. – Режим доступа: <https://www.n2yo.com/browse/> (дата обращения: 01.04.2023).

146 NASA Technology Transfer program [Электронный ресурс] / <https://software.nasa.gov>: General Mission Analysis Tool (GMAT) v.R2016a. – 2016. – Режим доступа: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1> (дата обращения: 01.04.2023).

147 ГОСТ 25645.101-83 Атмосфера земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли. – М.: Издательство стандартов, 1984. – 168 с.

148 Первый запущенный с космодрома Восточный спутник весной прекратит свое существование [Электронный ресурс] / <https://tass.ru>: Информационное агентство ТАСС – 2023. – Режим доступа: <https://tass.ru/kosmos/19272779> (дата обращения: 11.04.2024).

149 «Аист-2Д»: успешное завершение работы [Электронный ресурс] / <https://www.samspace.ru>: АО «РКЦ «Прогресс» – 2024. – Режим доступа: https://www.samspace.ru/news/press_relizy/20213/ (дата обращения: 17.04.2024).

150 McKnight, D. Handbook for Post-Mission Disposal of Satellites Less Than 100 kg. International Academy of Astronautics / D. McKnight, R. Kawashima. – Paris, France: International Academy of Astronautics, 2019. – 105 с.

151 Палий, А. С. Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов / А. С. Палий // Техническая механика. – 2012. – № 4. – С. 82-90.

152 Nock, K. T. Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD) for Safe and Efficient De-orbit / K. T. Nock, K. L. Gates, K. M. Aaron, A. D. McDonald // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Toronto, Ontario Canada. – 2010. – DOI:10.2514/6.2010-7824.

153 Stone, N. H. The TSS-1R electrodynamic tether experiment: Scientific and technological results / N. H. Stone, W. J. Raitt, K. H. Wright Jr. // Advances in Space Research. – 1999. – Т. 24, № 8. – С. 1037-1045.

154 de Ruiter, A. H. Spacecraft Dynamics and Control: An Introduction / A. H. de Ruiter, Chr. Damaren, J. R. Forbes. – US: Wiley, 2013. – 529 с.

155 Zagórski, P. Modeling disturbances influencing an Earth-orbiting satellite / P. Zagórski // *Pomiary automatyka Robotyka*. – 2012. – № 5. – С. 98-103.

156 Krestina, A. V. Efficiency Assessment of the Deorbiting Systems for Small Satellite / A. V. Krestina, I. S. Tkachenko // *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*. – 2022. – Vol. 54, No. 2. – P. 227 – 240. – DOI 10.6125/JoAAA.202206_54(2).08.

157 Аншаков, Г. П. Анализ эффективности применения средств увода с орбиты малых космических аппаратов / Г. П. Аншаков, А. В. Крестина, И. С. Ткаченко // *Космические аппараты и технологии*. – 2020. – Т. 4, № 2 (32). – С. 72-84.

158 Крестина, А. В. Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты / А. В. Крестина, И. С. Ткаченко // *Инженерный журнал: наука и инновации*. – 2020. – Т. 104, № 8. – С. 1-16.

159 Krestina, A. V. Determining design characteristics of the de-orbiting system for the small satellite / A. V. Krestina, I. S. Tkachenko // *AIP Conference Proceedings*. – 2021. – № 2318. – 020010.

160 Ткаченко, И. С. Интегральная оценка эффективности космической системы орбитальной инспекции на базе малых космических аппаратов / И. С. Ткаченко, И. В. Кауров // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. – 2013. – Т. 39, №1. – С. 91-100.

161 Акционерное общество «Научно-исследовательский институт машиностроения» [Электронный ресурс] / <https://niimashspace.ru>: Каталог продукции 2020 – 2020. – Режим доступа: https://niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf (дата обращения: 01.03.2023).

162 RCS Rocket Motor Components [Электронный ресурс] / <http://www.specificimpulse.com>: Industrial Solid Propulsion, Product Portfolio – 2018. – Режим доступа: <http://www.specificimpulse.com/> (дата обращения: 01.03.2023).

163 The National Aeronautics and Space Administration [Электронный ресурс] / <https://www.nasa.gov>: State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology – 2022. – Режим доступа: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/2022_soa_full_0.pdf (дата обращения: 01.03.2023).

164 Sellers, J. J. Investigation into low-cost propulsion systems for small satellite missions / J. J. Sellers, M. Paul, M. Meerman, R. Wood // Small Satellite Conference. – 1995. – № 61. – С. 1-22.

165 Пиявский, С. А. Новые методы принятия многокритериальных решений в цифровой среде / С. А. Пиявский, В. В. Малышев. – М.: Наука, 2022. – 370 с.

166 Пиявский, С. А. Метод уверенных суждений при принятии многокритериальных решений / С. А. Пиявский, В. В. Малышев // Тезисы докладов XXVII научной конференции «Системный анализ, управление и навигация». – М.: ООО «Буки Веди», 2023. – С. 57-58.

167 Панов, Д. В. Сравнительный многокритериальный анализ сложных технических и социальных систем в экономико-управленческом аспекте / Д. В. Панов, В. В. Малышев, С. А. Пиявский, Д. В. Ковков // МИР (Модернизация. Инновации. Развитие). – 2016. – Т. 7, № 2. – С. 74-83.

168 Пиявский, С. А. Простой и универсальный метод принятия решений в пространстве критериев «стоимость–эффективность» / С. А. Пиявский // Онтология проектирования. – 2014. – Т. 10, № 3. – С. 89-102.

169 Малышев, В. В. Метод «уверенных суждений» при выборе многокритериальных решений / В. В. Малышев, С. А. Пиявский // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2015. – № 5 – С. 90-101.

170 The Infogalactic: the planetary knowledge core [Электронный ресурс] / <https://infogalactic.com>: ESTCube-1 – 2023. – Режим

доступа: <https://infogalactic.com/info/ESTCube-1> (дата обращения: 14.10.2023).

171 Крестина, А. В. Устройство аэродинамической системы увода малого космического аппарата с орбиты / А. В. Крестина, И. С. Ткаченко, С. С. Волгин, М. А. Иванушкин // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – № 1(121). – DOI 10.18698/2308-6033-2022-1-2143.

Научное издание

Ткаченко Иван Сергеевич

**ЦИФРОВИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ СОЗДАНИЯ
МНОГОСПУТНИКОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ
МОНИТОРИНГА ЗЕМЛИ**

Монография

Редакционно-издательская обработка
издательства Самарского университета

Подписано в печать 30.12.2025. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 23,0.

Тираж 150 экз. Заказ № .

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.